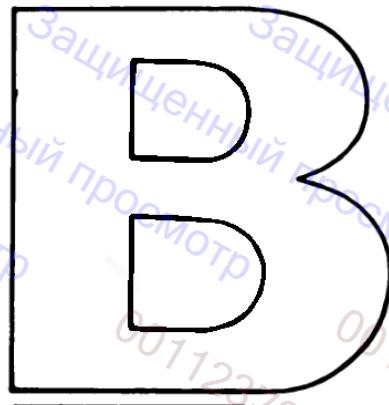




# СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

МАШИНОСТРОЕНИЕ



для вузов

А.А.Козлов  
В.Н.Новиков  
Е.В.Соловьев

# СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

*Допущено Министерством высшего и среднего  
специального образования СССР  
в качестве учебника для студентов  
авиадвигателестроительных  
специальностей вузов*



---

МОСКВА  
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»  
1988



## **ВВЕДЕНИЕ**

Жидкостные ракетные двигательные установки (ЖРДУ) являются сложным техническим комплексом, объединяющим в своем составе пневмогидравлические системы и системы управления.

Пневмогидравлические системы (ПГС) обеспечивают хранение и подачу топлива к газогенераторам и камерам двигателей, а также подачу рабочих тел для наддува баков и питания агрегатов автоматики.

Системы управления (СУ) обеспечивают функционирование ЖРДУ и выполнение полетных задач летательными аппаратами (ЛА). В первом случае ЖРДУ является объектом управления, во втором – выполняет роль исполнительного органа системы управления движением ЛА.

Компоненты топлива в значительной степени определяют состав и структуру системы питания. С одной стороны, их выбор связан с полетными задачами ЛА (длительность полета, условия внешней среды, потребные характеристические скорости), с другой – свойства компонентов топлива в значительной степени определяют существенные особенности всей ЖРДУ: несамовоспламеняющиеся компоненты топлива, например, требуют системы зажигания, а для сохранности криогенных компонентов при их длительном хранении нужна система терmostатирования. Прослеживается неразрывная связь между полетной задачей и выбором компонентов топлива, формированием схемы и выбором основных параметров системы питания ЖРДУ.

Несмотря на разнообразие схем современных ЖРДУ наметились и некоторые общие тенденции в их развитии – стремление к высокой энергетической и экономической эффективности и надежности.

В частности, системы питания и управления ЖРДУ должны обеспечить наиболее полную выработку запаса топлива с высоким удельным импульсом тяги, повышенную точность регулирования параметров, а также способность к запуску и работе при разнообразном сочетании внешних условий – невесомости, больших перегрузок, высоких тепловых нагрузок и давлений. Все это требует резервирования отдельных агрегатов, использования для систем управления БЦВМ, введения новых подсистем, что приводит к увеличению времени проектирования и отработки ЖРДУ.

Рассматривая, например, двигательную установку ракеты-носителя, нетрудно заметить, что система питания объединяет корпус ЛА (несущие баки) и потребителей компонентов топлива (камеры и газогенераторы двигателей). Она включает в себя различные подсистемы, агрегаты, узлы и трубопроводы и обеспечивает с заданной точностью тягу, суммарный импульс тяги при максимально возможном значении удельного импульса

тяги и тем самым – выполнение полетных задач ЛА с требуемым качеством. При этом со стороны ЛА на двигательную установку (ДУ) накладываются габаритные и массовые ограничения.

Свойства и параметры современной ДУ активно влияют на выполнение таких задач ЛА, как, например, выведение полезного груза, точность управления пространственным движением ЛА, маневрирующую способность и другие показатели.

Выявление критериев и параметров оптимизации внутридвигательных контуров ДУ и системы ДУ – ЛА является одной из насущных задач повышения эффективности использования ДУ.

Существенную помощь в решении задачи комплексной оптимизации ЖРДУ, связанной с выполнением полетных задач, может оказать применение системного подхода к анализу состава и установлению внутренних связей агрегатов элементов ДУ между собой, а также внешних связей ДУ с ЛА и окружающей средой. Системный подход должен являться результатом совместных усилий проектировщиков ЛА, двигателестров и специалистов по системам управления движением ЛА.

Предлагаемый учебник является определенным обобщением специальных дисциплин по теории и конструкции двигателей, а также опыта промышленных организаций по созданию различных классов ЖРДУ, отвечающих конкретным полетным задачам ЛА.

Гл.5, разд.1.2; 3.1 и подразд.1.1.3 и 1.1.4 написаны А.А. Козловым; гл.4 и разд.1.3 – В.Н. Новиковым; гл.2, разд.1.1 и 3.2 – Е.В. Соловьевым.

Авторы выражают глубокую признательность чл.-корр. АН СССР проф. В.Е. Алесову и проф. Д.Ф. Пичугину за ценные замечания, сделанные при рецензировании книги, во многом способствовавшие ее улучшению.

# ГЛАВА 1 ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

## 1.1. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ПАРАМЕТРЫ ЖРДУ

### 1.1.1. ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ И КЛАССИФИКАЦИЯ ЖРДУ

Жидкостные ракетные двигательные установки (ЖРДУ) применяются во всех случаях, когда питание топливом камеры двигателя исключает применение забортного окислителя (в виде воздуха) либо ввиду его низкой эффективности, либо при его отсутствии (в условиях космической среды).

С одной стороны, топливная автономия ЖРДУ обеспечивает независимость ее работы относительно окружающей среды, а с другой – возможность реализации высоких уровней тяги вследствие применения эффективных окислителей и горючих, называемых топливом ЖРД. Этими свойствами двигательных установок, содержащих топливные баки с окислителем и горючим и средства подачи топлива в камеру с высоким давлением, обосновывается их применение как маршевых двигателей установок. ЖРДУ могут использоваться в комбинации с другими типами двигателей или выполнять задачи систем управления движением центра масс ЛА и относительно его центра масс, или обеспечивать вспомогательные функции для ЛА и ДУ.

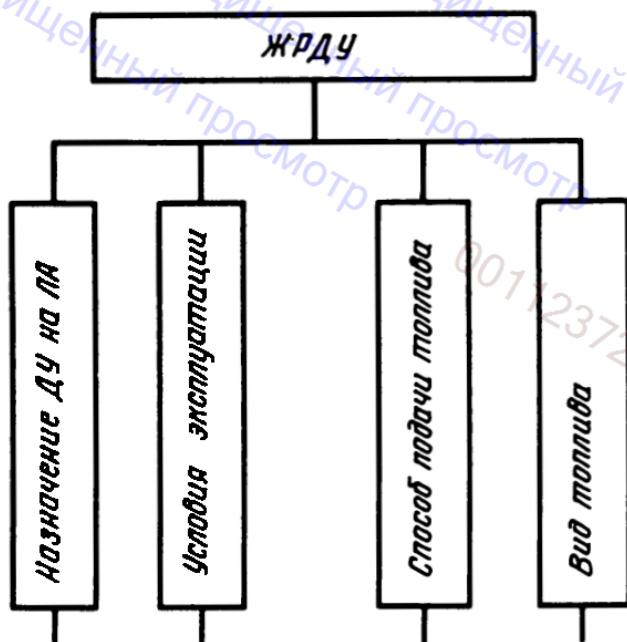
Основные задачи, решаемые маршевыми ЖРДУ:

- 1) вывод на орбиту искусственных спутников Земли и других планет Солнечной системы. ЖРДУ в этом случае обеспечивает носителям всех ступеней составных ракет необходимый потребный импульс тяги;
- 2) обеспечение полета баллистических ракет, перемещающих полезные грузы из одной точки земной поверхности в другую;
- 3) выполнение народно-хозяйственных задач в атмосферной зоне Земли маневренными беспилотными летательными аппаратами;
- 4) обеспечение причаливания,стыковки и расстыковки пилотируемых космических летательных аппаратов;
- 5) управление движением центра масс космических летательных аппаратов, связанных с поддержанием или изменением заданной орбиты полета и реализацией тормозного импульса тяги для спуска ЛА с орбиты.

Назначение ДУ на ЛА, условия эксплуатации ЖРД, выбранный способ подачи топлива в камеру двигателя и вид применяемых компонентов топлива (рис. 1.1) существенно влияют на схемное решение ЖРДУ и конструкцию составляющих ее агрегатов. По назначению ДУ подразделяются на маревые, комбинированные и вспомогательные и ДУ систем управления ЛА (рис. 1.2). К маревым двигателенным установкам относятся носители космических ЛА, баллистических ЛА, маневренных беспилотных и пилотируемых ЛА и космических летательных аппаратов. Такое разделение обусловлено основными задачами, решаемыми маревыми ЖРДУ.

Комбинированные ЖРДУ следует рассматривать в виде двух классов: ЖРД + ВРД и ЖРД + ПВРД. Комбинация воздушно-реактивного двигателя (ВРД) с ЖРД является естественной для летательных аппаратов, выполнение полетных задач которых связано с попеременным пребыванием в атмосфере и космосе (орбитальный самолет). Такую комбинацию можно составить из двух автономных двигательных установок либо объединенных по линии питания горючим (керосином или водородом), либо связанных одним газогенератором. В последнем случае камера ЖРД получает топливо от турбонасосного агрегата (ТНА), питание газом которого обеспечивается камерами ВРД, использующими либо забортный, либо бортовой окислитель.

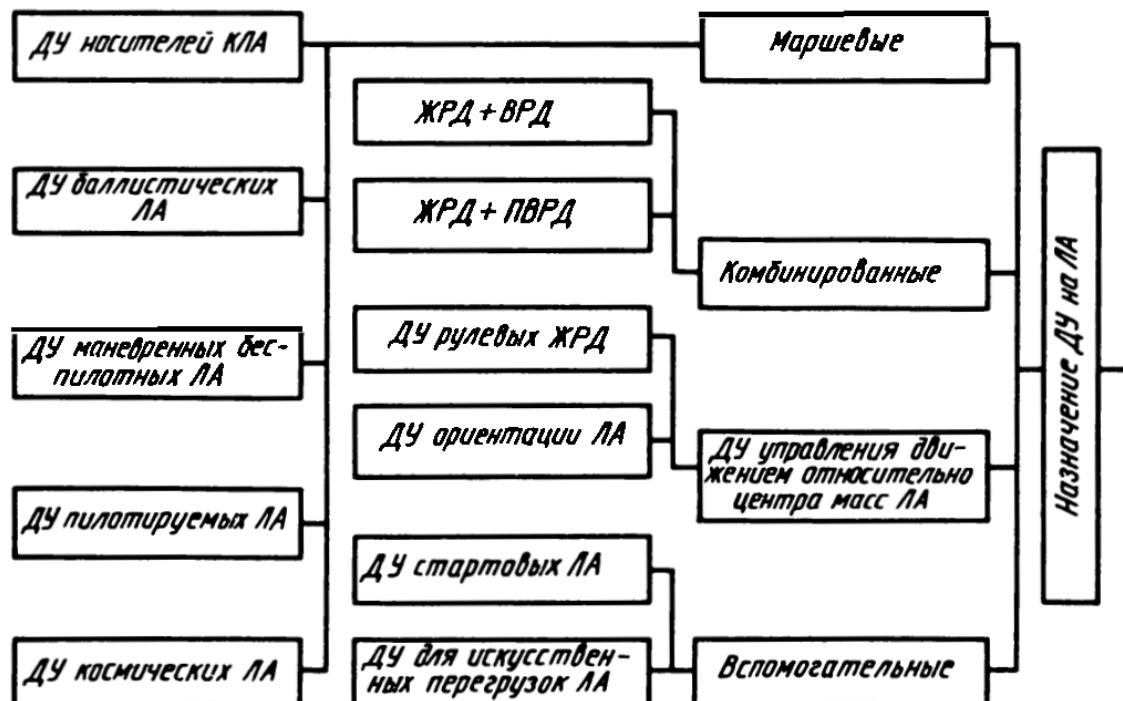
Комбинация ЖРД с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД) естественна, так как для запуска ПВРД ему необходим предварительный разгон, который обеспечивается с помощью ЖРД. Рассматриваемая комбинация может состоять из двух автономных двигательных установок.



вок или иметь общее горючее. Возможно также, что работа камеры ПВРД будет обеспечиваться подачей горючего от одной из ступеней насосного агрегата ЖРД. Для малоразмерных ПВРД проще осуществлять разгон с помощью твердотопливного двигателя. Однако для ПВРД больших размеров габаритно-массовые характеристики ракет-

### Рис. 1.1. Классификация ЖРДУ

### Рис. 1.2. Классификация ЖРДУ по назначению ДУ на ПА



ных двигателей твердого топлива (РДТТ) хуже, чем у ЖРД, к тому же ЖРД может иметь многократное включение, а его продукты сгорания могут быть использованы для воспламенения топлива в камере ПВРД.

Двигательная установка систем управления движением ЛА относительно его центра масс на активном участке полета ЛА обеспечивается с помощью рулевых ЖРД, а на пассивном участке – с помощью ДУ ориентации ЛА, в состав которой входят жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ).

Двигательные установки для рулевых ЖРД обеспечивают управление вектором тяги и необходимы для носителей и баллистических ракет при жестко закрепленных основных камерах и фиксированном уровне их тяги. Камеры таких двигательных установок, в зависимости от их числа, могут поворачиваться в одной или двух плоскостях, изменяя направление приложения тяги и создавая тем самым моменты управления относительно всех осей ЛА на активном участке полета.

Вывод спутников на орбиту Земли или полет по баллистической траектории требует точной ориентации продольной оси ЛА относительно трассы полета несмотря на действие возмущений (причиной которых, кстати, может быть рассогласование тяги маршевых двигателей, работающих в составе одной ступени). По сигналам системы управления с помощью рулевых приводов поворотом камер ДУ устраняются погрешности в ориентации продольной оси ЛА и при необходимости устраняется или наоборот осуществляется вращение ЛА относительно продольной оси. Поскольку с помощью этих двигателей стабилизируется положение осей ЛА относительно трассы полета, то иногда двигатели управления вектором тяги называют двигателями стабилизации. Эти двигатели могут иметь каждый свой ТНА (или один на всех) или использовать газ после турбины основных двигателей ступени. В последнем случае рулевые двигатели вырождаются в газовые сопла. Двигатели управления вектором тяги работают непрерывно совместно с основными двигателями ступени и при совпадении осей этих двигателей с продольной осью ракеты вносят свой вклад в общий потребный суммарный импульс тяги, который составляет примерно 5 – 10 %.

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги выполняют ту же роль, что и двигатели управления вектором тяги, только для космических летательных аппаратов. ЖРДМТ закреплены на КЛА жестко, а для экономии топлива работают короткими включениями. С помощью ЖРДМТ производится управление и стабилизация положений осей КЛА в режиме пассивного полета. Поскольку возмущения, действующие на КЛА в полете, малы, то и тяги ЖРДМТ также малы и в зависимости от моментов инерции ЛА лежат в диапазоне 0,01 – 1600 Н (для орбитального самолета 100 – 4000 Н). Для управления КЛА по трем осям парой сил необходимо двенадцать двигателей. Однако реально на КЛА может быть от восьми до сорока двигателей. Питание ЖРДМТ осуществляется преимущественно от вытеснительной системы подачи топливом, применяемым для основного двигателя КЛА.

Часто системы питания топливом ЖРДМТ и основного двигателя КЛА выполняют объединенным. В народном хозяйстве ЖРДМТ применяют для бурения твердоскальных грунтов, изготовления шурфов в вечномерзлых грунтах, а также в качестве высокотемпературного резака металлоконструкций.

К вспомогательным ДУ относятся стартовые ДУ и ДУ для создания искусственных перегрузок ЛА. Стартовые ДУ предназначены для форсирования взлета ЛА. После окончания работы стартовые ДУ обычно сбрасываются. Если стартовый ДУ остается в составе ЛА, то он может быть использован повторно как ускоритель полета ЛА. В этом случае питание топливом такого двигателя производится из баков основного двигателя ЛА.

Двигатели для создания искусственных перегрузок ЛА обеспечивают прилив топлива в баках к заборным устройствам в условиях невесомости перед запуском основных двигателей.

На рис. 1.3 представлена классификация ЖРДУ по условиям эксплуатации. Рассматриваются однократные, однократно повторные и многократно повторные включения ЖРД и ЖРД многократного использования. В начале ЖРД проектировался и выполнялся как двигатель многократного использования взамен поршневого. Форсирование рабочих процессов по давлению и температуре, применение токсичных горючих и коррозионно-активных окислителей, ограничивающих ресурс конструкционных материалов, постепенно привели к однократному использованию ЖРД, что позволило применять их для баллистических ракет, ракет-носителей и маневренных беспилотных ЛА, используемых в атмосферной зоне Земли.

Применение в конструкции двигателя стойких материалов привело к возможности повторного включения ЖРД. Это определило класс двигателей, материальная часть которых после одного запуска, с выработкой всего топлива из баков, позволяла использовать ДУ повторно после вторичной заправки топлива и замены сработавших пиротехнических средств автоматики новыми. Так появился класс ЖРДУ однократно повторного включения, который характеризуется возможностью использования материальной

части ЖРДУ до пяти-семи раз. Этот класс представляет собой стартовые ускорители взлета самолетов.

Применение ЖРД в качестве ускорителя полета самолета потребовало многократного его включения за один полет при одной заправке топлива и повторного использования после новой заправки. Двигатели многократного включе-

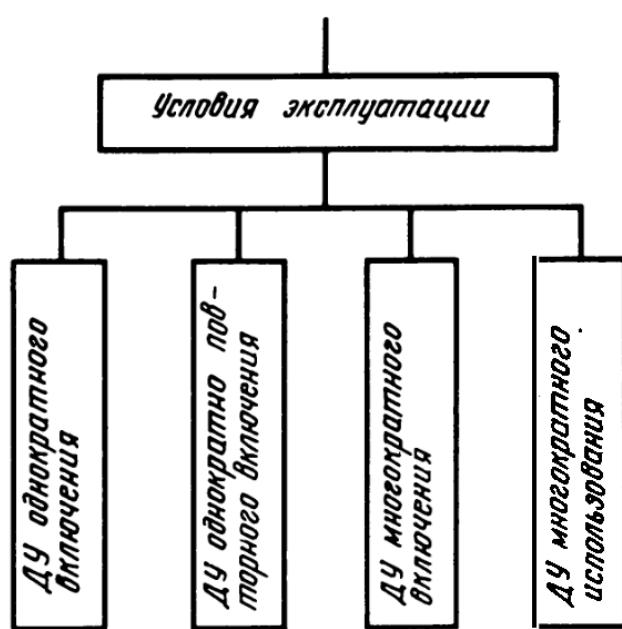


Рис. 1.3. Классификация ЖРДУ по условиям эксплуатации

ния оснащались электропневмоавтоматикой, которая не требовала замены после каждого срабатывания. Число включений ЖРД за один полет колебалось от двух до десяти, а число полетов допускалось исходя из гарантированного ресурса двигателя и его основных агрегатов. Естественно, что такие ЖРД работали не на предельных давлениях и температурах в камере и газогенераторах. Ужесточение требований к точности вывода на орбиту космических аппаратов требовало повторного включения двигателей третьей ступени.

Космические ЖРД должны в процессе полета включаться несколько десятков раз, а ЖРДМТ отработать  $10^5 - 10^6$  включений. Такие двигатели получили название двигателей многократного включения, а при условии сохранения своей работоспособности после дозаправки топливом — двигателей многократного использования.

Идея разработки ЖРД многократного использования — это по существу возврат к первоначальной концепции разработки ЖРД взамен поршневого двигателя. Суть создания ЖРД многократного использования состоит в том, что если удастся сохранить материальную часть ракеты-носителя после полета, то она может быть использована повторно после ревизии и ремонта. Таким образом, двигатели многократного использования отличаются от других свойством ремонтоспособности. Естественно, что такие ЖРДУ должны быть построены по агрегатно-блочному принципу, иметь необходимое число разъемов и устройства вводов диагностических приборов. Топливо для таких двигателей не должно быть токсичным, фильтрующие элементы должны быть съемными. Сами ЖРДУ должны легко монтироваться и демонтироваться из состава ЛА.

Классификация ЖРДУ по способам подачи топлива в камеру двигателя приведена на рис. 1.4. Таких способов два: подача топлива прямым его вытеснением из баков в камеру двигателя и подача топлива в камеру с помощью турбонасосного агрегата.

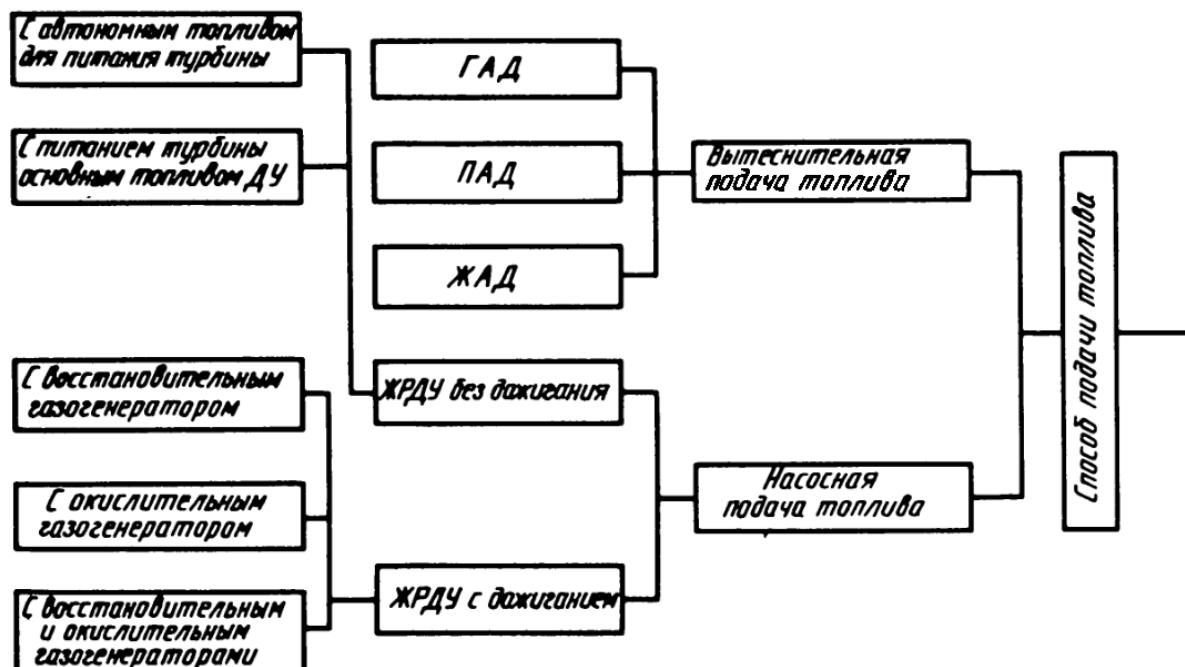


Рис. 1.4. Классификация ЖРДУ по способам подачи топлива

Вытеснение топлива из баков – простейшая из всех возможных систем подачи топлива. Для этой цели используется газ, запасенный в аккумуляторе, либо продукты сгорания твердого топлива, либо продукты сгорания жидкого топлива в специальном газогенераторе. Соответственно виду рабочего тела-вытеснителя эти системы получили следующее наименование: система питания с газовым аккумулятором давления (ГАД); система питания с пороховым аккумулятором давления (ПАД); система питания с жидкостным аккумулятором давления (ЖАД). Применение вытеснительных систем ограничено областью низких давлений подачи (1 – 6 МПа) и небольших расходов топлива вследствие того, что возрастание сухой массы бака с повышением давления и сухой массы аккумулятора с увеличением расхода делает их неконкурентоспособными по сравнению с системами с насосной подачей топлива. Однако их преимущество в простоте, надежности и быстром приведении в работоспособное состояние часто привлекает разработчиков ЖРДУ. Преимущественное применение вытеснительные системы нашли в космических ДУ для питания топливом ЖРДМТ, которые должны быть включены в любой момент на отрезке времени, исчисляемого часами, сутками, а иногда и месяцами, в течение которого происходит ориентированный полет КЛА.

Замена газа (воздуха, азота или гелия) продуктами сгорания твердого или жидкого топлива обусловлена выигрышем в этом случае энергомассовых характеристик ДУ при больших расходах топлива.

Важно отметить, что вытеснительная система является частью насосной системы подачи топлива в камеру двигателя, обеспечивая бескавитационную работу насосов ТНА, однако с давлением на порядок ниже, чем при автономном применении вытеснительных систем.

Насосная система подачи топлива в камеру ЖРД доминирует для двигателей больших тяг. Принципиально различают ЖРДУ с дожиганием продуктов газогенерации в камере ЖРД после их использования в турбине для привода насосов и ЖРДУ без дожигания. Последние разделяются на два вида: с автономным топливом для питания турбины рабочим телом и с питанием турбины основным топливом ДУ.

Автономное рабочее тело для питания турбины должно иметь низкую температуру газов перед турбиной и приемлемый состав продуктов сгорания, не вызывающих активной коррозии сопел и лопаток рабочего колеса турбины. Таким компонентом, например, является перекись водорода, концентрация которой определяет температуру ее разложения на катализаторе в широких пределах. Хорошими качествами автономного рабочего тела обладают водород и гелий. Можно применять пары воды, металлов и другие рабочие тела, если есть на ЛА дешевая энергия для их получения или они применяются в контурах охлаждения оболочек двигателя или ЛА. Принципиально схема с автономным приводом турбины не имеет ограничений по давлению в камере двигателя. Прилагая энергию к насосам извне за счет постороннего источника энергии, можно получить любое давление за насосами, а значит, и любое давление в камере. Однако при этом теряется либо топливная, либо энергетическая автономная ЖРДУ.

Система питания, использующая основные компоненты топлива для питания турбины рабочим телом, всегда ограничена по максимально возможному давлению в камере вследствие того, что только определенная часть энергии топлива может быть использована для привода турбины, а основная ее часть используется в камере двигателя для создания тяги. Применение основных компонентов топлива для питания турбины рабочим телом предусматривает отбор топлива за насосами ТНА в газогенератор, рабочее тело которого (продукты неполного сгорания топлива вследствие избытка одного из компонентов) питает турбину.

После турбины газ, содержащий избыток одного из компонентов топлива, может быть выброшен за борт или направлен на дожигание в камеру. В первом случае химическая энергия генераторного газа безвозвратно проходит, во втором используется для создания тяги. Естественно, что во втором случае нет энергетических потерь топлива и система с дожиганием выгоднее системы питания без дожигания генераторного газа. Однако она намного сложнее первой. Для давлений в камере порядка 10 – 15 МПа массовые характеристики ЖРДУ могут быть лучше у схемы без дожигания генераторного газа, особенно если позаботиться о высоком КПД турбины. При давлении в камере сгорания более 15 МПа преимущество переходит к системам с дожиганием генераторного газа.

Различают три вида ЖРДУ с дожиганием: с восстановительным газогенератором, с окислительным газогенератором и с двумя газогенераторами, в одном из которых восстановительный газ, а в другом – окислительный. В последнем случае оба компонента топлива используются в качестве рабочего тела турбины для привода насосов. В такой насосной системе достигается максимально возможное давление в камере для ЖРД с дожиганием. Поэтому такую систему питания иногда называют предельной.

На рис. 1.5 приведена классификация ЖРДУ по виду применяемых компонентов топлива в двигателе. В этой классификации топливо рассматривается по числу компонентов, агрегатному состоянию и свойствам условий хранения и воспламеняемости.

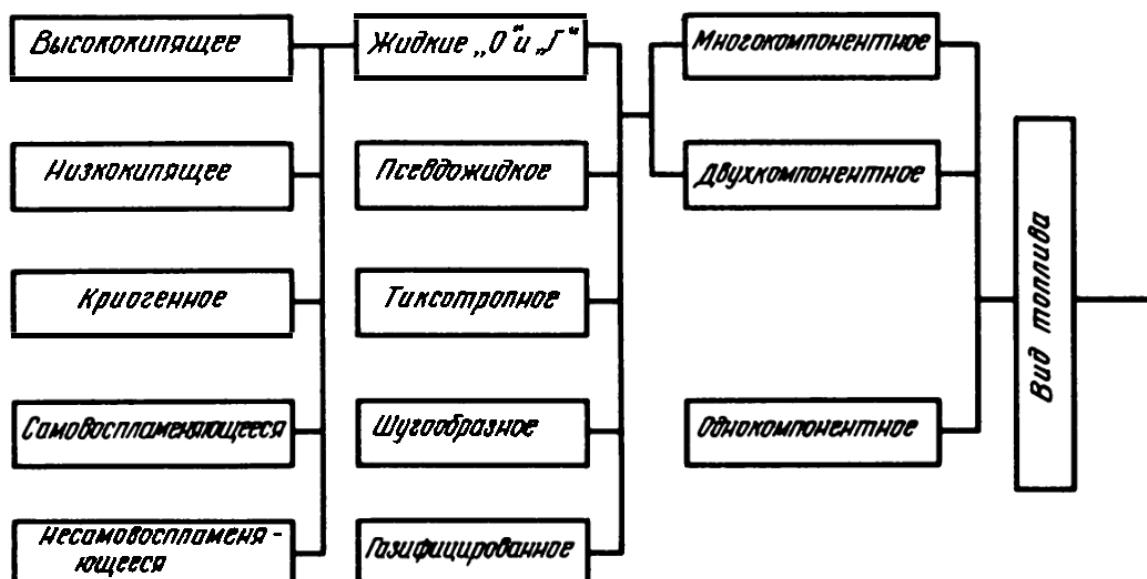


Рис. 1.5. Классификация ЖРДУ по виду применяемого топлива

По числу компонентов топлива ЖРДУ может быть одно-, двух- и много-компонентной. Однокомпонентные ЖРДУ чаще всего применяются для питания камер двигателей и газогенераторов в условиях повышенных требований к надежности их процессов функционирования. Освоение гидразина как монотоплива за последнее десятилетие привело к широкому распространению компонентов ДУ с ЖРДМТ для реализации космических полетов малогабаритных автоматических спутников, так как сверхмалые тяги ЖРДМТ на однокомпонентном топливе получить проще. Наконец, двигатели космических аппаратов выполняют на гидразине в тех случаях, когда необходимо избегать токсичной струи газов за соплом (например, двигатель мягкой посадки на планету Марс станции с приборами для обнаружения биологической жизнедеятельности).

Двухкомпонентными является большинство ЖРДУ. К многокомпонентным относятся ЖРДУ со специальным (автономным) топливом для питания турбины. К ним же относятся перспективные двигатели, способные работать в составе первой ступени на плотном топливе (керосине), а в составе второй ступени – на менее плотном, но более эффективном водороде. (Последние ДУ иногда называют двухтопливными).

По исходному агрегатному состоянию много- и двухкомпонентные топлива ЖРДУ разделяются на жидкое ракетное топливо, псевджидкое (в состав которого входят порошкообразные компоненты, флюидизированные в жидком топливе), тиксотропное (содержащее один или несколько компонентов в желеобразном состоянии), шугообразное топливо (смесь веществ в жидком и твердом состоянии) и газифицированное.

Предварительное испарение топлива может быть необходимым и преднамеренным. Предварительная газификация водорода необходима для его подачи в ЖРДМТ, работающий в импульсном режиме: преднамеренное испарение топлива может применяться для регулирования тяги двигателя путем изменения плотности топлива. Предварительная газификация одного или двух компонентов топлива всегда имеет место в схемах с дожиганием генераторного газа в камере после его прохождения через турбину.

Резкое отличие ЖРДУ, в которой применяются низкокипящие и криогенные топлива, от ДУ с высококипящими (стойкими) топливами состоит в том что первые имеют ограниченный срок хранения, в течение которого необходимо искусственно поддерживать жидкое агрегатное состояние топлива. Перед запуском двигателя, использующего криогенные компоненты топлива, необходимо проводить захолаживание его конструкции до рабочей температуры (173 – 203 К). Необходима установка тепловых компенсаторов и теплоизоляторов. Возникают трудности и с воспламенением криогенного топлива (особенно в газогенераторах). Несмотря на трудности изготовления и эксплуатации ДУ на криогенных топливах их применение перспективно, так как энергетические показатели криогенных топлив намного выше известных показателей высококипящих топлив. Наконец, свойство воспламеняемости топлива резко отличает ЖРДУ на самовоспламеняющихся и несамовоспламеняющихся компонентах топлива. Для вос-

пламенения несамовоспламеняющихся топлив необходима дополнительная система их принудительного воспламенения. Кроме того, необходимо также заботиться о смягчении запуска таких двигателей (так как задержки воспламенения у них больше) и о безопасности останова ДУ, в процессе которого может произойти самопроизвольное воспламенение остатков топлива в камере и газогенераторах.

### 1.1.2. ТРЕБОВАНИЯ К ЖРДУ

Требования к ЖРДУ целесообразно подразделять на общие и специфические. Общие требования предъявляются ко всем ЖРДУ независимо от их назначения, специфические, наоборот, связаны с назначением ДУ на ЛА.

**Общие требования к ЖРДУ.** В связи с высокими силовыми и температурными нагрузками агрегатов и сложной схемой их взаимосвязи *на первое место* выдвигается требование надежности процесса функционирования ЖРДУ. Если каждый агрегат и все элементы ЖРДУ выполнены с наибольшими показателями надежности в автономном варианте, то составленная из них ЖРДУ может в процессе динамического взаимодействия этих агрегатов и элементов проявлять признаки отказов или нежелательного изменения своих параметров. Причиной этому могут быть: потеря устойчивости замкнутых динамических контуров, в которые входят автоматические регуляторы; несовместимость динамических свойств агрегатов и элементов ЖРДУ; самопроизвольные срабатывания агрегатов автоматики или нарушения планируемой последовательности их срабатывания; контакты окислителя с горючим вне камеры двигателя в паровой или жидкой фазах; засорение или засоление форсуночных элементов камер или газогенераторов и ряд других случайных причин, плохо или совсем не поддающихся прогнозированию.

Статистика показывает, что наибольшее число отказов ЖРДУ происходит в период запуска (60 – 70 %), на втором месте – отказы при останове ЖРДУ (15 – 20 %). На маршевый режим приходится примерно 10 % отказов от общего числа. Таким образом, максимальное число отказов приходится на нестационарные режимы запуска и останова ЖРДУ. Это объясняется кратковременностью этих процессов, обуславливающих максимальные градиенты нарастания силовых и тепловых нагрузок, а также участием в них большинства агрегатов управления, входящих в состав ЖРДУ. Кроме того, агрегаты автоматики запуска и останова работают по принципу разомкнутых систем, в которых не предусматривается контроля по обратным связям.

Надежность процесса функционирования ЖРДУ обеспечивается при доводочных испытаниях. Можно указать на некоторые общие принципы повышения надежности процесса функционирования ЖРДУ на этапе проектирования. К ним относят: агрегатирование и блочность агрегатов. Агрегатирование элементов и компоновка агрегатов в блоки уменьшает общее число макроячеек в структуре ЖРДУ и позволяет в процессе предваритель-

ных испытаний выявить аномальный характер взаимодействия составляющих их элементов и агрегатов. В системах наддува ЖРДУ желательно агрегатировать газовый редуктор с обратными и предохранительными клапанами; ТНА или головку камеры двигателя следует выполнять в блоке с главными топливными клапанами и регуляторами; баки выполнять в блоке с бустерными насосами и т.д. В некоторых случаях полезно все агрегаты двигательной установки размещать внутри бака с топливом.

Функциональная надежность ЖРДУ может быть повышена за счет разработки системы диагностирования и аварийной защиты (САЗ) (см. [14]). Если САЗ способна в процессе предаварийной обстановки заменить разрушающий режим работы щадящим, то таким образом обеспечивается функциональная надежность ЖРДУ, если же эта система в предварительной ситуации выключает ДУ, то проблема функциональной надежности не решается (так как полетная задача не выполняется), а лишь сохраняется материальная часть ДУ (если предусмотрены меры ее спасения).

Вторым общим требованием является требование минимизации массы топлива и сухой массы ЖРДУ.

Минимизация массы топлива. Пути минимизации массы топлива при заданном суммарном потребном импульсе тяги и уровня необходимой тяги определяются по известной формуле  $p = \dot{m}_t W_a$ , где  $\dot{m}_t$  – массовый расход топлива, при условии равенства давления на срезе сопла давлению окружающей среды и сводятся к максимизации скорости истечения газов на срезе сопла. В данном случае скорость истечения отождествляется удельным импульсом тяги двигателя:

$$W_a = J_y.$$

Из общей теории ЖРД [8] известно, что повышение  $J_y$  возможно вследствие повышения отношения  $p_k/p_a$ ; увеличения температуры в камере  $T_k$ , понижения относительной молекулярной массы продуктов сгорания  $\mu_t$  и повышения показателя изоэнтропы продуктов сгорания топлива  $\gamma_{из}$ .

Если при проектировании сопла выбор степени расширения газов был получен из решения оптимальной задачи, то давление на срезе сопла  $p_a$  остается зафиксированной величиной. Тогда повышение  $J_y$  возможно за счет повышения давления в камере  $p_k$ . Максимизация давления  $p_k$  связана с выбором системы питания. Как уже было указано, насосная система питания с автономным рабочим телом или автономным энергетическим источником для привода насосов принципиально не имеет ограничений по давлению в камере. Но пока на ЛА нет высокоэффективных энергетических источников, а самым эффективным источником являются топлива ЖРД, то в этом случае возможности значительного повышения  $p_k$  остаются лишь потенциальными.

Все системы насосной подачи топлива с дожиганием генераторного газа имеют ограничения по максимальному давлению в камере, но именно применение этих систем питания обеспечивает наибольшие давления в камере и сохраняет при этом топливо-энергетическую автономию ЖРДУ.

Принципиально такие системы могут быть;  
 а) с восстановительным газогенератором;  
 б) с окислительным газогенератором;  
 в) с окислительным и восстановительным газогенераторами одновременно.

Поскольку давление в камере (за вычетом перепада давлений на топливных магистралях и на форсунках) определяется давлением за насосами, а последнее – мощностью насосов, т.е. мощностью приводящих насосы турбин, а мощность турбин определяется выражением

$$N_T = \dot{m}_T L_{\text{ад}} \eta_T, \quad (1.1)$$

то максимально предельное давление в камере может быть получено для схемы "в", так как в ней мощность турбин обеспечивается расходом всего топлива, подаваемого в газогенераторы ( $\dot{m}_T = \dot{m}_0 + \dot{m}_r$ ).

Для схемы "б", в которой весь окислитель подается в газогенератор  $\dot{m}_T = \dot{m}_0 + i\dot{m}_r$ , где  $i$  – доля горючего, необходимая для получения окислительного газа температурой, примерно равной 800 К, мощность турбин обеспечивается в основном расходом окислителя.

Для схемы "а", в которой все горючее подается в газогенератор  $\dot{m}_T = \dot{m}_r + j\dot{m}_0$ , где  $j$  – доля окислителя, необходимая для получения восстановительного газа с температурой, примерно равной 1500 К, мощность турбин обеспечивается в основном расходом горючего ( $i$  и  $j$  – малые величины). Мощность турбин прямо пропорциональна расходу генераторного газа [см. (11)]. Вследствие того, что расход окислителя в  $K_m$  раз больше расхода горючего ( $K_m$  – соотношение компонентов топлива), то максимальное давление в камере для схемы "б" больше, чем для схемы "а". Влияние комплекса  $R_r T_r$  (определяющего величину  $L_{\text{ад}}$ ) на мощность турбины по сравнению с расходом газа менее существенно.

Для схемы "в" предельное давление в камере двигателя находится примерно в диапазоне 40 – 50 МПа (в зависимости от вида топлива); для схемы "б" – в диапазоне 30 – 35 МПа, а для схемы "а" – в диапазоне 25 – 30 МПа.

Практически пути повышения давления в камере для схем с дожиганием генераторного газа со стороны систем питания топливом состоят в повышении температуры генераторного газа и в увеличении КПД насосов и турбин.

Температура газа в камере  $T_K$ , относительная молекулярная масса продуктов сгорания  $\mu_r$  и показатель изоэнтропы продуктов сгорания топлива  $\gamma_{iz}$  зависят от вида топлива, выбор которого целиком определяется назначением и условиями эксплуатации ЖРДУ на ЛА. Удельный импульс тяги вследствие применения высокоэффективного топлива может быть повышен применением металлизированных горючих с высокими температурами горения и искусственных (синтетических) горючих с малой молекулярной массой продуктов сгорания.

Минимизация сухой массы изделия ЖРДУ. По  
К.Э Циолковскому

$$\Delta V_i = W_{ai} \ln \frac{m_{0i}}{m_{ki}}, \quad (1.2)$$

где  $\Delta V_i$  – приращение скорости ЛА в процессе работы  $i$ -й ступени составной ракеты;  $W_{ai}$  – скорость истечения газа на срезе сопла;  $m_{0i}$  – начальная масса  $i$ -й ступени составной ракеты;  $m_{ki}$  – конечная (сухая) масса изделия  $i$ -й ступени составной ракеты.

Масса израсходованного топлива за время работы  $i$ -й ступени составной ракеты равна

$$m_{ti} = m_{0i} - m_{ki}.$$

Относительная масса ракеты

$$\frac{m_{0i}}{m_{ki}} = \frac{m_{0i}}{m_{0i} - m_{ti}} = \frac{1}{1 - m_{ti}/m_{0i}}, \quad (1.3)$$

где  $m_{ti}/m_{0i}$  – относительная масса топлива  $i$ -й ступени составной ракеты.

Из выражения (1.2) следует, что чем меньше сухая масса изделия, тем больше приращение скорости ЛА, а из выражения (1.3) – что чем больше относительная масса топлива, тем больше приращение скорости ЛА. Для современных ЖРДУ относительная масса топлива  $m_{ti}/m_{0i} = 0,88 \dots 0,92^*$ .

Для космических полетов скорость ЛА, реализуемая с помощью ЖРДУ, является условием достижения конечной цели полетной задачи ЛА.

При достижении идеальной характеристической скорости ЛА  $V_{xap} = 9,5$  км/с обеспечивается вывод искусственных спутников на орбиту Земли высотой 200 км.

При  $\Delta V_{xap} = 4$  км/с обеспечивается перелет с орбиты Земли на орбиту Луны, при  $\Delta V_{xap} = 5,7$  км/с – перелет на орбиту Марса, при  $\Delta V_{xap} = 24$  км/с – перелет на орбиту Юпитера.

Из выражения (1.2) видно, что наряду с удельным импульсом тяги ступени ( $W_{ai} = J_{y,i}$ ) сухая масса ЖРДУ существенно влияет на выполнение полетной задачи ЛА.

Возможные пути совершенствования массовых характеристик ЖРДУ состоят:

1) в рациональном выборе топлива. На первых ступенях ракет целесообразно применение более плотных топлив, а на вторых и третьих – более легких, но и более эффективных (например, кислород + водород);

2) в разработке двухтопливных двигателей, которые работают в составе второй и третьей ступеней на легком топливе;

\* Для сравнения: относительная масса топлива железнодорожной цистерны массой 20 т, перевозящая 60 т топлива, равна 0,75.

- 3) в расположении двигателя в собственном баке с топливом;
- 4) в увеличении напоров насосов в одной ступени в высоконапорных многоступенчатых насосах, что приводит к сокращению числа ступеней, а значит, и к уменьшению массы насосных агрегатов;
- 5) в снижении давления на входе в насосы, вплоть до давления насыщенных паров топлива. Это позволяет уменьшить массу баков;
- 6) в замене двигателей управления вектором тяги на перераспределение расходов топлива в основных камерах двигателя или на их поворот, что сэкономит массу всей ДУ;
- 7) в совершенствовании систем наддува баков и использовании для наддува горячих газов ( $T_{\text{над}} \approx 900$  К), что приводит к увеличению массы полезного груза ЛА примерно на 3 %;
- 8) в использовании новых конструкционных материалов (на основе титана и бериллия) или увеличении удельной прочности ( $\sigma_{\text{в}}/\rho$ ) алюминиевых и магниевых сплавов на 10 – 20 %. Это позволяет повысить массу полезного груза примерно на 5 – 15 %. Применение пластмасс вместо металлов для изготовления корпусов агрегатов ЖРДУ может существенно уменьшить их массу;
- 9) в миниатюризации, компактности и блочности агрегатов ЖРДУ, способствующей уменьшению сухой массы изделия ЖРДУ. В частности, миниатюризация приводных устройств элементов может быть достигнута путем замены пневматических приводных устройств электрическими.

*Третьим требованием к ЖРДУ является обеспечение независимости ЖРДУ от условий внешней среды. К ним относят давление и температуру окружающей среды, состояние невесомости, космическое и ядерное облучение. К ним же можно отнести влияние на работу агрегатов ДУ ускорения летательного аппарата, хотя оно и является следствием приложения к ЛА тяги, создаваемой ЖРДУ, а также помехи в работе ДУ от попадания в агрегаты ДУ инородных частиц с топливом, газами и на этапе сборки ДУ.*

Давление окружающей среды меняется от атмосферного давления до разрежения в космосе. При полете баллистических ЛА и носителей изменение противодавления оказывается на величине тяги, создаваемой соплом двигателя. Это изменение компенсируется системой управления тягой этих двигателей (системой РКС). В агрегатах ЖРДУ изменение внешнего давления может существенно повлиять на режим их работы. Так, например, в насосных системах питания без дожигания уменьшение противодавления может привести к увеличению общего перепада давлений на турбине и ее дополнительной раскрутке. Для устранения этого явления необходимо на выходе из турбины устанавливать сверхкритический насадок, способствующий сохранению общего перепада давления на турбине с открытым выхлопом. Мембранные, поршневые и сильфонные узлы настройки агрегатов автоматики, настроечные полости которых соединены с окружающей средой, также воспринимают изменение давления окружающей среды, что может привести к их перестройке. Температурный диапазон эксплуатации ЖРДУ колеблется в широких пределах и в среднем составляет в земных

условиях 323 – 223 К и в условиях космоса 373 – 173 К. Прежде всего изменение температуры влияет на плотность топлива, что приводит к отклонению от расчетных значений тяги и соотношения компонентов топлива. Эти отклонения могут компенсироваться внутренними контурами управления двигателем, если при выбранных косвенных параметрах регулирования учитывается изменение температуры топлива [4]. Температура окружающей среды и топлива существенно сказывается на характеристиках процесса функционирования агрегатов автоматики и прежде всего – на свойствах демпфирования подвижных частей этих агрегатов вследствие изменения вязкости демпфирующих рабочих тел. Увеличение температуры демпфирующих рабочих тел приводит к колебаниям подвижных частей, а ее уменьшение – к потере быстродействия.

Для обеспечения необходимого динамического качества демпфирующие рабочие тела, применяемые в агрегатах автоматики ЖРДУ, не должны существенно менять свойства вязкости в рабочем диапазоне изменения температур.

В связи с широким диапазоном изменения температур в космосе приходится вводить систему терmostатирования топлива в космических двигательных установках. Терmostатируются также отдельные агрегаты двигателей, например клапанные полости ЖРДМТ. От чрезмерного теплового излучения и переохлаждения конструкцию неохлаждаемых компонентами топлива камер ЖРДМТ защищают экранно-вакуумной тепловой изоляцией.

Тепловая изоляция также необходима для баков и топливных магистралей, наполненных низкокипящими, криогенными компонентами топлива. Она уменьшает теплопередачу от внешней среды к топливу в стартовых условиях, а в полете в плотных слоях атмосферы препятствует аэродинамическому нагреву стенок баков.

Следует также иметь в виду, что изготовление агрегатов ЖРДУ, для использования в них низкокипящих компонентов топлива, происходит в нормальных условиях, т.е. при температуре 293 К, а их эксплуатационная температура 203 К, что может вызывать нежелательные деформации их корпусов и деталей.

Изменение температурного диапазона окружающей среды оказывает существенное влияние на условия заправки газом аккумуляторов давления и топливом баков при наземном базировании ЛА. Заправка ЖРДУ при отрицательных температурах, а эксплуатация (хранение) ее при положительных может привести к силовой перегрузке аккумуляторов и баков вследствие увеличения давления в замкнутых емкостях. Наоборот, заправка при положительных, а функционирование ЖРДУ при отрицательных температурах может вызвать недостачу газа и топлива для выполнения полетной задачи ЛА. Вследствие этого ЖРДУ для ЛА наземного базирования имеют увеличенные объемы газовых аккумуляторов и газовые подушки в баках с топливом, компенсирующие влияние изменения температурных условий окружающей среды.

Состояние невесомости, которое вызывается преодолением гравита-

ционных сил и эволюциями летательного аппарата, нарушает сплошность состояния топлива в баках, которое хаотически перемешивается с газом наддува. В космических ДУ внутри баков устанавливают искусственные разделители жидкой и газовых фаз, а на верхних ступенях носителей применяют средства создания искусственных продольных перегрузок, например, с помощью ЖРДМТ, за счет импульса тяги которых топливо приливает к заборным устройствам баков. Влияние гравитационных сил также создает помехи забора топлива из баков, например, за счет воронкообразования при больших расходах топлива двигателями первых ступеней носителей и баллистических ЛА или за счет образования на границе раздела газ–жидкость поверхностных волн, способствующих интенсификации прогрева жидкого топлива и связанного с ним увеличения остатков топлива в баках, называемых тепловыми остатками топлива.

Облучение в космосе топливных баков с азотным тетраксидом вызывает в нем коагуляцию органических примесей, вносимых в окислитель средствами заправки. Органические примеси препятствуют нормальной работе топливных систем и двигателей малой тяги. Поэтому эти примеси приходится выделять и удалять из состава окислителя до заправки его в баки ЖРДУ космических аппаратов. В процессе заправки необходимо строго следить за тщательным обезжириванием средств заправки.

Влияние продольного и бокового ускорений ЛА на параметры ЖРДУ особенно велико для двигательных установок ЛА, допускающих большие перегрузки в процессе полета.

Продольные ускорения вызывают как изменение тяги двигателя, так и соотношения компонентов топлива. Определение влияния ускорений на основные параметры двигателя изложено в работе [4]. Боковые ускорения, возникающие вследствие маневрирования ЛА, вызывают прилив топлива к боковым стенкам баков и могут приводить к попаданию газа наддува в топливозаборные устройства. Для предотвращения этого явления в топливных баках маневренных ЛА заборные устройства выполняют гибкими, способными отслеживать перемещение топлива в баках. Для меньшей чувствительности к перегрузкам чувствительные элементы регуляторов ДУ высокоманевренных ЛА выполняют мембранным типа, как менее инерционных, а их оси располагают при компоновке на ДУ вдоль направления действия наименьших перегрузок.

Задача агрегатов ДУ от инородных частиц, подаваемых с топливом и газами, а также от оставшихся в агрегатах опилок, стружек, заусенцев и облоя металлов, пыли и инородных предметов в результате небрежной сборки гарантирует надежность функционирования ДУ с назначенными параметрами. Особенности обеспечения такой защиты следующие:

1. Если по техническим условиям в заправляемом топливе не должно быть инородных частиц размером более чем, например, 40 мк, то при заправке используют металлические фильтрующие сетки размером ячейки 40 мк. Однако замечено, что через сетки тканевого плетения с размером ячейки 40 мк, при фильтрации сильно загрязненного топлива, за сеткой

фильтра наблюдаются частицы размером 120 мк. Установлено, что тканевая сетка под действием частиц способна раздвигать свои ячейки, которые после прохождения частиц снова восстанавливают свои размеры. Поэтому при фильтрации топлив должны применяться фильтры с жестко закрепленными размерами ячеек. К ним относятся сетки саржевого плетения и металлокерамические фильтры. Замечено также, что при сильном загрязнении сетчатые фильтры способны к самоочистке вследствие пропускания отфильтрованных частиц через жестко закрепленные ячейки сетки. Это обусловлено возрастанием перепада давления на сетке фильтра из-за его чрезмерного загрязнения. Поэтому в зависимости от степени загрязнения топлива следует устанавливать ресурс сетчатых фильтров и вовремя производить их замену. Лучшей гарантией очистки топлива является установка заправочного фильтра в составе ДУ, а не в системе заправки топливом, который хотя и увеличивает массу ДУ, но работает один раз.

Для заправки космических ДУ с ЖРДМТ применяют фильтры с размером ячеек 5 мк.

2. Замечено, что в процессе длительного хранения в баках азотного тетраксида в нем растворяются конструкционные металлы стенок бака и его арматуры с последующим образованием их солей, которые осаждаются в форсуночных трактах двигателей малой тяги. Для удаления этих солей окислитель перед заправкой в баки космических ДУ подвергается перегонке (выпариванию), а заправляемые емкости ДУ предварительно пассивируют так, чтобы на стенке бака образовалась устойчивая нерастворимая окись.

3. При заправке аккумуляторов сжатым газом необходимо обеспечить самую тщательную очистку газов от водяных и масляных паров. Так как при расходовании газа из аккумулятора температура его падает, то при наличии паров воды в сжатом газе в процессе его охлаждения водяные пары могут сконденсироваться и замерзнуть на входном фильтре газового редуктора. Для воздуха и азота, которые в процессе глубокого дросселирования охлаждаются, выпадение твердой фазы воды может происходить в щели между редуцирующим клапаном и седлом. Поэтому некоторые из выполненных воздушных редукторов имеют принудительный электрический подогрев корпуса. Естественно, что осаждение твердой фазы в зазоре между клапаном и седлом редуктора практически выводит его из строя, что в конечном итоге приводит к отказу ДУ.

Если в сжатом газе имеются пары компрессорного масла, то сами пары масла или его сконденсированная капля в баке с открытой поверхностью окислителя представляют собой очаг воспламенения. Присутствие масла или паров в газовой подушке кислородного бака может привести к взрыву смеси масло + кислород.

4. Сборка агрегатов и ДУ в целом должна происходить в условиях стерильной частоты как самих собираемых элементов и применяемой оснастки, так и воздуха в помещении сборки.

После механической обработки все детали должны быть тщательно очищены от облоя, заусенцев, стружек и опилок путем механической до-

работки, промывки и продувки. Перед сборкой детали узлов и агрегатов ЖРДУ должны быть обезжирены и просушены в вакуумной камере.

Сборочное помещение должно быть герметичным и иметь приточно-вытяжную вентиляцию с пылеуловителями. Входные двери в сборочное помещение должны иметь тамбуры, в которых сотрудники меняют верхнюю одежду и обувь. Инструмент и крепежные детали должны быть на строгом учете.

Только при такой технологии сборки агрегатов и ДУ в целом и тщательном контроле за ее соблюдением можно гарантировать отсутствие инородных частиц, примесей и инородных предметов в собранной ДУ.

*Четвертым общим требованием к ЖРДУ является устойчивость динамических процессов по отношению к колебательной границе [4]. ЖРДУ как высокоэнергетическая сложная динамическая система является источником колебаний во всех возможных диапазонах частот.*

Рассмотрим основные диапазоны возможных частот колебаний и причины их возникновения.

1. Диапазон частот  $f = 0,5 \dots 10$  Гц является опасным для корпуса ЛА, упругого в продольном направлении. Упрощенное представление о развитии механизма колебаний, описание которого возможно с помощью системы линейных дифференциальных уравнений, в этом диапазоне частот можно пояснить следующим образом. Случайные колебания на входе в насосы ТНА при частоте 0,5 – 10 Гц проходят через двигательную установку и превращаются из колебаний давления в колебания тяги. Колебания тяги замыкают динамическую систему двигатель – корпус ЛА. При этом в зависимости от согласования или рассогласования частотных характеристик разомкнутой цепи согласно частотному критерию устойчивости Найквиста (см. [4]) после замыкания динамическая система может быть устойчивой либо неустойчивой, т.е. колебания тяги и корпуса ракеты, воздействующие на входные давления, будут либо затухать, либо увеличивать свою амплитуду. В последнем случае возможно разрушение корпуса ЛА. Если учесть возможность периодического возникновения кавитации на входе в насосы (кавитационных автоколебаний), то явление переходит в существенно нелинейную область динамических процессов, где необходимо исследовать условия реализации устойчивых автоколебаний двигателем контуром с помощью нелинейных дифференциальных уравнений. Потеря устойчивости динамической системы двигатель – корпус ЛА в этом случае может произойти при совпадении частот автоколебаний двигателяного контура с собственной частотой колебаний корпуса ЛА, которая в свою очередь переменна и зависит от степени опорожнения баков. Подробнее возможные механизмы этого явления приведены в работах [12, 17, 23].

Для уменьшения амплитуд колебаний низких частот на магистрали подачи топлива из баков устанавливают демпфера-гасители колебаний, настроенные на опасный для корпуса диапазон частот. Разработчиками ДУ должны быть проведены мероприятия по устранению кавитационных автоколебаний в этом диапазоне частот. Совместными усилиями разработчиков ЛА и двигателя должны быть согласованы частотные характеристики ЛА и ДУ так, чтобы при их динамическом взаимодействии система двигатель – корпус ЛА была устойчивой. В низкочастотной области колебаний участвуют все агрегаты ЖРДУ.

2. Диапазон частот  $f \approx 10 \dots 30$  Гц присущ контурам управления ЖРДУ и часто называется "регуляторным". Именно в этом диапазоне, близком к собственным частотам регуляторов, контуры управления могут потерять устойчивость как линейные системы и генерировать колебания, сдерживаемые в пневмогидравлических системах диссилативными силами, которые рассеивают их энергию и не дают возможности беспрепятственно возрастать амплитудам комбинаций. Нелинейные колебания, например автоколебания динамических систем, как правило, имеют частоты на порядок ниже

собственных частот регуляторов и резко отличную форму от гармонических колебаний.

Причины зарождения неустойчивости контуров управления, методы анализа и обеспечения их устойчивости подробно рассмотрены в работах [4 и 23]. Однако потеря устойчивости регуляторов на практике чаще всего обусловлена недостаточным демпфированием его подвижных элементов или присутствием в них нелинейной залежи переменной силы трения покоя, не зависящей от скорости движения.

В области колебаний "регуляторной" частоты участвуют все агрегаты ЖРДУ, и если амплитуда колебаний в камере и газогенераторах находится в допустимых пределах, то такая система считается работоспособной. Гораздо хуже обстоит дело с колебаниями газовых редукторов систем наддува баков. Их собственные частоты лежат в пределах 100 – 400 Гц в зависимости от размеров и жесткости настроек пружин. В конечном итоге колебания подвижных частей газовых редукторов воспринимаются газовыми подушками баков и, как правило, не распространяются по всем агрегатам ДУ. Однако в колебания вовлекаются обратные, а иногда и дренажные клапаны баковой арматуры. Поскольку собственные частоты подвижных частей редукторов высокие, то при длительной работе ДУ они успевают выработать свой циклический ресурс и выходят из строя. По этой причине в космической ДУ в качестве резервных агрегатов устанавливают два или три газовых редуктора. Причины возникновения колебаний газовых редукторов те же, что и в регуляторах. Однако трудности в демпфировании подвижных частей и устранении нелинейного вида трения покоя гораздо больше, чем в гидравлических регуляторах, так как кроме газа вблизи редуктора нет подходящей демпфирующей среды.

3. Диапазон частот  $f \approx 500 \dots 2000$  Гц реализуется в камерах и газогенераторах вследствие установления механизма колебаний расхода топлива и газа, связанного с изменением давления в камере. Этот механизм связывает расходные характеристики системы подачи топлива и сопла с изменением давления в камере.

Равновесие расхода топлива, поступающего в камеру, и газов, покидающих камеру через сопло, возможно только при одном значении давления в камере. Простейший механизм установления таких колебаний примерно следующий. При случайном возрастании давления в камере и постоянном давлении подачи топлива приход жидкого топлива в камеру уменьшается, а расход продуктов сгорания через сопло возрастает. Эти два обстоятельства, возникающих одновременно, способствуют падению давления в камере. Если бы газ в камере был несжимаемым, то положение равновесия должно было бы установиться монотонно. Но вследствие сжимаемости газа равновесное состояние расходов оказывается переходной точкой и давление в камере понижается ниже равновесного значения. Теперь создается обратная картина. При давлении, меньшем равновесного, расход топлива увеличивается, а расход газов через сопло уменьшается. Давление в камере начинает возрастать и проходит в динамике равновесную точку. При этом реализуются условия, принятые в начале рассматриваемого процесса. Очевидно, диссипативные силы с течением времени должны уменьшать амплитуду этих колебаний до нуля, т.е. динамическая система будет устойчивой как линейная динамическая система. Однако в этот динамический процесс вовлекается связь запаздывания воспламенения компонентов топлива с давлением. При увеличении давления задержка воспламенения топлива уменьшается, а значит, и выгорание топлива в камере с повышенным давлением произойдет быстрее. Это обстоятельство в момент случайного возрастания давления сначала способствует дальнейшему его увеличению, а после существенного рассогласования расходов – понижению. При уменьшении давления задержка воспламенения топлива увеличивается, а значит, и выгорание топлива замедляется. Это способствует дальнейшему понижению давления. Как видно, в таком механизме колебаний расхода в камере (газогенераторе) ЖРД связь задержки воспламенения топлива с давлением увеличивает амплитуду колебаний. При определенных сочетаниях времени запаздывания воспламенения топлива, времени пребывания газов в камере, перепада давления на форсунках и давления в камере колебания давления могут увеличивать с течением времени свою амплитуду (потеря устойчивости по

отношению к колебательной границе), оставаться постоянной величиной по амплитуде (граница устойчивости), а также уменьшать свою амплитуду до нуля (устойчивая динамическая система). Естественно, что в инженерной практике интерес представляет только последний вариант. Предполагая задержку воспламенения топлива не зависящей от давления в камере, можно свести задачу к квазилинейной и, воспользовавшись методом выделения границ устойчивости по двум параметрам (см. [4]), найти все области сочетаний выделенных композиций параметров ( $\tau_{зап}$  и  $\Delta r_f/r_k$ ), соответствующих устойчивости и неустойчивости колебаний расходов и отвечающих им колебаний давления в камере (см. [8]).

На практике дело обстоит гораздо сложнее. Возникшие в камере и газогенераторах колебания воспринимаются системой трубопроводов, нагруженных высоким давлением. Динамические свойства трубопроводов значительно искажают форму, частоту и амплитуду колебаний расходов топлива. На практике колебания рассматриваемого диапазона частот являются результатом сложного взаимодействия динамических систем ЖРДУ. Однако если уровень амплитуды колебаний основных параметров камер и газогенераторов находится в допустимых пределах, систему ЖРДУ в этом диапазоне частот условно считают устойчивой, а значит, и работоспособной. В колебаниях расхода топлива и газов участвует вся масса жидкости и газа в камерах, газогенераторах, газоводах и трубопроводах.

4. Диапазон частот  $f = 2000 \dots 20000$  Гц реализуется локально в камерах двигателя и газогенераторах и называется диапазоном высокой частоты (ВЧ). Механизм образования колебаний высокой частоты обязан акустическим свойствам камер и газогенераторов в продольном, поперечном и окружном измерениях. Собственные акустические частоты камеры можно вызвать, внося на режиме ее нормального функционирования возмущение в виде дельта-функции ( $\delta(t)$ ) (резкий подъем давления с мгновенным спадом). На практике такое возмущение имитируют подрывом пиропатрона в камере. В большинстве случаев вызванные таким способом собственные акустические колебания будут затухающими. Однако в некоторых случаях взаимодействие собственных акустических свойств с процессом горения топлива на практике приводит к самовозбуждению и поддерживанию в процессе работы высокочастотных колебаний. Доподлинно механизм самовозбуждения колебаний высокой частоты до сих пор не установлен, и проблема ждет своего решения. Однако некоторые соображения практического порядка показывают, что чем выше перепад давления на форсунках и чем лучше распыл топлива, тем больше проявляется склонность камер и газогенераторов к самовозбуждению колебаний высокой частоты. Играет роль и масштабный эффект: чем больше поперечные размеры камеры, тем большую склонность она проявляет к самовозбуждению. Из этих наблюдений вытекают и способы борьбы с колебаниями ВЧ: уменьшение перепада давления на форсунках, укрупнение размера капель топлива, разделение масс топлива вблизи форсуночной головки и другие мероприятия, воздействующие на процесс смесеобразования. Известны и пассивные средства борьбы с колебаниями ВЧ: установка в камеры и газогенераторы акустических поглотителей в виде перфорированных перегородок. Конструктивные варианты подавления колебаний ВЧ определяются исключительно опытным путем.

При самовозбуждении колебаний ВЧ камеры и газогенераторы к эксплуатации не пригодны. Высокочастотные колебания нарушают организованный в камерах и газогенераторах рабочий процесс: нарушают завесу охлаждения, интенсифицируют теплообмен между газом и стенкой камеры, приводят к эрозии форсунок и форсуночной головки, нагружают циклическими нагрузками оболочки и поэтому часто являются причиной разрушения и прогорания камер. Эти колебания локальны и замыкаются в пределах камер двигателя и газогенераторов ЖРДУ. Однако по элементам силовых креплений и связям между агрегатами они могут вызвать нежелательные вибрации элементов ЖРДУ.

Таким образом, непременное соблюдение устойчивости по отношению к колебательной границе требуется для самых низких и самых высоких частот, возникающих в агрегатах и динамических контурах ЖРДУ. Невыполнение этого требования непре-

менно приведет к аварийной ситуации либо ЛА, либо ЖРДУ. Что же касается колебаний в диапазоне средних частот, то в этом случае требуется лишь ограничение их амплитуды.

Рассмотренные физические модели колебательных процессов, естественно, не исчерпывают всего множества явлений возникновений колебаний в агрегатах и сложных динамических системах ЖРДУ, но являются типичными и наиболее часто встречающимися на практике.

В заключение обсуждения общих требований к ЖРДУ в перспективе встает вопрос о разработке математического описания процесса функционирования ДУ в виде математической модели, с помощью исследования которой уже на этапах эскизного проектирования можно было бы предвидеть основные свойства ДУ в динамике, а на этапах эксплуатации ЖРДУ они бы служили эталоном протекания рабочих процессов.

Первые попытки в этом направлении уже делаются. В работах [11, 14, 23] приведены разные подходы к разработке динамических моделей, но ни один из них пока не нашел широкого применения на практике.

**Специфические требования.** Специфические требования обусловлены назначением ДУ на ЛА и отражают те особенности ДУ, которые направлены на выполнение полетной задачи ЛА.

*Требования к ДУ для баллистических ракет и носителей космических ЛА.*

1. Применение наиболее эффективных топлив как низкокипящих, так и высококипящих. Баллистические ЛА требуют надежного хранения в течение нескольких лет, поэтому их заправляют высококипящими стойкими топливами, надежное хранение которых обеспечивается терmostатированием (например, условиями шахтного хранения ЛА).

Вследствие большого расхода топлива баки ДУ должны быть оборудованы воронкогасящими устройствами, а при больших поперечных размерах — устройством для подавления волнообразования. Для обеспечения многократного запуска последних ступеней ЛА топливные баки должны быть оборудованы устройствами для удержания топлива вблизи заборных устройств, либо ДУ должна содержать в своем составе специальные двигатели для создания продольной перегрузки. Эффективные топлива часто не обладают свойством самовоспламенения. Поэтому в системе ДУ должны быть предусмотрены устройства надежного воспламенения горючих смесей.

Низкокипящие топлива заправляются в ДУ на стартовых позициях ЛА с точностью до 0,5 % требуемой общей массы. Применение низкокипящих криогенных топлив требует их тепловой изоляции относительно условий окружающей среды. Перед запуском двигателей необходимо провести захолаживание агрегатов ДУ, что требует дополнительного топлива и специальной арматуры.

2. Баллистические ракеты и носители космических ЛА построены по многоступенчатому принципу. Двигательные установки нижних ступеней выполняются многокамерными или блочными вследствие больших потребных тяг; от многокамерных двигателей требуется минимальная величина рассогласования уровней тяги, надежные средства одновременного запуска

и останова. Двигатели, работающие в составе многокамерной ДУ, должны иметь устройства для перераспределения расходов топлива либо устройства для их поворота, либо включать в свой состав специальные двигатели для управления вектором тяги на каждой ступени ЛА.

3. Двигатели рассматриваемого вида ДУ должны иметь мягкий (плавный) запуск, безаварийный останов с минимальным и стабильным импульсом последействия.

Камеры двигателей с высоким давлением выполняются с небольшим запасом прочности в целях уменьшения их сухой массы. Быстрый (пушечный) запуск вызывает в пусковой период забросы давления, в несколько раз превосходящие номинальный уровень вследствие повышенного расхода топлива при отсутствии противодавления в камере в начале запуска. Поэтому запуск ЖРД высоких давлений и больших тяг должен происходить по такой программе подачи топлива, которая гарантирует монотонное нарастание давления без перегрузок. Полет по баллистической траектории рассматриваемого вида ЛА обеспечивается путем реализации двигателями суммарного импульса тяги. Если ЛА в процессе останова ДУ будет сообщен дополнительный импульс тяги, то нарушится планируемая точность следования ЛА по заданной траектории полета. ЖРД не может быть остановлен мгновенно. В заклапанных полостях двигателя остается топливо в объеме форсуночной головки и тракта охлаждения, которое, попадая в камеру, создает добавочный импульс тяги, получивший название импульса последействия (ИПД). Для ЛА рассматриваемого вида требуется минимизация и стабильность ИПД всех камер ДУ. Стабилизация ИПД позволяет учесть его вклад в полезный импульс тяги.

4. Управление тягой двигателей должно производиться системой регулирования кажущейся скорости (РКС), а соотношением компонентов топлива – системой опорожнения баков (СОБ).

Поскольку следование ЛА по баллистической траектории сопровождается значительными изменениями условий окружающей среды (по давлению, температуре, ускорению), то единственной системой, способной учитывать их влияние на тягу двигателя, является система РКС. Точность решения полетных задач, совершаемых с помощью баллистических полетов, определяется точностью конечной массы всего ЛА, которая определяется точностью конечной массы оставшегося топлива в баках ДУ. Гарантированные остатки топлива обеспечиваются СОБ при наложенных на нее ограничениях по допустимому диапазону изменения соотношения компонентов топлива в камерах ЖРД. В результате работы СОБ соотношение компонентов топлива не остается постоянным.

5. Обслуживание ДУ на стартовых позициях и наземный контроль за их работой в полете поручается высококвалифицированному инженерному составу. В качестве общей характеристики таких ДУ следует отметить наиболее напряженный режим работы всех агрегатов и элементов ДУ.

*Требования к ДУ маневренных беспилотных ЛА.* 1. Применение исключительно высококипящих, стойких компонентов топлива, способных к

длительному хранению в баках ДУ в наземных условиях. При заправке топливом, длительном хранении топлива в герметичных баках ДУ и запуске двигателя должен учитываться широкий диапазон изменения температур окружающей среды. С некоторым запасом для ДУ наземного базирования этот диапазон назначается в пределах 333 – 205 К. Это приводит к увеличенным объемам газовых аккумуляторов и баков, в которых должны быть газовые подушки; подогреву пусковых порций топлива для повышения их активности при запуске двигателя в условиях низких температур; применению в агрегатах ДУ демпфирующих смазочных материалов и рабочих тел, не изменяющих вязкости в назначенному температурном диапазоне; коррекции соотношения компонентов топлива в камере двигателя путем регулярной замены сезонных шайб в магистралях топливоподачи при хранении ДУ (если нет стабилизаторов соотношения компонентов топлива); установке абсолютно герметичных запорных устройств в виде мембран; увеличенным зарядам в пиростартерах и пиропатронах и другим мероприятиям, обеспечивающим работоспособность ДУ в назначенному температурном диапазоне.

2. Пушечный запуск, как самый быстрый и простой по своей организации. Камеры двигателей ДУ должны выдерживать при запуске перегрузки от давления либо должны быть проведены мероприятия по смягчению пушечного запуска.

Останов двигателей должен быть безопасным. Никаких других требований к останову не предъявляется, поскольку этот режим применяется только при аварийных ситуациях или при преднамеренном останове.

3. Глубокое изменение режима работы двигателей для обеспечения высокой маневрирующей способности беспилотных ЛА. Чем глубже диапазон изменения тяги, тем выше маневрирующая способность ЛА. ЖРД по своим свойствам является однорежимным двигателем. Все агрегаты ЖРДУ проектируются на предельные параметры, превышение которых приводит к отказу или авариям. Основной режим работы, на который ориентируется ЖРД, называют расчетным или номинальным. Только при работе на этом режиме ЖРД обеспечивает заданные параметры по экономичности и работоспособности. При любом понижении режима, тем более при глубоком, падает удельный импульс тяги, уменьшается КПД насосов и турбин, ухудшается режим наружного охлаждения камеры двигателя из-за уменьшения расхода охладителя, замкнутые контуры управления уменьшают степень устойчивости и увеличивают амплитуду своих колебаний, в камерах и газогенераторах из-за уменьшения перепадов давления на форсунках увеличивается степень колебательности по низкой частоте и очень быстро теряется устойчивость. Режима "холостого" хода ЖРД принципиально не имеет. Камеры двигателя и газогенераторы ЖРДУ теряют устойчивость по низкой частоте при уменьшении расхода в три раза относительно номинального. При уменьшении давления в камере по сравнению с расчетным примерно на 70 % ухудшается наружное охлаждение камеры компонентом топлива.

Применяя регулируемые форсунки, многокамерные ДУ и другие спе-

циальные устройства удаётся изменить режим работы ЖРД в диапазоне 1 – 10.

Требования к управлению соотношением компонентов топлива в камере двигателя сводятся к поддержанию его оптимального значения или при глубоком изменении режима – к его пропорциональному уменьшению для снижения температуры внутренней стенки камеры при дефиците расхода охлаждающего компонента топлива.

В газогенераторах должно поддерживаться такое соотношение компонентов топлива, которое не позволяет превышать заданную температуру газа, поступающего на турбину.

4. ЖРДУ для маневрирующих беспилотных ЛА работает в условиях воздействия максимальных продольных и поперечных перегрузок, достигающих  $n = a/g \approx (30 \dots 40)$  единиц.

5. Обслуживание ДУ на всех этапах поручается персоналу, не имеющему специального технического образования. Поэтому оно должно быть предельно простым при хранении, а запуск двигателя должен осуществляться путем нажатия на стартовом устройстве одной кнопки. Вторая кнопка должна обеспечивать аварийный или преднамеренный останов двигателя. Правильность чередования необходимых операций в процессе запуска, изменение режима работы и остановы должны производиться без вмешательства оператора.

Общей характеристикой таких ДУ является однократное включение после предшествующего длительного хранения.

Требования к ДУ космических ЛА. В космических ДУ имеется два типа двигателей: ЖРД для управления движением центра масс ЛА и ЖРДМТ – для управления движением относительно центра масс ЛА.

Двигатели первого типа установлены на КЛА так, что ось приложения их тяги проходит через центр масс ЛА. При включении таких двигателей КЛА сообщается импульс тяги, позволяющий ему менять орбиту полета или производить спуск на планеты. Будем называть их жидкостными ракетными двигателями орбитального маневрирования (ЖРДОМ).

Двигатели второго типа (ЖРДМТ) установлены на КЛА так, что оси приложения их тяги не проходят через центр масс, а создают относительно него момент, способный вращать КЛА вокруг центра масс.

Вследствие существенного различия выполняемых задач этими типами двигателей специфические требования к ним также существенно различны.

Требования к двигательным установкам ЖРДОМ. Потребные тяги ЖРДОМ в зависимости от вида, назначения и размерностей КЛА находятся примерно в диапазоне 1000 – 10000Н.

1. Обеспечение многократных включений ЖРДОМ (десятки пусков) в состоянии невесомости при низких температурах окружающей среды и длительного пребывания в космосе осуществляется за счет:

- a) применения высококипящих самовоспламеняющихся топлив с малой задержкой воспламенения;
- b) гарантированного разделения жидкой и газовой фаз в баках с по-

мошью мягких тефлоновых мешков, металлических мембран, сильфонов, сеток, капиллярных разделителей фаз и других устройств;

в) термостатирования топлива в баках и пусковых устройствах двигателя в диапазоне 303 – 278 К с помощью бортовых систем ЛА;

г) применения накопителей топлива в процессе работы ДУ для последующих запусков в виде бачков, "шприцев" или других устройств при насосной системе подачи топлива.

2. Повышенные требования к надежности процесса функционирования ДУ обеспечиваются за счет:

а) пониженного давления подачи в камере двигателя по сравнению с другими видами ЖРДУ;

б) преимущественного применения простейших вытеснительных систем подачи топлива;

в) повышенной герметичности соединений путем увеличения доли сварных соединений и применения специальных герметиков в разъемных соединениях;

г) дублирования отдельных агрегатов и двигательных установок и совмещения функций ЖРДМТ с функциями ЖРДОМ;

д) установки контрольных устройств системы диагностирования и прогнозирования отказов, способных изменить режим работы или вовремя произвести замену агрегата.

3. Управление тягой ЖРДОМ сводится к стабилизации тяги или ее глубокому изменению при осуществлении мягкой посадки ЛА с заданной на перед программой изменения ускорений. В некоторых случаях, когда значительно изменяется положение центра масс ЛА, требуется управление вектором тяги путем поворота камеры ЖРДОМ в кардановом подвесе.

Управление соотношением компонентов топлива в большинстве случаев сводится к требованию его стабилизации относительно оптимального значения в камере за исключением случаев глубокого понижения режима, который ухудшает наружное охлаждение камеры двигателя и требует пропорционального уменьшения соотношения компонентов топлива для снижения температуры горения топлива.

Требования к ЖРДМТ для управления КЛА относительно его центра масс. Все, что касается требований, приведенных в пп. 1 и 2 к ЖРДОМ, одновременно относится и к ЖРДМТ с той лишь разницей, что для ДУ с ЖРДМТ применяется преимущественно вытеснительная система подачи топлива. Тяга ЖРДМТ в зависимости от полетных задач ЛА (см. [11]) и его размеров лежит примерно в диапазоне 0,01 – 1600 Н. Общее число включений ЖРДМТ за полетную программу ЛА составляет  $n_{\Sigma} = 5 \cdot 10^4 \dots 10 \cdot 10^6$  и имеет тенденцию к дальнейшему увеличению. Общий ресурс работы таких двигателей исчисляется десятками и сотнями часов.

Малая величина потребных тяг, огромное число включений и большой огневой ресурс работы резко отличают ЖРДМТ от других видов ЖРД.

Малый уровень потребных тяг объясняется малым уровнем возмуще-

ний, действующих на ЛА в свободном полете. Практически основным сопротивлением для двигателей являются моменты инерции ЛА.

Большое потребное число включений ЖРДМТ обусловлено релейной или компьютерной логикой системы стабилизации положения осей ЛА, которая включает ЖРДМТ на очень короткое время ( $\tau_{вк} \approx 30 \dots 50$  мс), и длительным временем полета ЛА в управляемом режиме. Поскольку за короткий промежуток времени включения двигателя наружное охлаждение камеры ЖРДМТ основными компонентами топлива организовать невозможно, то камеры этого вида двигателей могут охлаждаться только изнутри за счет избытка горючего в топливе. При этом соотношение компонентов топлива выбирается таким, чтобы в процессе горения топливной смеси температура продуктов сгорания не превышала допустимых значений для материала стенки камеры двигателя. Назначенное соотношение компонентов топлива поддерживается постоянным за счет постоянной настройки газовых редукторов наддува баков с топливом. При этом давление в баках находится в пределах  $(20 \div 25) \cdot 10^5$  Па, что соответствует давлению в камере ЖРДМТ  $(1 \div 15) \cdot 10^5$  Па, в области изменения указанного диапазона которых находится его оптимальное значение, соответствующее минимуму массы всей двигательной установки [11].

На ЛА располагают от 8 до 40 двигателей разной размерности в зависимости от назначения и характера выполнения полетных задач ЛА. Двигатели с относительно высоким уровнем тяги компенсируют неизбежные погрешности планиметрической установки ЖРДОМ на ЛА, а также значительный уровень возмущений при спуске ЛА в плотных слоях атмосферы. Тяга каждого двигателя имеет фиксированный уровень, а потребные моменты для управления положением осей ЛА в пространстве обеспечиваются комбинаторикой включения ЖРДМТ разных размерностей и общего числа одновременно включаемых двигателей.

Поскольку ЖРДМТ является исполнительным органом системы управления (СУ) угловым положением ЛА, то специфические требования к ним диктуются этой системой. Такие требования предъявляются прежде всего к динамическим процессам реализации импульса тяги, потребного для управления ЛА. К ним относят:

- а) способность двигателя реализовывать минимально возможный импульс тяги;
- б) минимальные и стабильные задержки реализации импульса тяги в ответ на электрические командные сигналы СУ;
- в) по возможности крутые и стабильные фронты нарастания и спада тяги;
- г) минимальный и стабильный импульсы последействия;
- д) линейная связь импульса тяги и длительности команды на включение двигателя с минимальным разбросом;
- е) реализация длительных включений (несколько минут) в режимах ориентации осей ЛА.

Несмотря на то, что имеет место выбор оптимального топлива для

ЖРДМТ в зависимости от суммарного потребного импульса тяги, реализуемого в процессе выполнения полетной программы ЛА (см. [11]), за последнее время наметилась унификация топлива для ЖРДМТ с топливом для ЖРДОМ (топливо НДМГ + АТ или 50 % ДМГ и 50 % N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> + АТ).

Применение одного и того же топлива позволяет объединять топливные баки всех типов космических двигателей и тем самым более рационально использовать топливо. Такие космические двигательные установки получили наименование объединенных.

Космические ДУ на стартовой позиции обслуживаются высококвалифицированными специалистами, а в полете ДУ – системой диагностирования или телеконтроля с Земли, по командам которой неисправные агрегаты заменяются их дублерами. За последнее пятилетие освоено обслуживание двигательных установок с помощью автоматических аппаратов типа "Прогресс", которые дозаправляют ДУ топливом в полете и доставляют на борт ЛА необходимое оборудование для замены экипажем космических станций элементов, узлов и агрегатов.

Общей характеристикой космических ДУ является многократное включение в условиях длительного пребывания в космическом пространстве.

*Требования к ДУ для пилотируемых ЛА.* К рассматриваемому виду относятся такие ДУ, с помощью которых экипаж осуществляет пилотирование ЛА. К ним относят ускорители взлета и полета самолетов и ДУ космических аппаратов, пилотируемых экипажем для осуществлениястыковки с другими ЛА, спуска и других маневров.

1. Основным требованием к таким ДУ является безопасность и надежность процесса функционирования ДУ на ЛА. Безопасность полетов экипажа ЛА с ЖРД обеспечивается за счет полной герметизации топливных отсеков от помещения с экипажем, отвода всех топливных дренажей за борт ЛА, полной автоматизации всего процесса функционирования ДУ с самоконтролем и самоблокировкой, применения в топливных и двигательных отсеках ЛА автоматической системы пожаротушения и ряда других мероприятий, обеспечивающих автономную жизнедеятельность экипажа на борту ЛА с ЖРД.

Повышенная надежность процесса функционирования ДУ обеспечивается за счет завышенных запасов прочности ее элементов, узлов и агрегатов; назначения в качестве номинальных заниженных ("щадящих") режимов работы; особо тщательной технологии отработки элементов и ДУ в целом в процессе ее доводочных и ресурсных испытаний.

Двигательная установка для ЛА с экипажем на борту должна иметь не менее чем пятикратный ресурс работы против обычного ЖРД. Из них два ресурса вырабатываются на предварительных огневых испытаниях, один ресурс используется при выполнении полетной задачи и два ресурса остаются в запасе.

2. Ручное управление каждым двигателем ДУ должно производиться с помощью одной кнопки или одной рукоятки. Требуемый уровень тяги

устанавливается либо нажатием кнопки, либо угловым перемещением рукоятки.

Соотношение компонентов топлива должно быть оптимальным и стабилизироваться автоматически, либо в зависимости от уровня понижения режима работы соотношение компонентов топлива должно автоматически пропорционально уменьшаться для снижения температуры горения топлива.

В системе подачи ручной команды должны быть предусмотрены замедлители действия пилота, регламентирующие скорость изменения режимов ЖРД из условия реализации допустимых перегрузок, действующих на экипаж и конструкцию ЛА. Из этих же соображений регламентируется скорость нарастания давления в камере при запуске двигателя (запуск двигателей на ЛА с экипажем на борту должен быть плавным, без забросов давления).

Перед режимом останова тяга двигателя должна быть минимально возможной, а после прекращения подачи топлива в камеру в тракте охлаждения двигателя должно циркулировать топливо до момента полного остывания оболочек камеры двигателя.

3. Двигательные установки для пилотируемых ЛА с экипажем на борту выполняются как двигатели многократного включения. За один полет двигатель должен включаться 5 – 20 раз (за исключением ЖРДМТ, число включений которых может быть практически любым из полного ресурса). При насосной подаче топлива ДУ должна иметь накопители топлива для обеспечения последующего запуска, заправка которых должна происходить в первые секунды работы двигателя. Минимально возможное время ручного включения такого двигателя должно быть несколько больше времени заполнения емкостей-накопителей. При вытеснительной системе подачи топлива эти ограничения исключаются.

Двигательные установки для ЛА с экипажем на борту обслуживаются на месте базирования (аэродромах) персоналом со средним техническим образованием (техниками) под руководством инженерно-технического состава.

Общей характеристикой ДУ являются многократные включения двигателей с разным уровнем тяги, осуществляемые с помощью одного устройства управления.

### 1.1.3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРДУ

Энергетические возможности ЖРДУ определяются суммарным запасом топлива  $m_t$ , а также эффективностью преобразования тепловой его энергии в импульс тяги ДУ, которая характеризуется удельным импульсом тяги  $J_y$ . На расчетном режиме работы двигателя ( $p_a = p_h$ ) удельный импульс равен скорости истечения продуктов сгорания  $W_a$ .

На нерасчетном режиме ( $p_a \neq p_h$ ) удельный импульс тяги равен некоторой эффективной скорости истечения  $W_{\text{эф}}$ , определяемой соотношением

$$W_{\text{эф}} = J_y = W_a + \frac{F_a(p_a - p_h)}{\dot{m}} = W_a + \frac{(p_a - p_h)}{\rho_a W_a}.$$

Для создания импульса тяги ЖРДУ  $I$  используется не весь запас топлива  $m_t$ , находящийся в топливных емкостях. Между рабочим запасом  $m_{t.\text{раб}}$ , идущим на создание импульса тяги  $I$ , и суммарным запасом топлива  $m_t$  существует связь

$$m_t = m_{t.\text{раб}} + m_{t.\text{г.з}} + m_{t.\text{г.о}} + m_{t.\text{т.о}} + m_{t.\text{с.н}},$$

где  $m_{t.\text{г.з}}$  – гарантийный запас топлива;  $m_{t.\text{г.о}}$  – гидравлический остаток топлива;  $m_{t.\text{т.о}}$  – тепловой остаток топлива;  $m_{t.\text{с.н}}$  – запас топлива дл. работы системы наддува.

Гарантийный запас топлива составляет 2 – 3 % суммарного запаса и предназначен для компенсации отклонений основных параметров ЛА от их номинальных значений. Гарантийный запас зависит главным образом от разброса характеристик ЖРДУ (тяги, удельного импульса, соотношения компонентов), разброса массы изделия, массы заправки топлива, а также траекторных возмущений, действующих на ЛА.

Гидравлический остаток топлива  $m_{t.\text{г.о}}$  физически невозможно подать в камеру двигателя (остатки незабора, пленки на стенках бака и элементах конструкции).

Тепловой остаток топлива  $m_{t.\text{т.о}}$  – прогретая часть компонентов, которая не может быть подана в центробежный насос из-за кавитационного режима, появляется вследствие термического расслоения топлива (см. разд. 3.1.2). Тепловой остаток может составить значительную часть от суммарного запаса топлива и должен обязательно учитываться при выборе оптимальных параметров ЖРДУ.

Если наддув баков осуществляется продуктами неполного сгорания собственных компонентов топлива, то 0,5 – 1 % суммарного запаса топлива тратится на наддув. Относительный запас топлива, необходимый для наддува баков, можно вычислить из соотношения

$$\bar{m}_{t.\text{с.н}} = \frac{m_{t.\text{с.н}}}{m_t} = \frac{p_{6.0}}{(RT)_0^k \rho_0 K_6} + \frac{p_{6.g}}{(RT)_g^k \rho_g K_6}. \quad (1.4)$$

Здесь  $K_6 = V_{жi}/V_{бi} = 0,95$  – коэффициент заполнения бака;  $(RT)_0, (RT)_g$  – работоспособность газа наддува соответственно бака окислителя и горючего. Индекс "к" обозначает конечный момент работы ДУ.

Импульс тяги  $I$  вычисляется как интеграл от тяги за все время работы ДУ, т.е.

$$I = \int_0^{t_\Sigma} P(\tau) d\tau = \int_0^{t_\Sigma} J_y \dot{m}_d d\tau. \quad (1.5)$$

В большинстве случаев, если  $J_y = \text{const}$ , то

$$I = J_y m_{\text{т.раб.}}$$

Рабочий запас топлива  $m_{\text{т.раб}}$  содержит также и непроизводительные затраты топлива  $m_{\text{т.н.з.}}$ , связанные с запусками и остановами двигателя. Типичным случаем непроизводительной затраты топлива является предстартовый выброс топлива I ступени ракеты (до отрыва ее от стартового стола).

Уменьшение составляющих  $m_{\text{т.г.з.}}$ ,  $m_{\text{т.г.о.}}$ ,  $m_{\text{т.т.о.}}$ ,  $m_{\text{т.с.н.}}$ ,  $m_{\text{т.н.з.}}$  позволяет соответственно увеличить рабочий запас топлива и, следовательно, импульс тяги ЖРДУ.

Действительный удельный импульс двигателя, выполненного по схеме с дожиганием генераторного газа, равен

$$J_{y,\text{д}} = J_y \varphi_k \varphi_c = J_y (1 - \xi_\alpha - \xi_p - \xi_{\text{тр}} - \xi_h - \xi_s - \Delta \xi_k), \quad (1.6)$$

где  $\varphi_k$  и  $\varphi_c$  – коэффициенты камеры и сопла соответственно;  $\xi_\alpha$  – потери удельного импульса из-за неравномерности поля коэффициента избытка окислителя;  $\xi_p$  – потери в сопле из-за рассеяния;  $\xi_{\text{тр}}$  – потери в сопле из-за трения;  $\xi_h$  – потери в сопле из-за химической неравномерности течения;  $\xi_s$  – потери в сопле из-за многофазности;  $\Delta \xi_k$  – потери удельного импульса из-за неполноты сгорания топлива.

Если условия охлаждения камеры сгорания требуют организации пристеночного слоя с более низкой температурой продуктов сгорания, чем в ядре, то потери удельного импульса  $\xi_\alpha$ , связанные с неравномерностью поля коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{ok}$  по поперечному сечению камеры сгорания, можно рассчитать по соотношению

$$\xi_\alpha = 1 - g_{\text{я}} \frac{J_{y,\text{я}}}{J_{y,\text{ср}}} - (1 - g_{\text{я}}) \frac{J_{y,\text{ст}}}{J_{y,\text{ср}}}. \quad (1.7)$$

дес  $g_{\text{я}}$  – относительный массовый расход топлива в ядре потока;  $J_{y,\text{я}}$ ,  $J_{y,\text{ст}}$ ,  $J_{y,\text{ср}}$  – удельный импульс (при заданных  $p_k$  и  $\epsilon$ ) при коэффициенте избытка окислителя в ядре, пристеночном слое и среднем по камере.

Потери в сопле на рассеяние  $\xi_p$ , трение  $\xi_{\text{тр}}$ , химическую неравновесность течения  $\xi_h$  могут быть рассчитаны по зависимостям, предложенными И.И. Поляковым и У.Г. Пирумовым [2]:

$$\xi_p = [13,2 - (8,9n - 9,8)\sqrt{\frac{r_a}{r_{kp}}}] (1 - z)^2 \cdot 10^{-2}; \quad (1.8)$$

$$\xi_{\text{тр}} = \xi_{\text{тр}}^0 [1 - (1,19 + \frac{0,014}{n - 1})(1 - e^{-(1-z)})^{0,38}]; \quad (1.9)$$

$$\xi_{\text{тр}}^0 = \left[ \left( \frac{0,28 + \bar{T}_w^{-0,333}}{1,06n - 0,86} - 1,4 \right) \sqrt{\frac{r_a}{r_{\text{кр}}} - 1} + 1,88\sqrt{n-1} - 1,075 \right] 10^{-2};$$

$$\xi_h = \left( \frac{h_0}{r_{\text{кр}}} \right)^a \left( \frac{p_0}{p_k} \right)^b \lg \frac{r_a}{r_{\text{кр}}}; \quad (1.10)$$

$$z(n, \epsilon, \beta_a) = \frac{r_a - r_{\text{кр}}}{r^{\max} - r_{\text{кр}}} = \\ = 1 - \left\{ \frac{\sin \beta_a}{0,6 - (0,018n - 0,0175)(r_a/r_{\text{кр}} + 24)} \right\}^{4/3}. \quad (1.11)$$

Здесь  $h_0$  — приведенная длина релаксационной зоны;  $p_0 = 1,0332 \cdot 10^5$  Па;  $n$  — показатель политропы расширения;  $r^{\max}$  — радиус сечения сопла, в котором  $\beta_a = 0$ ;  $\beta_a$  — угол непараллельности истечения на срезе сопла.

Значения показателей  $a$  и  $b$ , а также длины релаксационной зоны  $h_0$  в зависимости (1.10) приведены для ряда топлив в табл. 1.1.

Потери в сопле из-за многофазности продуктов сгорания  $\xi_s$  зависят от многих факторов: массовых долей жидкой и твердой фазы, дисперсности, формы частиц, распределения их по сечению камеры и др. Для достаточно надежного определения коэффициента  $\xi_s$  требуются дополнительные исследования.

Потери  $\Delta\xi_k$ , связанные с неполнотой сгорания топлива, зависят от условий смесеобразования, режимных параметров в камере, химической природы компонентов топлива и составляют 0,01 – 0,02 для лучших современных образцов ЖРД.

Действительный удельный импульс двигателя с насосной системой подачи, выполненного по схеме без дожигания генераторного газа, может быть определен следующим образом:

$$J_{y,d} = g_k J_{y,d,k} + (1 - g_k) J_{y,d,p,c}, \quad (1.12)$$

где  $g_k = \frac{\dot{m}_k}{\dot{m}_k + \dot{m}_t}$  — относительный массовый расход топлива в камеру;

$J_{y,d,k}$ ,  $J_{y,d,p,c}$  — действительный удельный импульс тяги камеры и рулевого сопла соответственно.

Таблица 1.1

Компоненты топлива	$\alpha$	$h_0, \text{м}$	$a$	$b$
$O_2 + H_2$	0,8	$1,3 \cdot 10^{-3}$	0,4	1
$O_2 + T-1$	0,8	$6,7 \cdot 10^{-4}$	0,35	0,8
АТ + НДМГ	0,9	$5,3 \cdot 10^{-6}$	0,25	0,5

Относительный массовый расход топлива на турбину  $\bar{m}_t = 1 - g_k$  из баланса мощностей может быть представлен в виде

$$\bar{m}_t = \left[ \frac{(p_{\text{вых.о}} - p_{\text{вх.о}}) K_m D_U}{\eta_{\text{н.о}} \rho_0 (K_m + 1)} + \frac{p_{\text{вых.г}} - p_{\text{вх.г}}}{\eta_{\text{н.г}} \rho_g (K_m D_U + 1)} \right] \frac{1}{L_{\text{ад}} \eta_t}. \quad (1.13)$$

Здесь  $p_{\text{вых.о}}, p_{\text{вых.г}}$  – давления компонентов на выходе из насосов окислителя и горючего соответственно;  $p_{\text{вх.о}}, p_{\text{вх.г}}$  – давления компонентов на входе в насосы окислителя и горючего соответственно;  $\eta_{\text{н.о}}, \eta_{\text{н.г}}, \eta_t$  – КПД насосов окислителя, горючего и турбины;  $\rho_0, \rho_g$  – плотность окислителя и горючего;  $K_m D_U$  – массовое соотношение компонентов топлива ДУ.

С увеличением давления в камере относительный расход компонентов топлива на привод турбины возрастает. Кроме того, из-за ограничений на температуру продуктов сгорания в газогенераторе удельный импульс рулевого сопла  $J_{y,p,c}$  значительно меньше удельного импульса камеры. Поэтому с ростом давления в камере действительный удельный импульс камеры возрастает (так как увеличивается степень расширения газов в сопле) слабее, чем уменьшается относительный расход компонентов в камеру. При наличии габаритных ограничений по диаметру среза сопла, начиная с некоторой степени расширения, удельный импульс камеры сохраняется постоянным.

В результате удельный импульс двигателя с насосной системой подачи, выполненного по схеме без дожигания генераторного газа, начиная с некоторого значения давления в камере  $p_k$  уменьшается в соответствии с зависимостью (1.12). Это предельное значение давления  $p_k^*$  для современных двигателей находится в диапазоне  $(100 - 120) \cdot 10^5$  Па и определяется компонентами топлива, а также параметрами камеры и рулевого сопла.

Управление полетом различного типа ЛА осуществляется ЖРДМТ, для которых наиболее общим режимом работы считается импульсный режим [11]. Основными показателями импульсного режима являются время включения двигателя  $\tau_{vk}$  и время паузы между одиночными включениями  $\tau_p = T - \tau_{vk}$ . Здесь  $T$  – время цикла между одиночными включениями.

Частота включения ЖРДМТ

$$f = 1/T.$$

Удельный импульс ЖРДМТ, работающего в импульсном режиме, определяется выражением

$$J_{y,i} = \int_0^T P(\tau) d\tau / \int_0^T \dot{m}(\tau) d\tau.$$

Действительный удельный импульс тяги ЖРДМТ, работающего в импульсном режиме, отражает прежде всего потери, связанные с нестационарным характером пуска и останова. С уменьшением длительности командного сигнала на включение электроклапанов доля нестационарных процессов возрастает и удельный импульс тяги уменьшается.

Помимо нестационарных процессов удельный импульс тяги ЖРДМТ учитывает тепло- и массообменные процессы между соседними импульсами, а также тепловое состояние конструкции двигателя. В общем случае для любого номера включения двигателя  $n$  удельный импульс тяги ЖРДМТ, работающего в импульсном режиме, определяется любым из возможных сочетаний  $J_{y,i} = f(\tau_{vk}, \tau_n, n)$ . Максимальная величина удельного импульса достигается на непрерывном режиме его работы  $J_{y,n}$ , определяется по соотношению (1.6) и зависит от компонентов топлива, режимных и конструктивных параметров двигателя. Действительный удельный импульс ЖРДМТ определяется экспериментально [11].

Удельный импульс ЖРД, работающего на стационарном режиме, определяется термодинамическим расчетом. Для рассматриваемых компонентов топлива он является функцией их массового соотношения  $K_m$ , степени расширения продуктов сгорания в сопле  $\epsilon$ , а также давления в камере  $p_k$ , т.е.

$$J_y = f(K_m, \epsilon, p_k).$$

Результаты термодинамического расчета современных и перспективных топлив приведены в Справочнике АН СССР для базовых значений  $K_m$ ,  $\epsilon$  и  $p_k$  [2]. Поскольку термодинамический расчет даже одного варианта требует значительного машинного времени, а при оптимизации характеристик ЖРДУ необходим целый ряд значений, в частности, удельного импульса тяги для параметров  $K_m$ ,  $\epsilon$  и  $p_k$ , не совпадающих с их базовыми значениями, то целесообразно заменить трудоемкие термодинамические расчеты программами интерполяционных расчетов. Аппроксимация результатов термодинамических расчетов может быть осуществлена с помощью многочленов  $n$ -го порядка (сплайн-аппроксимация) [2], что резко сокращает время определения термодинамического параметра, но требует определенного массива в памяти ЭВМ для размещения его базовых значений.

Таким образом, для улучшения энергетических характеристик ЖРДУ на выбранных компонентах топлива в рамках рассматриваемой задачи ЛА необходимо обеспечить, с одной стороны, высокий удельный импульс тяги за счет выбора режимных параметров двигателя, а с другой — надежную работоспособность двигательной установки и возможно полное использование запасов топлива путем выбора типа и режимных параметров камеры и системы питания ЖРДУ.

#### 1.1.4. МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРДУ

Для оценки совершенства конструкции ЖРДУ применяются массовые характеристики, которые широко используются при выборе оптимальных параметров ЛА, двигательных установок и их отдельных агрегатов. Стартовая масса ЛА обычно определяется по формуле

$$m_0 = m_{n,h} + m_{kLA} + m_{ЖРДУ} + m_t, \quad (1.14)$$

где  $m_{\text{п.н}}$  – масса полезной нагрузки, доставляемой ЛА в расчетную точку пространства с заданными параметрами;  $m_{\text{ЛА}}$  – масса ЛА без ЖРДУ;  $m_{\text{ЖРДУ}}$  – масса ЖРДУ, состоящая из массы двигателя и системы питания (включая баковые отсеки);  $m_{\text{т}}$  – масса топлива, заправленного в баковые отсеки ЛА.

Вводя понятие относительной массы  $\mu_i = m_i/m_0$  как отношения соответствующей массы ЛА, ЖРДУ или топлива к стартовой массе ЛА (или его отдельной ступени), можно получить соотношение, связывающее стартовую массу с выводимой полезной нагрузкой:

$$m_0 = \frac{m_{\text{п.н}}}{1 - (\mu_{\text{к}} + \mu_{\text{ЖРДУ}} + \mu_{\text{т}})}, \quad (1.15)$$

где  $\mu_{\text{к}} = m_{\text{к}}/m_0$  – относительная масса ЛА (без ЖРДУ);  $\mu_{\text{ЖРДУ}} = m_{\text{ЖРДУ}}/m_0$  – относительная масса ЖРДУ;  $\mu_{\text{т}} = m_{\text{т}}/m_0$  – относительная масса (запас) топлива.

Используя статистические или расчетные значения относительной массы ЛА  $\mu_{\text{к}}$  и двигательной установки  $\mu_{\text{ЖРДУ}}$ , а также потребную относительную массу топлива  $\mu_{\text{т}}$  (см. разд. 1.3.3), можно определить значение стартовой массы ЛА  $m_0$  или выводимой полезной нагрузки  $m_{\text{п.н}}$ .

Масса ЖРДУ складывается из массы двигателя  $m_{\text{д}}$ , топливного бакового отсека  $m_{\text{б.о}}$  и системы наддува баковых отсеков  $m_{\text{с.н}}$ , т.е.

$$m_{\text{ЖРДУ}} = m_{\text{д}} + m_{\text{б.о}} + m_{\text{с.н}}. \quad (1.16)$$

Масса двигателя может быть представлена в виде суммы масс отдельных агрегатов и узлов; камеры, трубонасосного агрегата, газогенератора, агрегатов автоматики, трубопроводов, рамы, а также деталей общей сборки:

$$m_{\text{д}} = m_{\text{к}} + m_{\text{тина}} + m_{\text{гг}} + m_{\text{агр}} + m_{\text{тр}} + m_{\text{р}} + m_{\text{д.о.с.}} \quad (1.17)$$

Масса бакового отсека  $m_{\text{б.о}}$  слагается из масс топливных баков горючего  $m_{\text{г}}$  и окислителя  $m_{\text{o}}$ , а также массы агрегатов бакового отсека  $m_{\text{агр.б.о}}$  (сочленяющие и конструктивно-технологические элементы, а также агрегаты, обеспечивающие заправку, размещение, хранение и забор компонентов топлива из баков в топливные магистрали):

$$m_{\text{б.о}} = m_{\text{г}} + m_{\text{o}} + m_{\text{агр.б.о}}. \quad (1.18)$$

Масса системы наддува включает в себя массу рабочего тела  $m_{\text{р.т}}$ , потребного на наддув, массу аккумуляторов давления  $m_{\text{ак}}$ , редукторов и арматуры  $m_{\text{арм}}$ , обеспечивающих поступление рабочего тела в баки, а также массу дренажно-предохранительной системы  $m_{\text{др.пр}}$ :

$$m_{\text{сн}} = m_{\text{р.т}} + m_{\text{ак}} + m_{\text{арм}} + m_{\text{др.пр}}. \quad (1.19)$$

Для оценки совершенства конструкции ЖРДУ используют отношение массы ЖРДУ к массе заправленного в нее топлива

(1.20)

$$\alpha_{\text{ЖРДУ}} = \frac{m_{\text{ЖРДУ}}}{m_t}.$$

По данным [1, 13, 19, 20, 22, 26] зарубежной печати (табл. 1.2 и 1.3), это отношение составляет:

при насосной системе подачи  $\alpha_{\text{ЖРДУ}} = 0,05 \dots 0,15$ ,

при вытеснительной системе подачи  $\alpha_{\text{ЖРДУ}} = 0,1 \dots 0,25$ .

Используя соотношение (1.20), получаем выражение для стартовой массы ЛА в виде

$$m_0 = \frac{m_{\text{п.н}}}{1 - [(1 + \alpha_{\text{ЖРДУ}}) \mu_t + \mu_k]} . \quad (1.21)$$

Для оценки совершенства конструкции двигателя вводится понятие удельной массы ЖРД ( $m_{d,y}$ ) как отношение массы залитого ЖРД к его наибольшей тяге на основном режиме:

$$m_{d,y} = m_d / P. \quad (1.22)$$

По данным зарубежной статистики, приведенной в табл. 1.2 и 1.3, удельная масса ЖРД для маршевых ЖРДУ составляет 0,8–6 кг/кН.

На рис. 1.6 представлена зависимость удельной массы двигателя  $m_{d,y}$  от его тяги, построенная по данным табл. 1.2 и 1.3. Анализ приведенных данных показывает, что удельная масса ЖРД существенно зависит от назначения ЖРДУ, применяемых компонентов топлива и уменьшается с увеличением максимальной тяги двигателя.

Однако использование зависимости  $m_{d,y} = f(P)$  для задач оптимального проектирования недостаточно даже для двигателей заданного назначения

и выбранных компонентов топлива, так как масса двигателя существенно зависит от сочетания режимных параметров ( $p_k, p_a, K_m, p_{vxi}, \omega$  и др.).

Масса собственно двигателя может составлять 0,2–0,45 конечной массы ступени ЛА. Разобъем массу двигателя на массы отдельных агрегатов и узлов, связанных единой пневмогидравлической системой, и выразим массы агрегатов как функции режимных параметров двигателя. Масса любого двигателя определится как сумма масс функцио-

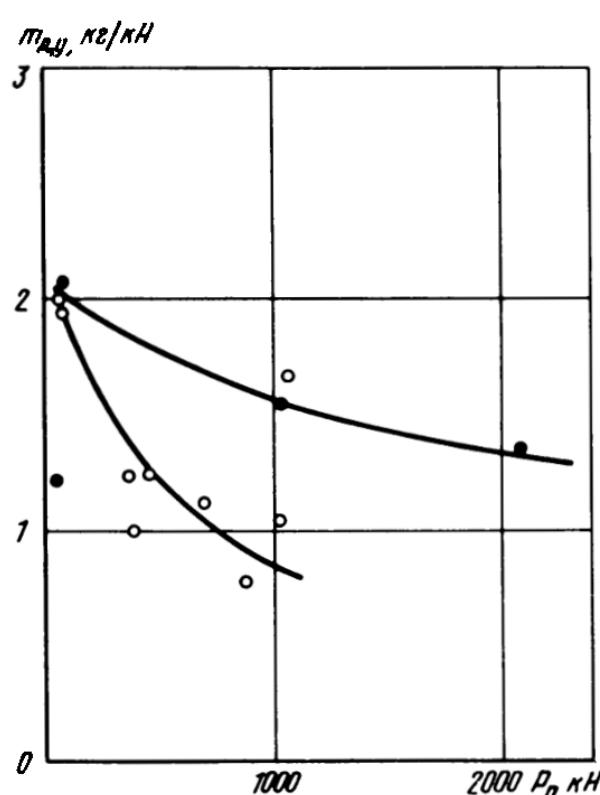


Рис. 1.6. Зависимость удельной массы ЖРД от его тяги;

● – компоненты топлива  $O_2 + H_2$ ; ○ – компоненты топлива  $N_2O_4 + \text{НДМТ}, N_2O_4 + A = 50$

Таблица 1.2

Двигатели вы- теснительной подачи топлива	Страна	Назначение	Компо- ненты топлива	Тяга в пусто- те, кН	Удельный импульс в пусто- те, м/с	Давление в камере горения $p_k \cdot 10^{-5}$ , $\text{Н}/\text{м}^2$	Степень расши- рения сопла, $F$	$K_m$	$m_T$	$m_D,$ кг	$m_D \cdot Y$ , кг/кН
AJ-10-137 Аэроджет дженерал	США	Маршевая ступень "Аполлон" КК	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{A}-50}$	95,65	3090	$7,0^3$	$6 \leq F \leq$ $\leq 62$	$1,6 \frac{00}{\text{He}}$	18600	368	3,847
AJ-10-138 Аэроджет дженерал	" - "	III ст. РН "Ти- тан-3", "Транстейдж"	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{A}-50}$	70,632	3061	$7$	$40 \frac{2}{2}$	$\frac{2}{\text{He}}$	$103 \times 2$	2,916	
TR-201 TRW	" - "	II ст. ракеты "Дельта", Посадоч- ная ступень ЛК	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{A}-50}$	44,145- 4,66	2966	$7,75-$ $0,775$	$16 \leq F \leq$ $\leq 4,74$	$1,6$	8100	113	2,56
Аэроджет дженерал	" - "	Ду орбитального маневрирования МТКК	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{MMГ}}$	26,7	3070	8,8	55	$1,65$	5650	118	4,419
OTRAG	ФРГ	ДУ блочной РН	КДАК	30		$\frac{p_{\text{под}} =}{40 \dots 15}$					
LEM-8258 Бесп аэросистем	США	Взлетная ступень	керосин								
R-40A Марквардт	" - "	Система ориента- ции	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{A}-50}$	15,5	3032	8,68	45,6	$1,6$	2355	92	5,935
RS-2101C Рокитайн		Марсианский ор- битальный аппарат	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{MMГ}}$	3,875	2835	10,7	100	$1,51$	$\frac{1}{\text{He}}$	8,15	2,1
			$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{MMГ}}$	1,334	2858	7,85	60	$1,5$	$\frac{1423}{\text{He}}$		

Продолжение табл. 1.2

Двигатели высокотемпературной подачи топлива	Страна	Назначение двигателя	Компоненты топлива	Тяга в пустоте, кН	Удельный импульс в пустоте, м/с	Давление в камере сгорания $p_K \cdot 10^{-5}$ , Н/м <sup>2</sup>	Степень расширения сопла, $\bar{F}$	$K_m$	$m_T$	$m_D$ , кг	$m_{D,U}$ , кг/кН
R-1E3	Марквардт	"— Система стабилизации МТКК	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{MMI}}$	0,4414	2890	12,7	50	1,64	$\frac{\text{He}}{\text{He}}$	5,45	12,35
		"— Система ориентации положения МТКК	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{MMI}}$	0,1079	2868	10,7			$\frac{\text{He}}{\text{He}}$	5,9	54,68

Таблица 1.3

Двигатели насосной подачи топлива	Страна	Назначение двигателя	Компоненты топлива	Тяга в пустоте, кН	Удельный импульс в пустоте, м/с	$p_K \cdot 10^{-5}$ , Н/м <sup>2</sup>	$\bar{F}$	$K_m$	$K_{mD}$	Продолжительность, с	$m_{D,U}$ , кг/кН
F-1 Рокитдейн	США	I ст. РН "Сагури-S"	$\frac{\text{O}_2}{\text{RP-1}}$	7789	2982	69	10:1	165	8407	1,079	
J-2		"— II и III ст. РН "Сагури-S"	$\frac{\text{O}_2}{\text{H}_2}$	1020	4169	50,5	27,5:1		500	1585	1,554

SSME Рокитдайн	-	-	Орбитальная ступень МТКК	$\frac{\text{O}_2}{\text{H}_2}$ 2090	4562	210	77,5:1	$\frac{6}{6}$	480	2872	1,374
RS-2701A (Н-1)	-	-	I ст. РН "Тор-Дельта"	$\frac{\text{O}_2}{\text{RP-1}}$ 1020	2894	49,5	8:1	$\frac{2,23}{2,23}$	242	1068	1,047
LR89-NA-7	-	-	I ст. "Атлас-Аджена", "Атлас-Центавр"	$\frac{\text{O}_2}{\text{RP-1}}$ 873	2688	44,9	8:1		686	0,786	
LR105-NA-7	-	-	II ст. "Атлас-Аджена", "Атлас-Центавр"	$\frac{\text{O}_2}{\text{RP-1}}$ 357,7	3021	51,6	25:1		466	1,24	
"Викинг-2" SEP	Фран- ция	I ст. РН "Ариан"	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{A-50}}$ 687	2727	56,6			$\frac{0,139}{0,139}$	776	1,13	
SEP	"	I ст. РН "Дияман-С"	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{НДМГ}}$ 392,4	2413	2413			$\frac{0,994}{0,994}$	390	0,994	
LR87-AJ-5 Аэроджет	США	I ст. ракеты "Титан"	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{A-50}}$ 1050	2806	54			$\frac{1,668}{1,668}$	150	1751	
LR91-AJ-5 Аэроджет	-	II ст. ракеты "Титан- ЗЕ/Центавр"	$\frac{\text{N}_2\text{O}_4}{\text{A-50}}$ 450	3041	57,5	45,2:1	1,8		210	564	1,253
HM-7	Фран- ция	III ст. РН "Ариан"	$\frac{\text{O}_2}{\text{H}_2}$ 70	4169	35,7			$\frac{563}{563}$	145	2,071	
МББ	ФРГ	III ст. РН "Ариан"	$\frac{\text{O}_2}{\text{H}_2}$ 57,78	4258	29,5			$\frac{72}{72}$	1,246		
LR10A-3-3 Пратт-Уитни	США	Ступень "Центавр"	$\frac{\text{O}_2}{\text{H}_2}$ 66,71	4356	28,1	57:1	$\frac{5}{5}$		380	133	1,993
XLR81-VA-13 Белл	США	Ступень "Аджена"	$\frac{\text{HNO}_3}{\text{НДМГ}}$ 71,12	2943	35			$\frac{240}{240}$	132	1,856	

нальных агрегатов, зависящих от режимных параметров, а особенности двигателя по его назначению, схемному и конструктивному решению могут быть учтены некоторыми статистическими коэффициентами, имеющими вполне определенный физический смысл.

Конкретизируем этот подход на примере маршевого двигателя ступени ракеты-носителя одноразового использования в соответствии с соотношением (1.17).

Для подробного аналитического рассмотрения целесообразно выбрать те составляющие массы, вклад которых в суммарную массу двигателя наиболее значителен.

**Камера ЖРД.** Масса камеры ЖРД может составлять 0,2 – 0,5 массы всего двигателя и поэтому должна учитываться с возможно более высокой точностью. Ее можно представить как сумму масс собственно камеры сгорания с сужающейся частью сопла, смесительной головки, газовода и расширяющейся части сопла, т.е.

$$m_k = m_{соб} + m_{c.c} + m_{гол} + m_{газ} + m_{р.с}. \quad (1.23)$$

Все составляющие массы камеры ЖРД удобно представить как оболочки вращения, масса которых вычисляется как произведение поверхности на удельную массу этих оболочек.

Так, массу камеры сгорания и сужающейся части сопла можно представить в виде

$$m_{соб} + m_{c.c} = \gamma_k (S_u + S_{c.c}) = \frac{\dot{m}_k^\beta}{p_k} \gamma_k (\bar{S}_u + \bar{S}_{c.c}), \quad (1.24)$$

где  $\bar{S}_u = S_u / F_{kp}$ ;  $\bar{S}_{c.c} = S_{c.c} / F_{kp}$ .

Масса головки и газовода может быть представлена в виде

$$m_{гол} = F_k \delta_{гол} \rho_{гол} = F_{kp} \bar{F}_{гол} \delta_{гол} \rho_{гол} \quad (1.25)$$

$$m_{газ} = S_{газ} \delta_{газ} \rho_{газ} = \pi D_{газ} L_{газ} \delta_{газ} \rho_{газ}. \quad (1.26)$$

Если принять, что  $D_{газ} = \kappa_1 D_k$ ;  $L_{газ} = \kappa_2 D_k$ ;  $\delta_{газ} = \frac{p_k D_k f}{2 \sigma_{газ}}$ , использовать известное соотношение  $\frac{p_k F_{kp}}{\dot{m}_k^\beta} = \beta$ , а также рекомендации работы [8] по выбору относительной площади камеры

$$\bar{F}_k = \frac{F_k}{F_{kp}} = \frac{5000}{\sqrt{p_k d_{kp}}},$$

то соотношения (1.25) и (1.26) можно привести к виду

$$m_{гол} = k_{гол} \frac{F_{kp}}{(p_k \dot{m}_k^\beta)^{0,25}}; \quad (1.27)$$

$$m_{\text{газ}} = k_{\text{газ}} F_{\text{кр}} (p_{\text{k}} \dot{m}_{\text{k}} \beta)^{0,125}.$$

Здесь

$$k_{\text{гол}} = \frac{\delta_{\text{гол}} \rho_{\text{гол}} \cdot 5000}{\sqrt[4]{\frac{4}{\pi}}} ; k_{\text{газ}} = \frac{5000^{2/3} \rho_{\text{M}} k_1 k_2 f \cdot 4^{1,125}}{\pi^{0,125} \sigma_{\text{газ}}}.$$

Масса расширяющейся части сопла с учетом неохлаждаемого насадка также может быть представлена в виде

$$\dot{m}_{\text{p.c}} = \gamma_{\text{c.охл}} S_{\text{c.охл}} + \gamma_{\text{c.н}} S_{\text{c.н}} = \frac{\dot{m}_{\text{k}} \beta}{p_{\text{k}}} (\gamma_{\text{c.охл}} \bar{S}_{\text{c.охл}} + \gamma_{\text{c.н}} \bar{S}_{\text{c.н}}). \quad (1.29)$$

Для расчета массы камеры по соотношениям (1.23) – (1.29) необходимо иметь значения относительных поверхностей цилиндрического корпуса камеры  $\bar{S}_{\text{ц}}$ , сужающейся  $\bar{S}_{\text{c.c}}$  и расширяющейся  $\bar{S}_{\text{c}}$  частей сопла, а также удельные массы камеры  $\gamma_{\text{k}}$  и сопла  $\gamma_{\text{c}}$ . Для известных толщин оболочек камеры и сопла их удельная масса может быть рассчитана следующим образом:

$$\gamma = \sum_i \delta_i \rho_i k_i. \quad (1.30)$$

Здесь  $\delta_i$  – приведенная к постоянному значению по сечению толщина  $i$ -й оболочки;  $\rho_i$  – плотность материала;  $k_i$  – коэффициент присоединенной массы (сварные швы, коллекторы подвода компонентов и др.). При неизвестных толщинах оболочек удельная масса должна быть определена из статистической обработки данных реально выполненных конструкций.

Толщина оболочки определяется как прочностными расчетами, так и технологическими факторами (допусками на листовой материал, возможностями станочного парка и приспособлений и др.). Поэтому для практических расчетов целесообразно использовать соотношения для  $\gamma_{\text{k}}$  и  $\gamma_{\text{c}}$ , приведенные в табл. 1.4. Эти соотношения получены путем аппроксимации статистического материала по двигателям, основные параметры которых приведены в табл. 1.2 и 1.3. Относительные боковые поверхности  $\bar{S}_{\text{ц}}$  и  $\bar{S}_{\text{c.c}}$  рассчитывались как оболочки тел вращения, при этом геометрические размеры камеры определялись по рекомендациям работы [8], а для расчета относительной боковой поверхности расширяющейся части сопла  $\bar{S}_{\text{c}}$  использовалась зависимость, рекомендованная И.И. Поляковым [2]. Соответствующие выражения для  $\bar{S}_{\text{c.c}}$ ,  $\bar{S}_{\text{ц}}$  и  $\bar{S}_{\text{c}}$  также приведены в табл. 1.4.

Таким образом, используя соотношения (1.23) – (1.30), можно получить итоговые выражения для расчета массы камеры двигателей различных схем.

Таблица 1.4

Величина и размерность	Расчетная формула	Диапазон изменения параметров и их размерность
$\gamma_K, \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$	$\gamma_K = 3,03 \frac{p_K \cdot 10^{-6}}{\sqrt{d_{kp}}} - 17$	$1,581 \cdot 10^6 \leq \frac{p_K}{\sqrt{d_{kp}}} \leq 5,85 \cdot 10^6$ $p_K, \text{Па}; d_{kp}, \text{м}$
$\gamma_c, \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$	$\gamma_c = 5,894 \cdot 10^{-2} \left( \frac{p_K}{\sqrt{\epsilon d_{kp}}} \right)^{0,475} - 23,58$	$0,0632 \cdot 10^6 \leq \frac{p_K}{\sqrt{\epsilon d_{kp}}} \leq 0,31623 \cdot 10^6$ $p_K, \text{Па}; d_{kp}, \text{м}$
$\bar{s}_{c.c}$	$\bar{s}_{c.c} = \frac{2}{\bar{q}_K^\beta} + \frac{0,818}{\sqrt{\bar{q}_K^\beta}} - 0,974$	$\bar{q}_K, \text{с}/\text{м}, \beta, \text{м}/\text{с}$
$\bar{s}_{\text{ц}}$	$\bar{s}_{\text{ц}} = 3,544 L_{\text{прив}} \times \sqrt{\frac{p_K \bar{q}_K}{\dot{m}_K}} - 2 \frac{1}{\sqrt{\bar{q}_K^\beta}} + \sqrt{\bar{q}_K^\beta} + 1$	$\bar{q}, \text{с}/\text{м}, \beta, \text{м}/\text{с}$ $p_K, \text{Па}, \dot{m}_K, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$ $L_{\text{прив}}, \text{м}$
$\bar{s}_c$	$\bar{s}_c = s_0 [1 - (1,415 - \frac{0,274}{\bar{R}_a}) \times f(z)]$ где $s_0 = (32 - 10n)(\bar{R}_a - 1) + (2,1 + 1,6n^4)(\bar{R}_a - 1)^{2,25};$ $\bar{R}_a = \frac{r_a}{r_{kp}} = \frac{\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{0,5}{n-1}} \left(\frac{n-1}{n+1}\right)^{0,25}}{\sqrt{\frac{2}{n} - \frac{n+1}{n}}};$ $f(z) = 1 - \exp(-\sqrt[3]{1-z});$ $z = 1 - \left\{ \frac{\sin \beta_a}{0,6 - (0,018n - 0,0175)} \dots \rightarrow \left\{ \frac{1}{(R_a + 24)} \right\}^{4/3} \right\}$	$\beta_a, \text{градус}$ $50 \leq \epsilon \leq 3000$ $1,13 \leq n \leq 1,21$

Для двигателей с дожиганием генераторного газа

$$m_k = F_{kp} \left\{ \gamma_k (\bar{S}_u + \bar{S}_{c.c}) + \gamma_c \bar{S}_c + \frac{3,96 \cdot 10^6}{(p_k \dot{m}_k \beta)^{0,25}} + \right. \\ \left. + 17,58 (p_k \dot{m}_k \beta)^{0,125} - \frac{13,3}{F_{kp}} \right\}. \quad (1.31)$$

Для двигателей без дожигания генераторного газа

$$m_k = F_{kp} \left\{ \gamma_k (\bar{S}_u + \bar{S}_{c.c}) + \gamma_c \bar{S}_c + \frac{1,63 \cdot 10^6}{(p_k \dot{m}_k \beta)^{0,25}} - \frac{8,5}{F_{kp}} \right\}. \quad (1.32)$$

Полученные зависимости позволяют рассматривать массу камеры как функцию семи переменных, а именно:

$$m_k = f(\dot{m}_k, p_k, \epsilon, n, \beta_a, \bar{q}_k, \beta) \quad (1.33)$$

**Турбонасосный агрегат (ТНА).** Если массу насосов и турбин представить в виде суммы масс полых цилиндрических и дисковых элементов, характерный диаметр определить по условиям подвода жидким компонентов, а толщину – по условиям их отвода, то можно получить для массы ТНА следующую зависимость [18]:

$$m_{tna} = \frac{k_{tna}}{\omega} \sum_i \dot{m}_i H_i^{1,5}. \quad (1.34)$$

Хотя зависимость (1.34) верно отражает влияние основных гидромеханических параметров  $\omega$ ,  $\dot{m}_i$ ,  $H_i$  на массу ТНА, однако сравнение результатов расчета (1.34) реальных ТНА показывает, что коэффициент  $k_{tna}$  может изменяться более чем на порядок.

Реально коэффициент  $k_{tna}$  отражает разнообразие конструктивных схем, материалов, а также вклад в массу ТНА элементов конструкции – ребер жесткости, технологических приливов, элементов крепления и других элементов, – влияние которых аналитически учесть практически невозможно.

Обработка статистических данных по массам одновальных ТНА для двигателей, характеристики которых приведены в табл. 1.3, показала, что коэффициент пропорциональности  $K_{tna}$  с хорошей точностью аппроксимируется соотношением вида

$$K_{tna} = A' + \frac{B'}{\sum_i \frac{\dot{m}_i H_i^{1,5}}{\omega}} + \frac{C'}{\sum_i \left( \frac{\dot{m}_i H_i^{1,5}}{\omega} \right)^2}.$$

Масса ТНА в этом случае может быть представлена в виде

$$m_{\text{тна}} \approx A + B \sum_i \frac{\dot{m}_i H_i^{1,5}}{\omega}, \quad (1.35)$$

а с учетом обработки статистического материала по массе ТНА двигателей (см. табл. 1.3) и введенного обозначения  $\sum_i \frac{\dot{m}_i}{\omega} \left( \frac{\Delta p_i}{\rho_i} \right)^{1,5} = D$  можно получить следующие зависимости:

для двигателей с дожиганием генераторного газа

$$m_{\text{тна}} = 19 + 0,232 \cdot 10^{-3} D. \quad (1.36)$$

Зависимость (1.36) получена для диапазона изменения комплекса

$$2,93 \cdot 10^4 \leq D \leq 1,82 \cdot 10^6.$$

Для двигателей без дожигания генераторного газа

$$m_{\text{тна}} = 6,29 + 0,981 \cdot 10^{-3} D \quad \text{для } 1170 \leq D \leq 3,22 \cdot 10^4; \quad (1.37)$$

$$m_{\text{тна}} = 21 + 0,54 \cdot 10^{-3} D \quad \text{для } 2,93 \cdot 10^4 \leq D \leq 7,52 \cdot 10^5. \quad (1.38)$$

При вычислении комплекса  $D$  суммирование производится по всем ступеням насосов окислителя и горючего, а приращение давления в ступени  $\Delta p_i$  определяется как  $\Delta p_i = p_{\text{вых}i} - p_{\text{вх}i}$ .

Максимальная относительная ошибка в определении массы ТНА по соотношению (1.36) не превышает 11,5 %, а по соотношениям (1.37) – (1.38) – 8 %.

Зависимость (1.35) по своей структуре справедлива и для бустерных агрегатов с турбинным приводом (БТНА). Однако коэффициенты  $A$  и  $B$  в зависимости (1.35) должны отражать специфические особенности БТНА – малые напоры и сравнительно малые обороты. Низкая напорность БТНА и значительные расходы приводят к увеличению массы входной части конструкции и некоторому облегчению отводящих устройств по сравнению с основными ТНА, характеризуемыми равнозначным значением комплекса  $D$ .

Давление и температура компонентов на входе в ТНА или БТНА, существенно влияющие на их массовые характеристики, учитываются в полученных зависимостях (1.36) – (1.38) при определении частоты вращения вала  $\omega$  по известному соотношению [18]:

$$\omega = \frac{(c_{\text{ср}})_{\text{max}} \left( \frac{\Delta p_{\text{ср.о}}^*}{\rho_0} \right)^{3/4}}{298 \sqrt{\frac{\dot{m}_{\text{ок}}}{\rho_0}}},$$

где  $\Delta p_{\text{ср.о}}^* = p_{\text{вх.о}}^* - p_{\text{so}}(T_{\text{вх.о}}) - \Delta p_{\text{вх.о}}$ , а индекс "о" относится к окислителю (наиболее кавитационноопасному компоненту топлива);  $(C_{\text{ср}})_{\text{max}}$  – максимально-возможное значение кавитационного коэффициента быстроходности.

Таким образом, масса одновального ТНА в соотношениях (1.36) – (1.38) представлена как функция девяти параметров:

$$m_{\text{тна}} = f(\dot{m}_{\text{ок}}, \dot{m}_{\Gamma}, \Delta p_o, \Delta p_{\Gamma}, \rho_o, \rho_{\Gamma} p_{\text{вх.о}}^*, T_{\text{вх.о}} (c_{\text{ср}})_{\text{max}}).$$

**Остальные элементы двигателя.** Анализ зависимости массы остальных элементов двигателя (клапаны и агрегаты управления, газогенератор, трубопроводы, рама, детали общей сборки) от режимных параметров показал, что удается выделить влияние тяги. Заметное влияние на массу агрегатов и узлов двигателя оказывает также схема двигателя. Поэтому при выводе результирующей зависимости массы двигателя как функции режимных параметров масса агрегатов управления, трубопроводов, газогенераторов, рам и деталей общей сборки представляется как линейная функция тяги, причем коэффициенты пропорциональности отражают влияние схемных решений. Если теперь в соответствии с выражением (1.17) просуммировать полученные слагаемые и использовать статистические данные по массе реально выполненных двигателей (см. табл. 1.2 и 1.3) для определения коэффициентов пропорциональности, то получим зависимости массы двигателей различных схем от режимных параметров. Для двигателей с дожиганием генераторного газа

$$m_d = m_k + m_{\text{тна}} + 0,235P + 57; \quad 14,7 \leq P \leq 981; \quad (1.39)$$

$$m_d = m_k + m_{\text{тна}} + 0,396P - 73,1; \quad 883 \leq P \leq 1678; \quad (1.40)$$

Для двигателей, выполненных без дожигания генераторного газа,

$$m_d = m_k + m_{\text{тна}} + 0,217P + 57,5; \quad 14,7 \leq P \leq 981; \quad (1.41)$$

$$m_d = m_k + m_{\text{тна}} + 0,377P - 93,1; \quad 981 \leq P \leq 1618, \quad (1.42)$$

где  $P$  измеряется в килоньютонах.

На рис. 1.7 показана сходимость расчетов масс двигателей, выполненных по соотношениям (1.39) – (1.42), с массами реальных двигателей, характеристики которых приведены в табл. 1.2 и 1.3. Максимальная ошибка не превосходит 13,4 %, а среднеквадратичная – 8,3 %.

Таким образом, с помощью соотношений (1.39) – (1.42) можно рассчитать массу маршевого двигателя различных схем одноразового использования как функцию шестнадцати переменных, а именно:

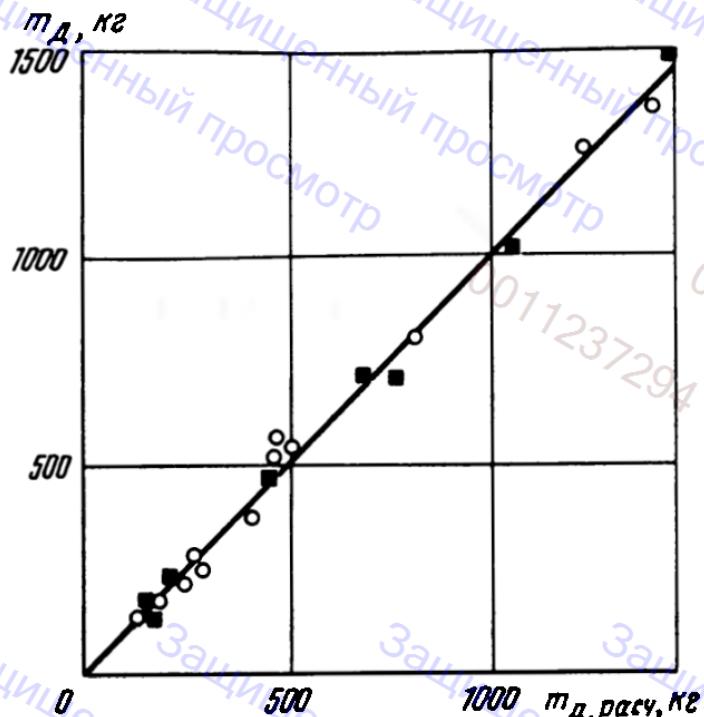
$$m_d = f(P, p_k, \epsilon, \beta_a, \bar{q}_k, K_{m,k}, \dot{m}_k, \omega, \Delta p_o, \Delta p_{\Gamma}, \rho_o, \rho_{\Gamma}, p_{\text{вх.о}}, T_{\text{вх.о}}, K_{m,\text{дв}}, \dot{m}_{\Sigma\text{дв}}). \quad (1.43)$$

Рис. 1.7. Сходимость расчетов по зависимостям (1.39) – (1.42) с массами реальных двигателей (см. табл. 1.2 и 1.3):

○ – схема с дожиганием генераторного газа; ■ – схема без дожигания генераторного газа

Они могут быть использованы при оптимизации параметров двигательной установки на различных этапах ее проектирования.

Рассмотренный в настоящем разделе подход к определению массы двигателя основан на использовании аналитических зависимостей и статистических



коэффициентах, учитывающих особенности технологии и конструкторских решений двигателей известных схем, а потому может быть назван аналитико-статистическим. Он может быть использован для двигателей различного назначения с обязательным привлечением соответствующего статистического материала для определения коэффициентов пропорциональности.

## 1.2. ЖИДКИЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА (ЖРТ)

Успешное освоение космического пространства осуществляется в основном с помощью ЖРДУ. Жидкие ракетные топлива по сравнению с твердыми (ТРТ) обеспечивают лучшие энергетические характеристики, возможность многократного включения и выключения двигателя, а также оперативное изменение тяги при полете ЛА. Перспективное в принципе использование ядерных ракетных двигателей сдерживается в настоящее время их массовыми характеристиками, а также сложностями, связанными с обеспечением радиационной безопасности и отводом тепла от активной зоны после выключения двигателя вследствие остаточного тепловыделения радиоизотопов – продуктов цепной реакции деления. Несомненно, что ЖРТ останутся основным энергетическим источником для ракетных двигателей различного назначения на ближайшие десятилетия. Проектирование ЖРДУ всегда связано с выбором компонентов топлива, ибо ЖРТ определяет энергетические, массовые и эксплуатационные характеристики не только ЖРДУ, но всего ЛА как сложной технической системы.

Наибольшее распространение получили двухкомпонентные самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся топлива.

Однокомпонентные ЖРТ, как мономолекулярные, так и смесевые,

широкого распространения в ракетной технике не получили вследствие относительно низких энергетических характеристик и взрывоопасности несмотря на заметное упрощение системы питания.

Многокомпонентные гетерогенные топлива включают в себя высокоэнергетические пары типа  $O_2 + Be$ ,  $O_3 + Be$ ,  $F_2 + Li$  и водород в качестве разбавителя. Металл в порошкообразном состоянии может находиться в горючем, и смесь при необходимости может быть подана в камеру центробежным насосом. Обычно в состав гетерогенных топлив включается полимерное горючее – связка, предотвращающее вынос из камеры несгоревшего порошкообразного горючего.

### 1.2.1. ТРЕБОВАНИЯ К ЖИДКИМ РАКЕТНЫМ ТОПЛИВАМ

Основные требования, предъявляемые к ЖРТ и идущие от особенностей ЖРДУ и ЛА, можно разбить на четыре группы.

1. Энергетические требования.
2. Эксплуатационные требования для обеспечения надежной работы двигателя.
3. Требования при эксплуатации топлив вне двигателя.
4. Экономические требования.

**Энергетические требования.** Удельный импульс тяги на расчетном режиме двигателя ( $p_a = p_h$ ) равен скорости истечения газов, которая приближенно выражается зависимостью

$$W_a = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{R_0 T_{0c}}{\mu_{cm}} \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_{0c}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \right]}, \quad (1.44)$$

где  $p_{0c}$ ,  $T_{0c}$  – давление и температура на входе в сужающуюся часть сопла соответственно;  $p_a$  – давление на срезе сопла;  $R_0$  – универсальная газовая постоянная;  $\mu_{cm}$  – молекулярная масса смеси газов;  $\gamma$  – показатель адиабаты. Приращение скорости ступени ЛА при отсутствии гравитационного поля и аэродинамического сопротивления среды выражается формулой Э.К. Циолковского

$$\begin{aligned} \Delta V &= W_{\text{эфф}} \ln\left(\frac{m_0}{m_k}\right) = W_{\text{эфф}} \ln\left(\frac{m_k + m_t}{m_k}\right) = \\ &= W_{\text{эфф}} \ln\left(1 + \frac{\rho_t V_t}{m_k}\right), \end{aligned} \quad (1.45)$$

где  $m_0$  – стартовая масса ЛА;  $m_k$  – конечная масса ЛА;  $m_t$  – масса топлива;  $W_{\text{эфф}}$  – эффективная скорость истечения продуктов сгорания;  $V_t$  – объем топлива. Анализ зависимостей (1.44) – (1.45) позволяет сформулировать следующие энергетические требования к ЖРТ:

- 1) высокая теплопроизводительность  $H_u$ ;

- 2) высокая температура продуктов сгорания  $T_K$ ;
- 3) низкая молекулярная масса продуктов сгорания  $\mu_{cm}$ ;
- 4) высокая плотность топлива  $\rho_T$ .

Если под энергетической эффективностью ЖРТ понимать совместное влияние удельного импульса тяги и плотности топлива на конечную скорость ступени ЛА, то для обеспечения высокой эффективности необходимо в общем случае учитывать все четыре требования.

Высокая теплопроизводительность (разность между теплотой образования продуктов реакции и теплотой образования исходных веществ) является основным, но не достаточным требованием для обеспечения высоких энергетических характеристик топлив. Так, например, наличие в продуктах сгорания твердой или жидкой фазы приводит к уменьшению скорости истечения из-за потерь на двухфазность: разгон твердой и жидкой фазы осуществляется за счет обтекания ее газообразными продуктами, что снижает среднемассовую скорость. Поскольку

$$R_{cm} = \frac{R}{\mu_{cm}} = \sum_i g_i R_i,$$

где  $g_i$  – массовая доля  $i$ -го газа в смеси;  $R_i$  – газовая постоянная  $i$ -го газа, то наличие в продуктах сгорания твердой или жидкой фазы снижает газовую постоянную смеси.

Низкая плотность топлива приводит к увеличению объема топлива, утяжелению бакового отсека (при  $m_T = \text{const}$ ) и снижению конечной скорости ЛА.

В общем случае плотность ЖРТ определяется плотностью окислителя и горючего, а также соотношением компонентов

$$\rho_T = \frac{\frac{\dot{m}_0 + \dot{m}_\Gamma}{\rho_0} + \frac{\dot{m}_\Gamma}{\rho_\Gamma}}{\frac{\dot{m}_0}{\rho_0} + \frac{\dot{m}_\Gamma}{\rho_\Gamma}} = \frac{\frac{K_m + 1}{\rho_0} + \frac{1}{\rho_\Gamma}}{\frac{K_m}{\rho_0} + \frac{1}{\rho_\Gamma}} = f(\rho_0, \rho_\Gamma, K_m). \quad (1.46)$$

Соотношение компонентов определяет также поведение работоспособности продуктов сгорания  $RT = f(K_m)$  при  $p_K = \text{const}$ . Поэтому, если плотность окислителя существенно отличается от плотности горючего, что характерно, например, для топлив  $O_2 + H_2$  или  $F_2 + H_2$ , то необходимо искать такое оптимальное соотношение компонентов  $K_m^{\text{opt}}$ , которое обеспечивает максимум приращения скорости ЛА.

Эксплуатационные требования для обеспечения надежной работы двигателя. Жидкостной ракетный двигатель является высокотеплонапряженным преобразователем тепловой энергии топлива в кинетическую энергию струи, и для его работы необходимо обеспечить надежное охлаждение камеры. Охлаждение огневой стенки камеры обычно осуществляют компонентами топлив. Охлаждающая способность компонента в значительной степени определяется комплексом его теплофизических свойств.

При течении компонента топлива в межрубашечном зазоре коэффициент теплоотдачи определяют по критериальным зависимостям типа [8]

$$Nu = 0,023 Re^{0,8} Pr^{0,4} = \frac{\alpha d_{\Gamma}}{\lambda}.$$

Тогда коэффициент теплоотдачи  $\alpha$  определится как

$$\alpha = 0,023 (\rho W)^{0,8} \frac{K}{d_{\Gamma}^{0,2}}; K = \frac{c_p^{0,4} \lambda^{0,6}}{\mu^{0,4}}. \quad (1.47)$$

Из соотношения (1.47) видно, что кроме скорости охлаждающего компонента и гидравлического диаметра канала на коэффициент теплоотдачи влияют теплофизические свойства: чем больше теплоемкость и теплопроводность и чем меньше вязкость охлаждающего компонента, тем выше коэффициент теплоотдачи. Нагрев охлаждающего компонента лимитирован его температурой кипения или температурой разложения при давлении в охлаждающем тракте. Кипение компонента или его термическое разложение недопустимы, так как появление пузырей или паровой пленки приводит к перегреву стенки вследствие уменьшения коэффициента теплоотдачи и расхода охлаждающего компонента из-за загромождения проходного сечения паровой фазой; в случае разложения может иметь место значительное тепловыделение.

Для снижения гидравлических потерь в охлаждающем тракте целесообразно, чтобы охлаждающий компонент имел малую вязкость  $\mu$ . Малый коэффициент поверхностного натяжения  $\sigma$  обеспечивает хорошее распыливание компонента в камере двигателя.

При использовании криогенных компонентов топлива для надежного запуска двигателя конструкции подводящего трубопровода и ТНА предварительно захолаживаются. Для снижения затрат охладителя желательно, чтобы теплота испарения была достаточно высокой.

Если скорость горения компонентов топлива при давлении и соответствующем соотношении компонентов в камере высока, то снижается потребное время пребывания компонентов в камере и соответственно уменьшается ее длина. Поэтому всегда целесообразно, чтобы компоненты топлива имели высокую скорость горения, что при ограниченных размерах камеры обеспечивает необходимую полноту сгорания топлива.

Для самовоспламеняющихся компонентов топлива рассматривается еще одна важная характеристика топлив — период задержки воспламенения  $\tau_s$ . Период задержки воспламенения — это время от момента контакта окислителя и горючего до появления пламени. Величина  $\tau_s$  является сложной функцией химического состава компонентов, фазности, температуры, давления, соотношения компонентов и других параметров. Считается, что для надежного запуска необходимо, чтобы  $\tau_s \leq 0,03$  с. При больших значениях периода задержки воспламенения наблюдается значительное повышение давления в камере при запуске, что может привести к ее разрушению.

Величину заброса давления в камере при запуске можно оценить, используя уравнение состояния для момента запуска и номинального режима:

$$\begin{aligned} p_{\text{к}}^{\max} V_{\text{к}} &= \dot{m}_{\text{к.зап}} \tau_s (RT)_{\text{зап}}; \\ p_{\text{к}}^{\text{ном}} V_{\text{к}} &= \dot{m}_{\text{к.ном}} \tau_p (RT)_{\text{ном}}; \\ \frac{p_{\text{к}}^{\max}}{p_{\text{к}}^{\text{ном}}} &= \frac{\dot{m}_{\text{к.зап}} \tau_s (RT)_{\text{зап}}}{\dot{m}_{\text{к.ном}} \tau_p (RT)_{\text{ном}}} \end{aligned} \quad (1.48)$$

Полученное соотношение (1.48) показывает и возможные пути уменьшения давления в камере при запуске двигателя. Это, во-первых, использование ступенчатого запуска, при котором до воспламенения компонентов в камеру подается уменьшенный расход топлива  $\dot{m}_{\text{к.зап}}$ , который затем увеличивается до номинального значения  $\dot{m}_{\text{к.ном}}$ . Во-вторых, при запуске можно изменить массовое соотношение компонентов  $K_m$ , чтобы уменьшить работоспособность топлива  $(RT)_{\text{зап}}$ . Наконец, можно воздействовать и на период задержки воспламенения, используя подогрев, различные химические присадки и т.п. Для несамовоспламеняющихся компонентов топлива, а также при  $\tau_s > 0,03$  с приходится использовать систему зажигания, что приводит к усложнению и утяжелению двигательной установки.

Итак, для обеспечения надежной работы двигателя компоненты топлива должны:

- 1) иметь высокие теплопроводность  $\lambda$ , теплоемкость  $c_p$  и малую вязкость  $\mu$ ;
- 2) обладать высокой температурой кипения;
- 3) быть термически стойкими;
- 4) иметь малый коэффициент поверхностного натяжения;
- 5) обладать достаточно высокой теплотой испарения;
- 6) обладать высокой скоростью сгорания;
- 7) иметь малый период задержки воспламенения.

**Требования при эксплуатации топлив вне двигателя.** Эксплуатационные требования определяются свойствами топлив. Ими же определяются и эксплуатационные затраты, связанные с заправкой, хранением и контролем. Выбор конструкционных материалов зависит как от коррозионной активности компонентов топлива, так и от их температуры застывания. Длительное хранение ЛА в заправленном состоянии требует высокой стабильности компонентов топлива. Отработка ЖРДУ на нетоксичных, пожаро- и взрывобезопасных топливах значительно упрощается вследствие снижения требований по герметичности, значительного удешевления стендовой базы, транспортных расходов. Значение эксплуатационных требований возрастает для пилотируемых ЛА, а также для аппаратов многократного использования и длительного хранения. Наконец, экологические проблемы требуют дополнительного и подробного анализа воздействия компонентов топлива

и их продуктов сгорания на окружающую среду. Поэтому в данном случае желательно использовать нетоксичные, пожаробезопасные, взрывобезопасные, коррозионно-неактивные, стабильные при длительном хранении, имеющие низкую температуру застывания, жидкые ракетные топлива.

**Экономические требования.** При массовом использовании ЛА с ЖРДУ, а также ЛА с ЖРДУ многократного использования возрастает роль экономического фактора. Производство новых высокоэффективных ракетных топлив невозможно без подготовки и развития сырьевой и производственной базы. При этом стоимость производимых компонентов должна быть достаточно низкой.

Выполнить все требования, предъявляемые к ЖРТ и сформулированные в настоящем разделе, практически невозможно. Более того, одна группа требований часто противоречит другой. Поэтому выбор компонентов топлива должен определяться в основном теми задачами, которые выполняет ЛА. Например, при создании ЛА с ЖРДУ для освоения дальних планет Солнечной системы очевидное предпочтение отдается энергетическим требованиям, так как достижение больших характеристических скоростей невозможно при использовании низкоэнергетических топлив.

При разработке ЛА, предназначенных для длительного хранения в заправленном состоянии, необходимо ориентироваться на стабильные, долгохранимые компоненты.

Освоение и эксплуатация пилотируемых ЛА многократного использования требует обязательного учета эксплуатационных (вне двигателя) и экономических требований.

### 1.2.2. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРТ

Анализ соотношений (1.44) – (1.45) позволяет сделать вывод, что наиболее эффективные ракетные топлива должны обладать высокой теплопроизводительностью химической реакции; малой молекулярной массой продуктов сгорания и высокой плотностью компонентов.

На рис. 1.8 показана теплопроизводительность элементов первых трех периодов периодической системы при сгорании в кислороде и фторе. При взаимодействии их с хлором и азотом выделяется значительно меньшее количество тепла. Из рис. 1.8 следует, что теплопроизводительность изменяется периодически и экстремальное значение уменьшается с возрастанием молекулярной массы элемента.

Поэтому для получения высокотеплопроизводительных топлив в качестве окислителей выгодно использовать фтор, кислород или соединения с большим содержанием реакционноспособных  $F_2$  и  $O_2$ . В качестве горючих выступают элементы первых трех периодов и, в первую очередь, водород, углерод и обогащенные водородом соединения углерода и азота.

В качестве высокотеплопроизводительных компонентов топлива можно использовать также металлы второго периода – Li, Be, B и их водород-

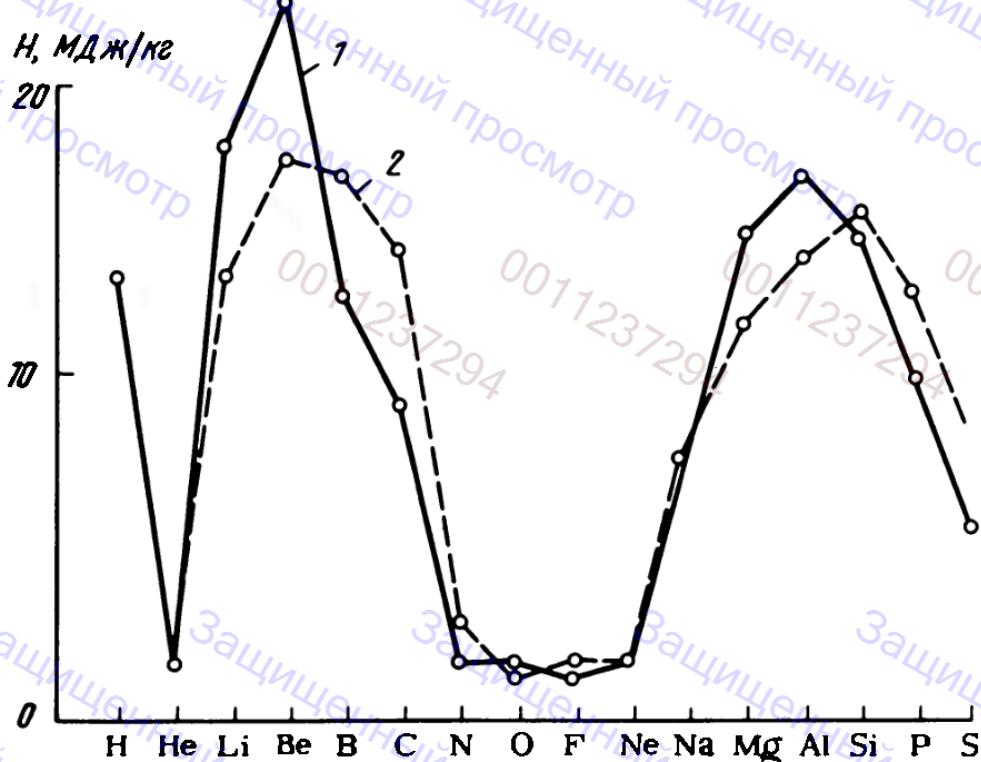


Рис. 1.8. Теплопроизводительность элементов:  
1 – окислы; 2 – фториды

ные соединения. Из элементов третьего периода представляют интерес Mg, Al, Si.

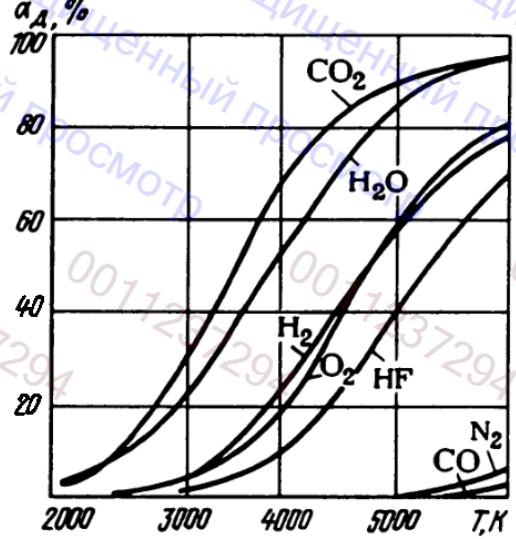
Однако металлы, обладая высокой теплопроизводительностью, являются твердыми веществами, а их окислы, фториды или нитриды при температурах сгорания – либо твердыми, либо жидкими, либо конденсируются в процессе расширения в сопле. Кроме того, высокие температуры продуктов сгорания металлов создают дополнительные трудности с охлаждением камеры и сопла.

Использование металлов в качестве горючих в ракетном двигателе является перспективным направлением с точки зрения повышения энергетических возможностей топлив, однако сопровождается большими техническими сложностями, значительно сокращающими их потенциальные энергетические возможности. Основные сложности заключаются, во-первых, в организации системы питания двигателя гетерогенным топливом (хранение и подача двухфазной смеси жидкость + твердые частицы), во-вторых, в наличии твердых или жидкких продуктов сгорания, вызывающих заметные потери удельного импульса тяги, и в-третьих, в охлаждении конструкции камеры и сопла под воздействием высокотемпературных жидкких продуктов сгорания, которые в конечном итоге также приводят к уменьшению теоретически возможного удельного импульса тяги. Все это ограничивает применение металлов как горючих ракетных двигателей.

Таким образом, только несколько элементов (H, C, N, Si) с ограниченной молекулярной массой образуют с кислородом, азотом и фтором газообразные продукты сгорания в камере и на срезе сопла.

Рис. 1.9. Зависимость степени диссоциации продуктов сгорания от температуры

Реальное значение удельного импульса тяги снижается вследствие диссоциации продуктов сгорания, сопровождающейся поглощением выделившейся при химической реакции энергии. На рис. 1.9 показана степень диссоциации ряда продуктов сгорания, характерных для многих ракетных топлив в зависимости от температуры при  $p_k = 5 \text{ МПа}$  [10].



Наиболее стойки к диссоциации  $\text{N}_2$ ,  $\text{HF}$  и  $\text{CO}$ , затем  $\text{H}_2$  и  $\text{O}_2$ . Заметно диссоциируют даже при температурах 3000 К  $\text{CO}_2$  и  $\text{H}_2\text{O}$ . Уменьшение температуры продуктов сгорания вследствие диссоциации не компенсируется некоторым уменьшением их молекулярной массы, и удельный импульс тяги уменьшается. Неполная рекомбинация диссоциированных продуктов сгорания в сопле двигателя также сопровождается потерей удельного импульса тяги.

На характеристики продуктов сгорания топлива решающее влияние оказывают массовое соотношение компонентов топлива  $K_m$  и давление в камере  $p_k$ . При стехиометрическом соотношении компонентов  $K_{m_0}$  происходит полное сгорание горючих элементов в окислителе, сопровождающееся максимальным тепловыделением. В этом случае в продуктах полного сгорания отсутствуют свободные валентности. Используя это условие, можно получить выражение, позволяющее вычислить  $K_{m_0}$ , если компоненты топлива являются чистыми веществами.

Пусть  $i_\Gamma^T = \sum_{i=1}^m b_{i\Gamma}^T \nu_i$  – сумма валентности горючих элементов в молекуле горючего;  $\nu_i$  – валентность  $i$ -го элемента;  $i_\Gamma^O = \sum_{i=1}^m b_{i\Gamma}^O \nu_i$  – сумма валент-

ностей окислительных элементов в молекуле горючего;  $b_{i\Gamma}$ ,  $b_{iO}$  – число атомов  $i$ -го элемента в условной молекуле горючего и окислителя соответственно;  $i_O^O$  – сумма валентностей окислительных элементов в молекуле окислителя;  $i_O^T$  – сумма валентностей горючих элементов в молекуле окислителя. Тогда  $\frac{i_\Gamma^T - i_\Gamma^O}{\mu_\Gamma}$  – число свободных валентностей горючих элементов в 1 кг горючего;

$\frac{i_O^O - i_O^T}{\mu_O}$  – число свободных валентностей окислительных элементов в 1 кг окислителя. Поскольку в соответствии с определением стехиометрического соотношения компонентов

Таблица 1.5

Элемент	H	Li	Mg	Be	B	Al	C	Si	O	F	Cl
Число электронов	1	1	2	2	3	3	4	4	6	7	7

Валентность в продуктах полного окисления

$$K_{m_0} \frac{i_0^0 - i_0^\Gamma}{\mu_0} = \frac{i_\Gamma^\Gamma - i_\Gamma^0}{\mu_\Gamma},$$

то

$$K_{m_0} = \frac{i_\Gamma^\Gamma - i_\Gamma^0}{i_0^0 - i_0^\Gamma} \frac{\mu_0}{\mu_\Gamma}$$

Валентность основных элементов, используемых в современных ЖРТ, приведена в табл. 1.5.

Для топлив, представляющих собой смесь индивидуальных веществ, удобно пользоваться условной химической формулой. Если в состав сложного ЖРТ входят только элементы С, Н, Н, О, то расчет стехиометрического соотношения компонентов удобно проводить по зависимости

$$K_{m_0} = \frac{\frac{8}{3} g_{C\Gamma} + 8g_{H\Gamma} - 8g_{O\Gamma}}{8g_{O_0} - \frac{8}{3} g_{C_0} - 8g_{H_0}}.$$

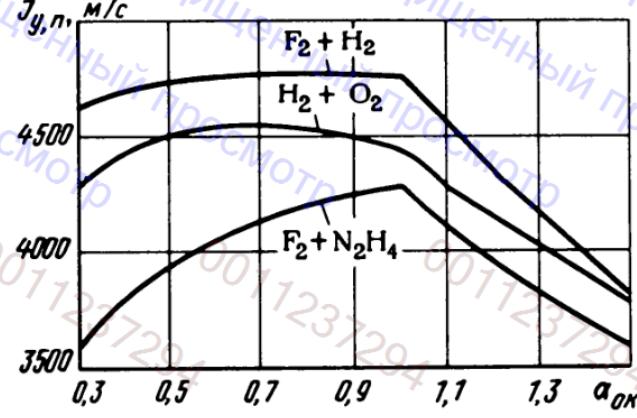
Здесь  $g_{ij}$  – массовая доля  $i$ -го элемента в  $j$ -м компоненте топлива ( $j = 2$ ).

Рабочий состав компонентов топлива определяют обычно с помощью коэффициента избытка окислителя

$$\alpha_{OK} = K_m / K_{m_0}.$$

Характер изменения удельного импульса тяги в зависимости от коэффициента избытка окислителя для некоторых топлив при  $p_k = 15$  МПа ( $\text{МН}/\text{м}^2$ ),  $\epsilon = 1000$  приведен на рис. 1.10. С ростом давления в камере сгорания коэффициент избытка окислителя, соответствующий максимуму удельного импульса, приближается к единице для большинства ЖРТ. Одним из немногих исключений является кислородно-водородное топливо, имеющее слабо изменяющийся удельный импульс в широком диапазоне изменения коэффициента избытка окислителя. Так, при  $p_k = 15$  МПа ( $\text{МН}/\text{м}^2$ ) теоретический удельный импульс тяги топлива  $\text{H}_2 + \text{O}_2$  изменяется в пределах 6 % при  $0,3 \leq \alpha_{OK} \leq 1,1$  и имеет экстремальное значение при  $\alpha_{OK} \approx 0,7$ .

Рис. 1.10. Зависимость удельного импульса тяги в пустоте от коэффициента избытка окислителя



В табл. 1.6 приведены результаты термодинамического расчета [2] основных двухкомпонентных и унитарных ЖРТ при  $p_k = 15$  МПа ( $\text{МН}/\text{м}^2$ ) и  $\alpha_{ок} = 1$ .

Наиболее высокозергетическим ЖРТ является фторводородное топливо, теоретический удельный импульс в пустоте которого составляет 4880 м/с при  $\epsilon = 1000$ ,  $p_k = 15$  МПа ( $\text{МН}/\text{м}^2$ ),  $\alpha_{ок} = 1$ . Несмотря на низкую плотность водорода высокое стехиометрическое массовое соотношение компонентов обеспечивает приемлемую плотность ( $\rho_t = 745,1$  при  $\alpha_{ок} = 1$ ). Однако фторводородное ЖРТ не нашло пока применения в ракетной технике из-за таких эксплуатационных свойств, как высокая токсичность собственно фтора и продуктов сгорания (HF), высокая коррозионная активность. Кроме того, высокая температура продуктов сгорания вызывает трудности с охлаждением камеры и неизбежные при этом потери удельного импульса тяги.

Высоким удельным импульсом обладает кислородно-водородное топливо, прочно вошедшее в ракетно-космическую технику. В табл. 1.3 приведены данные по зарубежным двигателям, которые используются на различных ступенях ракет-носителей. Наиболее современным двигателем, использующим кислородно-водородное топливо, является двигатель орбитальной ступени МТК SSME фирмы "Рокитдайн". Он развивает действительный удельный импульс тяги в пустоте  $J_{y,p} \approx 4523$  м/с.

Продукты сгорания кислородно-водородного топлива нетоксичны, а сами компоненты коррозионно-неактивны, что создает благоприятные эксплуатационные условия. К сожалению, кислород и водород при криогенных и обычных температурах не обеспечивают самовоспламенения, поэтому для процесса горения необходима система зажигания.

Существенным недостатком кислородно-водородного топлива является его низкая плотность, что приводит к увеличению габаритных размеров топливных емкостей и ухудшению массовых характеристик ЖРДУ. В табл. 1.7 приведены конечные скорости ЛА, рассчитанные по соотношению (1.45) для различных топлив ( $\alpha_0 = 1$ ,  $p_k = 15$  МПа ( $\text{МН}/\text{м}^2$ ),  $\epsilon = 1000$ ).

Отношение объема топлива  $V_t$  к конечной массе ЛА  $m_k$  характеризует совершенство конструкции. Если под эффективностью топлива понимать совместное влияние удельного импульса тяги и плотности на конечную скорость ЛА, то наиболее эффективным топливом из приведенных в табл. 1.7 следует признать  $F_2 + N_2H_4$  для  $1 \leq \frac{V_t}{m_k} \leq 9$ . Кислородно-керосиновое топливо в том же диапазоне изменения  $V_t/m_k$  более эффективно,

Таблица 1.6 [2]

Компоненты топлива	$K_{m_0}$	$\rho_T, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ при $K_{m_0}$	$T_K, K$	$\mu_K$	$\beta, \frac{\text{м}}{\text{с}}$	$f_y = f(\epsilon) \text{ м/с при } \alpha_0 = 1 \text{ и } \epsilon = \text{var}$						
						150	200	300	500	1000	2000	3000
$F_2 + H_2$	18,85	745,1	5106	17,47	2426	4458	4591	4673	4766	4880		
$F_2 + N_2H_4$	2,374	1312	4893	19,72	2233	4038	4143	4208	4283	4374		
$O_2 + H_2$	7,937	423,7	3704	16,25	2168	4088	4235	4332	4448	4601		
$O_2 + \text{керосин}$	3,408	1051	3802	26,07	1735	3300	3428	3515	3623	3774		
$O_2 + (CH_3)_2N_2H_2$	2,137	996,7	3730	23,54	1808	3423	3552	3638	3743	3884		
$N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$	3,073	1197	3504	25,02	1697	3177	3284	3354	3436	3543		
$N_2O_4 + N_2H_4$	1,437	1223	3321	21,48	1773	3224	3316	3374	3442	3527		
$N_2O_4 + CH_3N_2H_3$	2,503	1217	3463	24,04	1719	3200	3304	3370	3449	3551		
$N_2O_4 + A-50$	2,239	1207	3432	23,55	1728	3204	3305	3370	3446	3445		
$AK-27 + (CH_3)_2N_2H_3$	3,346	1290	3226	24,68	1639	3039	3134	3196	3269	3363		
$HNO_3 + \text{керосин}$	5,367	1334	3178	26,63	1569	2928	3024	3086	3160	3256		
$H_2O_2 + B_5H_9, \alpha_0 = 0,3$	6,594	1220	2777	17,67	1817	3501	3645	3743	3867	4045		
$H_2O_2 + N_2H_4$	2,169	1261	2908	19,64	1735	3138	3227	3283	3349	3432		
$H_2O_2 (98\%) p_K =$ $= 10 \text{ МН/м}^2$	1431	1222	22,56	988	1761	1805	1832	1853				
$N_2H_4, k = 0,2; p_K =$ $= 10 \text{ МН/м}^2$		1004	1491	16,58	2390	2461	2504	2539				

Причение  $e_K$  — степень разложения.

Таблица 1.7

Топливо	Удельный импульс в пустоте, м/с	$\rho_T, \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$	$V_K, \text{м/с}$		
			$\frac{V_T}{m_K} = 1$	$\frac{V_T}{m_K} = 3$	$\frac{V_T}{m_K} = 9$
$F_2 + H_2$	4766	0,7451	2654	5596	9732
$F_2 + N_2H_4$	4283	1,312	3590	6838	10922
$O_2 + H_2$	4448	0,4237	1571	3648	6990
$O_2 + T - 1$	3623	1,051	2602	5158	8505
$O_2 + (CH_3)_2N_2H_2$	3743	0,9967	2588	5180	8607
$N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$	3436	1,197	2704	5237	8432
$N_2O_4 + N_2H_4$	3442	1,223	2750	5304	8555
$HNO_3 + T - 1$	3160	1,334	2678	5087	8107
$(H_2O_2 + B_5H_9)\alpha_0 = 0,3$	3867	1,03	2738	5447	9007

чем кислородно-водородное. Анализ результатов расчета, представленных в табл. 1.7, показывает также, что при малых отношениях  $V_T/m_K$  плотность топлива оказывает большее влияние на конечную скорость ЛА. При улучшении массовых характеристик ЛА (т.е. при уменьшении массы изделия и возрастании  $V_T/m_K$ ) влияние плотности на конечную скорость уменьшается. Дальнейшее улучшение энергетических характеристик ЖРТ осуществляется по нескольким направлениям.

1. Сохраняется тенденция к повышению удельного импульса тяги существующих топлив за счет повышения термического КПД двигателя ( $\eta_t = 1 - \frac{T_a}{T_k}$ ). Это направление реализуется как увеличением давления в камере, так и степени расширения продуктов сгорания в сопле.

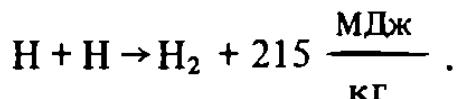
2. Использование металлизированных гетерогенных горючих, что позволяет на 20 – 25 % увеличить удельный импульс тяги основных компонентов. Основными проблемами при реализации этого направления являются отработка рабочего процесса в камере (смесеобразование, охлаждение), а также системы подачи гетерогенных компонентов.

3. Использование трехкомпонентных горючих на основе  $O_2 + Be + H_2$  и  $F_2 + Li + H_2$ . Сочетание высокой теплопроизводительности реакций  $O_2 + Be$  и  $F_2 + Li$  и водорода в качестве разбавителя с низкомолекулярной массой обеспечивает в принципе значительное увеличение удельного импульса тяги. Реализация этого направления тормозится уже упомянутыми сложностями, присущими гетерогенным топливам, и усложняется наличием токсичных продуктов сгорания.

4. Использование новых высокоеффективных окислителей, например озона  $O_3$ . Теплопроизводительность реакции озона с водородом составляет

16,15 МДж/кг. Кроме того, многие горючие, в том числе углеводороды, образуют с озоном самовоспламеняющиеся композиции ( $\tau_s < 0,03$  с). Однако внедрение озона как окислителя ЖРДУ затруднено его нестабильностью и взрывоопасностью.

Значительно большими энергетическими возможностями, чем все рассмотренные окислительно-восстановительные реакции, обладают реакции ассоциации. Предельным энерговыделением сопровождается реакция ассоциации атомарного водорода:



Эта реакция используется в так называемой "атомной сварке", когда предварительно частично диссоциированный в электрической дуге водород направляется на свариваемые тугоплавкие металлы и, рекомбинируя на их поверхности, выделяет освободившуюся энергию. Однако время жизни возбужденных атомов (свободных радикалов) приблизительно равно  $10^{-3}$  с при нормальных условиях, что создает большие трудности для хранения топлив, содержащих свободные радикалы. Использование такого топлива в ракетных двигателях связано в первую очередь с решением проблемы стабилизации свободных радикалов.

Стабилизация атомарного водорода в матрице молекулярного водорода осуществляется при низких температурах (0,5 – 4 К) в сильном магнитном поле (плотность магнитного потока 1 – 3 Тл), но в лабораторных условиях. В условиях же полета ЛА с ЖРДУ пока это невозможно.

Таким образом, энергия свободных радикалов и, в частности, ассоциация возбужденного (атомарного) водорода остается перспективным энергетическим источником для использования в ракетных двигателях будущего.

### 1.2.3. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖРТ

Компоненты ЖРТ, находясь в непосредственном контакте с элементами конструкции ЖРДУ как в процессе хранения, так и при работе двигателя, оказывают существенное влияние не только на эффективность ЛА, но и на работоспособность конструкции. С их эксплуатационными характеристиками связан выбор конструкционных материалов, обеспечение герметичности систем подачи топлива, организация охлаждения камеры, обеспечение длительного хранения ЖРДУ, а также безопасности обслуживания и ряд других вопросов, гарантирующих надежное функционирование двигательной установки.

В табл. 1.8 приведены основные эксплуатационные характеристики современных окислителей и горючих ЖРТ [10, 25].

Важной эксплуатационной характеристикой компонентов ЖРТ является их охлаждающая способность, которая оценивается комплексом тепло-

Таблица 1.8 [10, 25]

## Основные эксплуатационные характеристики компонентов ЖРТ

Компонент топлива	$T_{\text{кип.}}$ , К	$T_{\text{пл.}}$ , К	ПДК мг/л	$\rho$ , $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	Коррозионная активность	Взрывоопасность	Пожароопасность
$\text{F}_2$	85,02	53,6	$5 \cdot 10^{-3}$	1503	Очень активен	Очень опасен	Опасен "
$\text{O}_2$	90,2	54,5	-	1135	-	Относительно без- опасен	"
$\text{N}_2\text{O}_4$	294	262	$1,8 \cdot 10^{-3}$	1450	Очень активен	Безопасен	Относительно без- опасен
$\text{HNO}_3$	359,2	232	$5 \cdot 10^{-3}$	1509	То же	"	"
$\text{H}_2\text{O}_2$ (100 %)	423	272,6	-	1450	Активна	Относительно без- опасен	"
$\text{ClF}_3$	285	197	$0,4 \cdot 10^{-3}$	1866	Очень высокая	Опасен	Опасен "
$\text{H}_2$	20	14	-	70,7	-	"	"
Керосин Т.1	425	213	0,3	800	-	"	"
$(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$	336	216	$0,5 \cdot 10^{-3}$	800	Слабая	"	"
$\text{N}_2\text{H}_4$	385,6	275	$1 \cdot 10^{-3}$	1004	Слабая	Катализически опасен	"
$\text{CH}_3\text{N}_2\text{H}_3$	360	220	$0,35 \cdot 10^{-3}$	871	Слабая	Опасен	"
$\text{A}-50$	343	265	$0,35 \cdot 10^{-3}$	900	Слабая	Опасен	Опасен
$\text{B}_5\text{H}_9$	331,6	226,6	$0,01 \cdot 10^{-3}$	680	Слабо активен	Очень опасен	Очень опасен
$\text{CH}_4$	112	91	-	451	-	Опасен	Опасен

При мечани е. ПДК – предельно допустимая концентрация вещества в воздухе.

физических свойств  $K$  [см. (1.47)]. Обычно охлаждение камеры осуществляется горючим, как более совместимым с конструкционными материалами охлаждающего тракта. Однако для двигателей небольшой тяги (менее 20 кН) расхода горючего может не хватить на охлаждение, так как теплосъем компонентом  $Q_{\text{охл}} = \dot{m}c_p(T_{\text{вых}} - T_{\text{вх}})$  уменьшается линейно с уменьшением расхода (тяги), а тепловыделение  $Q_{\text{тепл}} = \int q(F)dF$  уменьшается в меньшей степени. В этом случае для охлаждения используются оба компонента топлива.

На рис. 1.11 и 1.12 приведена зависимость охлаждающей способности компонентов топлива в функции температуры. Отличным охладителем является водород ( $K = 700 \dots 1000$ ), имеющий низкие критические параметры ( $p_{\text{кр}} = 1,281 \text{ МПа}, T_{\text{кр}} = 33 \text{ К}$ ). Из-за сжимаемости уже на выходе из ТНА водород находится в сверхкритическом состоянии и в охлаждающем тракте при нагреве фазовый переход невозможен. Так, в двигателе SSME (см. табл. 1.3) на выходе из трехступенчатого центробежного насоса водород при давлении  $p = 43,7 \text{ МПа}$  имеет температуру 51,7 К, а на выходе из охлаждающего тракта 283 К.

Для высококипящих горючих верхний предел нагрева в рубашке охлаждения двигателя ограничен температурой разложения компонента. Для гидразина и его производных процесс разложения сопровождается тепловыделением и может закончиться взрывом. Так, для несимметричного диметилгидразина процесс разложения начинается уже при 400 К, при этом скорость разложения увеличивается с возрастанием температуры [10].

Охлаждающие свойства углеводородных горючих зависят от их группового состава, а также состава исходной нефти. При многократном включении двигателя по тракту охлаждения образуются смолистые отложения, которые ухудшают режим теплопередачи. Углеводородные горючие прямой перегонки обладают лучшими охлаждающими свойствами (хотя достаточно низкими по сравнению с другими компонентами топлив) среди углеводородных горючих.

Термическая стабильность герметизированного пентaborана сохраняет-

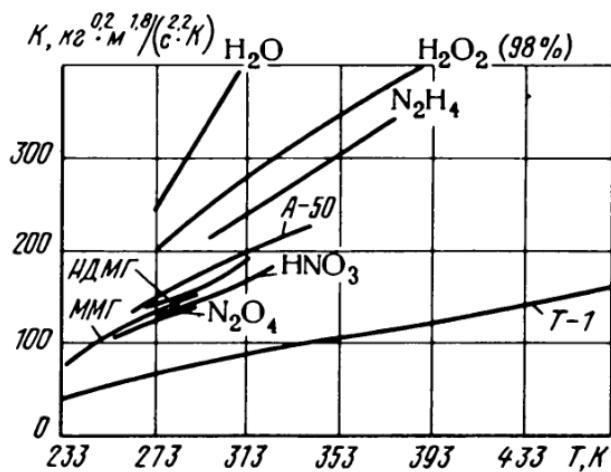


Рис. 1.11. Зависимость комплекса теплофизических свойств  $K$  от температуры компонентов

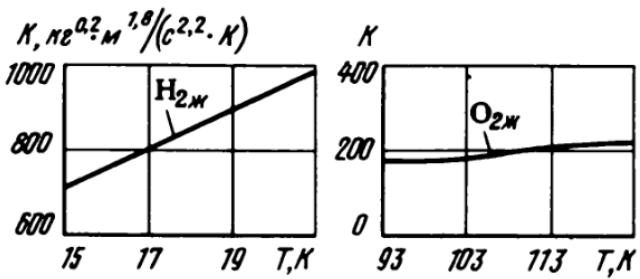


Рис. 1.12. Зависимость комплекса  $K$  от температуры компонентов

Рис. 1.13. Зависимость скорости коррозии алюминия от температуры и концентрации азотной кислоты

ся до 373 К. При дальнейшем нагреве он разлагается, а при температуре выше 573 К термически диссоциирует с выделением свободного бора.

Большие эксплуатационные затруднения создают коррозионно-активные компоненты топлива. Высокой коррозионной активностью отличаются азотная кислота, окислители на ее основе, а также азотный тетраксид. Приходится использовать только такие материалы, на которых образуется пассивная пленка, предохраняющая металл от воздействия окислителя. Например, при воздействии азотокислого окислителя на поверхности алюминия образуется тонкая пленка окиси  $\text{Al}_2\text{O}_3 \cdot n \cdot \text{H}_2\text{O}$ , надежно защищающая металл от дальнейшего окисления.

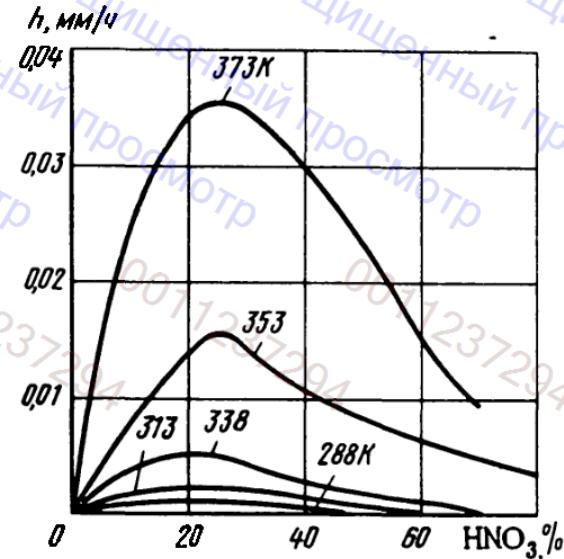
Скорость коррозии металла в окислителе увеличивается с увеличением содержания воды и температуры окислителя (рис. 1.13) [10]. Для уменьшения коррозии широко используются ингибиторы коррозии: йод и его соли, фтористый водород, ортофосфорная и серная кислоты. Так, например, коррозия легированной хромоникелевой стали уменьшается примерно в 10 раз при добавлении в красную дымящую азотную кислоту (КДАК) 1 % ортофосфорной кислоты.

Продукты коррозии металлов в азотно-кислотном окислителе могут забивать фильтры, каналы малого сечения в топливно-регулирующей аппаратуре и являться причиной отказа ЖРДУ. Особенно жестко контролируется наличие твердых примесей в двигательных установках длительного хранения ЖРДМТ.

Важным эксплуатационным свойством компонентов ЖРТ является их стабильность при длительном хранении. Один из наиболее ненадежных компонентов ЖРТ при этом — перекись водорода, склонная к самопроизвольному разложению. Стабильность перекиси возрастает с увеличением ее чистоты и концентрации. Для стабилизации технической перекиси водорода используются оловянная, орто- и пирофосфорная кислоты, а также их соли (1 – 3 %).

Для обеспечения длительного хранения перекиси водорода в составе заправленной ЖРДУ необходимо использовать комплексный подход, который может быть реализован при:

- 1) обеспечении чистоты исходного продукта;
- 2) выборе конструкционных материалов, исключающих каталитическое воздействие (исключаются серебро, платина, свинец, ртуть, органические соединения и др.);
- 3) использовании стабилизаторов, дезактивирующих катализаторы разложения;



#### 4) удалении продуктов разложения из системы подачи топлива.

Большое значение для систем подачи топлива ЖРДУ имеет температурный диапазон существования компонента топлива в жидкофазном состоянии. Длительная стоянка ЛА в заправленном состоянии при температуре окружающей среды не позволяет использовать ряд компонентов с хорошими энергетическими свойствами. Так, четырехокись азота при нормальном давлении кипит при 294 К и при 262 К застывает. Концентрированная перекись водорода застывает при 276 К, а трифтогид хлора кипит при 285 К. Для задач, связанных с длительным хранением компонентов в заправленном состоянии, приходится либо ставить специальную систему термостатирования, либо использовать смешанные окислители (АК-20, АК-27 и др.) с более широким температурным диапазоном, но несколько худшими энергетическими характеристиками. Постановка системы термостатирования усложняет весь ракетный комплекс.

Заметное усложнение ЖРДУ вызывает применение несамовоспламеняющихся компонентов. В этом случае приходится использовать систему зажигания (химическую, электрическую, пиротехническую либо газодинамическую). Использование пусковых самовоспламеняющихся компонентов топлива влечет на собой введение дополнительных емкостей, трубопроводов, клапанов и агрегатов управления. Для электрозажигания требуется источник электроэнергии, при этом усложняется конструкция головки камеры, на которой размещается блок зажигания. Пиротехническая система предусматривает постановку нескольких пиропатронов, газоводов для двигателей многократного запуска.

Газодинамическая система основана на использовании части кинетической энергии расширяющейся струи (5 – 6 %) для нагрева специальной поверхности, контактирующей с компонентами топлива. При ее применении также усложняется конструкция головки камеры и требуется источник газа.

Жидкий кислород не обеспечивает воспламенения с большинством освоенных горючих, но триэтилалюминий, триэтилборан и их смеси с кислородом самовоспламеняются. Углеводородные горючие при обычных температурах не воспламеняются с азотно-кислотными окислителями и перекисью водорода.

Практически со всеми горючими только фтор и ряд его производных

Таблица 1.9

Компонент топлива	Стоимость, долл/т
Жидкий кислород	59
Углеводородное горючее RP-1	130
Жидкий водород	1100
Углеводородное горючее RJ-5	4400
Гидразин	4400
Монометилгидразин	13240

обеспечивают хорошее самовоспламенение, однако высокая токсичность и коррозионная их активность приводят к существенному усложнению и удорожанию как стендовых комплексов, так и летных образцов ЛА.

Учет конкретных эксплуатационных характеристик ком-

понентов ЖРТ на ранних этапах проектирования ДУ позволяет обеспечить надежное функционирование системы подачи, а также хранение и транспортировку ЛА в заправленном состоянии. Важным экономическим фактором при создании и эксплуатации комплексов с ЖРДУ является стоимость компонентов ЖРТ. Вклад стоимости компонентов в суммарную стоимость технической системы возрастает с увеличением габаритных размеров ЛА и их количества в серии. В табл. 1.9 приведена стоимость основных компонентов ЖРТ в сопоставимых ценах 1980 г.

#### 1.2.4. ОСОБЕННОСТИ КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

Криогенными (ГОСТ 17655–80) компонентами принято называть жидкости, критическая температура которых меньше максимальной температуры в условиях эксплуатации или хранения. При эксплуатации криогенных компонентов в нетеплоизолированных системах возникает тепловой поток из окружающей среды к жидкости, который вызывает прогрев и испарение компонента. Введение же теплоизоляции существенно усложняет систему подачи ЖРТ.

Из всех возможных криогенных ЖРТ наибольшее распространение получили два компонента: жидкий кислород и жидкий водород. Их низкие температуры кипения (см. табл. 1.8) приводят к большим сложностям в системах подачи при заправке, хранении и транспортировке компонентов.

В результате притока теплового потока из окружающей среды криогенный компонент прогревается и испаряется, увеличивая давление в полости над поверхностью раздела. Если паровая область имеет дренаж и компонент находится при температуре кипения, то все подведенное тепло идет на испарение. При хранении криогенного компонента, недогретого до температуры кипения (в соответствии с давлением), в поле тяжести происходит тепловое расслоение, механизм которого подробно рассматривается в разд. 3.1.2.

Для снижения потерь компонента на испарение используются теплоизолированные стационарные, транспортные и летные емкости. В качестве теплоизоляции могут использоваться пористые материалы (пенополиуретан, пенополистирол и др.), высоковакуумная, вакуумно-порошковая и экранно-вакуумная тепловая изоляция (ЭВТИ).

В стационарных, а также больших транспортных емкостях суточные потери для кислорода составляют примерно 0,3 %, для водорода – 0,5 %. При выборе оптимальной толщины теплоизоляции для стационарных хранилищ потери могут быть снижены приблизительно до 0,1 %.

Для использования жидкого кислорода в одноразовых ракетах-носителях обычно применяются нетеплоизолированные баки. На стартовой позиции в процессе заправки и стоянки влага воздуха конденсируется на внешней поверхности бака, образуя "шубу" из рыхлого инея. Эта своеобразная теплоизоляция снижает приток тепла к жидкому кислороду во время

стоянки. В полете "шуба" отделяется под напором набегающего воздуха и под воздействием аэродинамического теплового потока начинается интенсивное расслоение кислорода.

Жидкий водород в ЖРДУ хранится в теплоизолированных баках даже применительно к одноразовым ракетам-носителям, так как потери водорода на испарение в результате притока тепла из окружающей среды через стенки нетеплоизолированного бака превосходят массу потребной теплоизоляции.

Дальнейшее использование высокозергетических криогенных ЖРТ ставит на повестку дня создание терmostатированных криогенных систем для бездренажного хранения компонентов.

Большие сложности вызывает заправка баков криогенными компонентами, так как захолаживание конструкции осуществляется вследствие фазового перехода части жидкости в паровую fazu. Так называемые потери компонента на захолаживание конструкции значительны и должны учитываться при заправке. Для снижения этих потерь целесообразно использовать не только теплоту фазового перехода, но и хладоемкость холодного пара. Из теплового баланса без учета теплообмена с окружающей средой можно записать

$$m_k \bar{c}_k (T_0 - T_{jk}) = m_{isp} + m_{isp} \bar{c}_p (T_p - T_{jk}),$$

где  $\bar{c}$  – средняя удельная теплоемкость материала бака в интервале температур  $T_0 - T_{jk}$ ;  $c_p$  – средняя теплоемкость пара в интервале температур  $T_p - T_{jk}$ ;  $m_k$  – масса бака;  $T_0$  – начальная температура бака;  $T_{jk}$  – температура жидкого компонента;  $T_p$  – конечная температура пара при захолаживании;  $m_{isp}$  – масса испарившегося при захолаживании компонента;  $r$  – теплота фазового перехода.

Из последнего выражения следует, что

$$\frac{m_{isp}}{m_k} = \frac{\bar{c}_k (T_0 - T_{jk})}{r + \bar{c}_p (T_p - T_{jk})}.$$

На рис. 1.14 показана зависимость относительной доли испарившегося кислорода от конечной температуры паров, использующихся для предварительного захолаживания бака из сплава АМГ-6. Увеличение температуры выходящего из бака пара на 50 К снижает относительные потери более чем на 20 %.

Системой подачи криогенных компонентов топлива должно быть предусмотрено захолаживание не только бака, но и подводящего трубопровода, ТНА, чтобы была обеспечена бескавитационная работа центробежных насосов в период запуска двигателя. Для этого необходимо предусмотреть соответствующие дренажи для выхода паров компонента, а также необходимый запас жидкости на захолаживание.

Важной особенностью системы подачи криогенной жидкости являются обязательные меры для компенсации температурных деформаций труб-

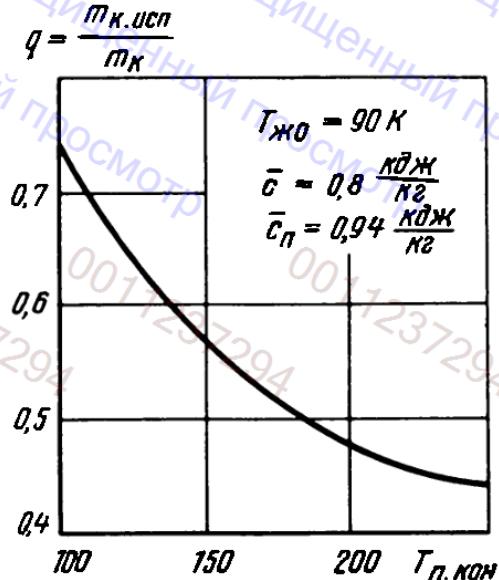
**Рис. 1.14.** Зависимость относительной доли испарившегося компонента от конечной температуры пара-охладителя

проводов при захолаживании. При использовании алюминиевых сплавов с коэффициентом линейного расширения  $\alpha = 1,8 \cdot 10^{-5} \text{ К}^{-1}$  изменение длины трубопровода составляет для кислорода  $3,7 \cdot 10^{-3} \text{ м/м}$  и для водорода –  $4,9 \cdot 10^{-3} \text{ м/м}$ , что требует соответствующей компенсации. Следует также отметить необходимость удаления из системы конденсирующихся и взрывоопасных газов, которые в условиях низких температур могут замерзнуть и перекрыть или нарушить целостность фильтров, клапанов и агрегатов управления, а также создать взрывоопасные смеси с основным криогенным компонентом. Удаление конденсирующихся и взрывоопасных примесей из разветвленной системы подачи компонентов ЖРДУ осуществляется методом вакуумирования, а также продувки нейтральным газом.

Учитывая повышенную взрывоопасность кислорода при контакте с маслами органического происхождения, необходимо тщательно обезжиривать внутренние поверхности перед заполнением. Чаще всего обезжиривание осуществляется органическими растворителями типа  $\text{CCl}_4$  или специальными водными растворами поверхностно-активных веществ и электролитов. После обезжиривания продувкой удаляют пары растворителя.

При эксплуатации системы подачи водорода необходимо помимо общих требований к криогенным системам учесть взрыво- и пожароопасность смеси паров водорода с кислородом воздуха. Для этой цели предусматриваются дренажи, которые отводят водородные пары для сжигания.

Для снижения потерь жидкого водорода при подготовке ЛА к полету, а также для повышения его эффективности было предложено [10; 25] использовать водородную шугу – смесь кристаллов и жидкости. Применение водородной шуги не только снижает потери жидкого компонента при хранении, но и значительно повышает плотность горючего. Наиболее простым способом получения шуги является периодическое вакуумирование бака с жидким водородом. Температура жидкого водорода на поверхности раздела в результате испарения понижается в начале до 13,8 К (тройная точка), а затем, уже при постоянной температуре, происходит кристаллизация и образуется твердая корка. При повышении давления выше давления тройной точки корка дробится и опускается на дно бака. При частоте процесса, примерно равной 0,166 Гц, образуется смесь льда и жидкости с размером частиц до 3 мм. Процесс "старения" шуги длится свыше двух суток и сопровождается образованием более крупных и твердых частиц. Шуга с 40 – 50 %-ной концентрацией твердой фазы хорошо подается по трубам обычным центробежным насосом.



## 1.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЖРДУ

### 1.3.1. СВЯЗЬ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЖРДУ С ПРОЕКТНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ЛА

При проектировании ЖРДУ перед конструкторами стоит задача выбора таких ее проектных параметров, которые обеспечивают наилучшим образом выполнение заданных летно-тактических характеристик ЛА.

Современный летательный аппарат представляет собой сложную техническую систему, в которой двигательная установка является одной из главных подсистем, существенно влияющей на выбор всех основных проектных параметров ЛА, его конструктивно-компоновочную схему, установление оптимальных геометрических, массовых, тяговых и летных характеристик, его эффективность. Поэтому выбор оптимальных параметров ЖРДУ должен проводиться по критериям, оценивающим суммарную эффективность ЛА, либо на основе некоторых частных критериев.

При проектировании ЛА и ЖРДУ могут быть использованы:

- комплексный технико-экономический критерий оценки эффективности ЛА с учетом вероятности выполнения задачи и суммарных затрат на создание и эксплуатацию всей его технической системы;
- экономический критерий, оценивающий стоимость выполнения программы;
- массовый критерий, являющийся приближенным выражением экономического критерия. Он достаточно правильно оценивает однотипные варианты ЛА и ДУ.

Оптимальными следует считать такие параметры ЖРДУ, которые позволяют получить экстремальные значения выбранного критерия оптимальности, например минимум стартовой массы ЛА  $m_0$  или максимум полезной нагрузки  $m_{\text{п.н.}}$ . При анализе проектных параметров ЖРДУ используются взаимосвязи параметров ЖРДУ и ЛА и обычно вводится ряд ограничений, соответствующих данному классу ЛА.

На рис. 1.15 приведена структурная схема взаимосвязей параметров ЖРДУ и ЛА применительно к баллистическим ракетам и ракетам-носителям (или их отдельным ступеням). Структурная схема помогает проводить согласование параметров при проектировании ЖРДУ и ЛА как на основе прямых зависимостей между параметрами, так и по комплексной оценке подсистем, входящих в ЖРДУ и оказывающих влияние на эффективность ЛА в целом. Так, например, выбор максимальной тяги двигателя  $P_{\max}$ , характер ее изменения во времени  $P(t)$  существенно влияют на массу ЖРД  $m_d$  и системы подачи топлива  $m_{\text{с.п.}}$ , а также на развивающиеся двигателем продольные перегрузки ЛА  $n_x$ , массовые характеристики топливных баков  $m_{\text{б.о}}$  и конструкцию корпуса  $m_{\text{кон}}$ , нагрев стенок баков  $T_{\text{ст.б.}}$ , на создаваемые аэродинамические и гравитационные потери импульса тяги, динамические и другие характеристики ЛА.

Выбор давления в камере ЖРД  $p_k$  влияет на величину удельного импульса  $J_y$ , расход топлива  $m$ , давление на входе в насосы  $p_{вх.н}$ , давление наддува баков  $p_b$ , массу системы подачи топлива  $m_{с.п}$  и топливных баков  $m_{б.о}$ , на процессы горения в камере сгорания и другие явления.

Таким образом, при выборе оптимальных параметров ЖРДУ необходим глубокий анализ на основе установленных взаимосвязей с учетом их влияния на характеристики ЛА и прежде всего – на основные энергетические и массовые характеристики.

Важнейшими энергетическими параметрами ЖРДУ являются удельный импульс  $J_y$ , импульс тяги ЖРД  $I$  и тяга двигателя  $P(\tau)$ , определяющие энергетическое совершенство ЖРДУ.

Удельный импульс, как известно, определяется физико-химическими свойствами компонентов топлива и полнотой преобразования тепловой энергии топлива в кинетическую энергию струи газов, истекающей из камеры сгорания ЖРД. Поэтому от конструктора ЖРДУ прежде всего зависит совершенство процессов горения и истечения газов из сопла, а также правильность выбранного массового соотношения компонентов топлива  $K_m$ , давлений в камере сгорания  $p_k$  и выходном сечении сопла  $p_a$ .

От выбора максимальной и минимальной величины тяги и суммарного импульса тяги ЖРД будут зависеть конструктивные решения, а также масса ЖРДУ  $m_d$ , потребный запас топлива  $m_t$ , габариты и масса топливных баков  $m_{б.о}$  и системы подачи топлива  $m_{с.п.}$ . Суммарным импульсом  $I_{\text{потр}} = \int_0^{\tau_k} P(\tau) d\tau$  определяется конечный результат работы двигателя: разгон ЛА до конечной скорости  $V_k$ , достижение дальности полета  $L_{\max}$ , получе-

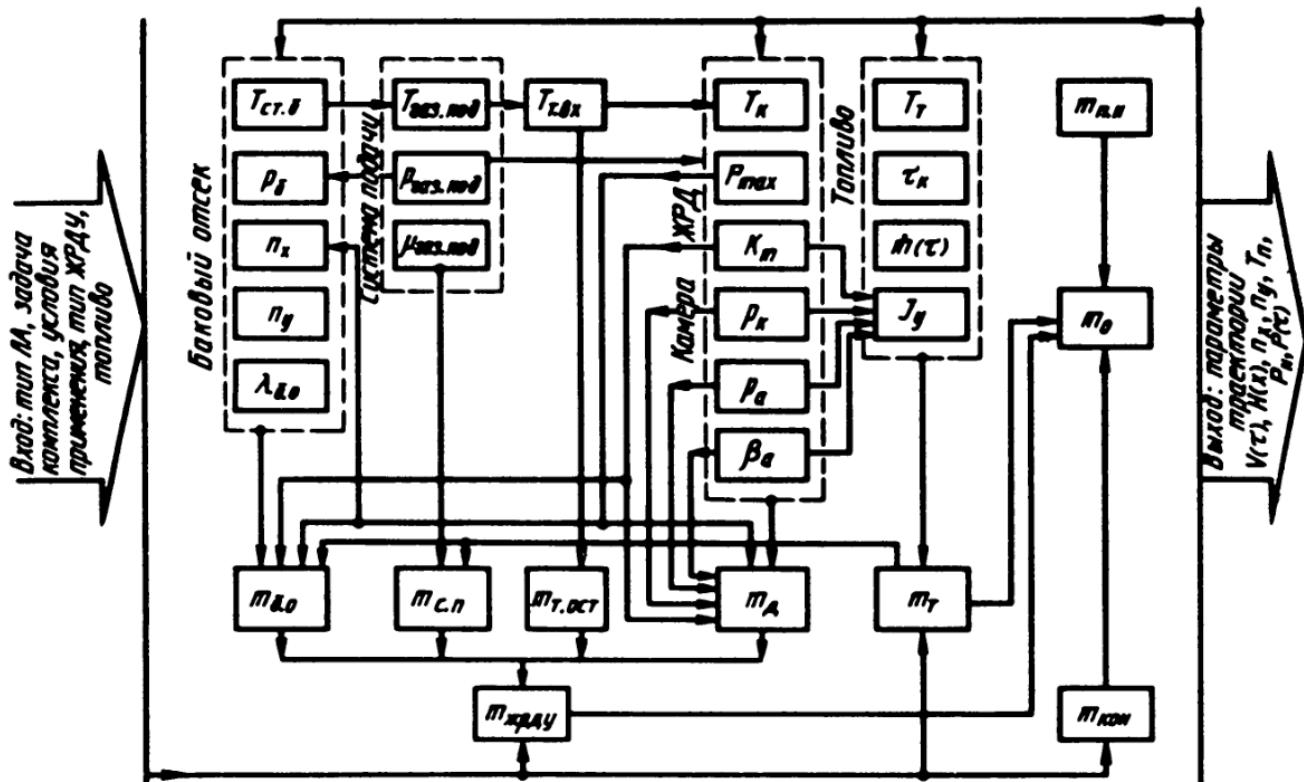
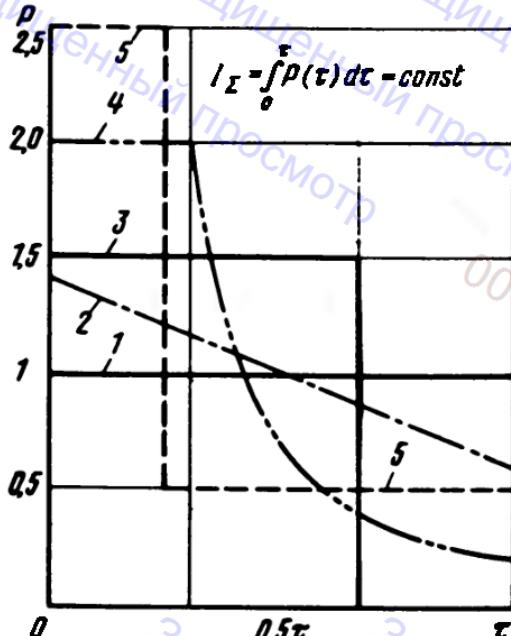


Рис. 1.15. Структурная схема взаимосвязей параметров ЖРДУ в комплексе ЛА



**Рис. 1.16. Варианты изменения тяги ЖРД:**  
1, 3 – постоянная тяга; 2 – линейное изменение тяги; 4 – глубокое дросселирование тяги; 5 – ступенчатое изменение тяги

ние требуемых летных характеристик и др. Расчетные значения тяг двигателя, по которым выбираются его основные проектные параметры, находятся из следующих условий:

- проектируемый двигатель должен создавать суммарный импульс, достаточный для выполнения задания,  $I_{\text{расп}} \geq I_{\text{потр}}$ ;

максимальные и минимальные значения располагаемых тяг, создаваемых проектируемым двигателем, должны выбираться в заданном диапазоне сравнения с потребными тягами:

$$P_{\text{расп}}^{\max} \geq P_{\text{потр}}^{\max}, P_{\text{расп}}^{\min} \leq P_{\text{потр}}^{\min}.$$

Исходя из анализа значений располагаемых и потребных тяг, а также целесообразного изменения располагаемых тяг во времени  $P(t)$  в заданном диапазоне, конструктором принимается решение о выборе расчетных значений тяг проектируемого двигателя и характере их изменений по времени: ступенчатом либо плавном изменении тяг.

На рис. 1.16 показаны варианты изменения тяг по времени при выполнении условия равенства создаваемых импульсов тяг двигателя  $I_{\Sigma \text{расп}} = \text{const}$ . Так, в вариантах 1 и 3 тяга ЖРД по времени постоянна; в вариантах 2 и 4 осуществляется плавное изменение тяги; в варианте 5 – двухступенчатое регулирование тяги. При выборе вариантов следует учитывать, что ЖРД с регулируемой тягой получается более сложным и имеет большую массу по сравнению с нерегулируемым ЖРД. При глубоком дросселировании тяги (вариант 4) возрастают потери удельного импульса, могут возникнуть неустойчивые режимы работы ЖРД, поэтому более целесообразным может оказаться ступенчатое регулирование тяги (вариант 5), осуществляемое путем отключения отдельных камер в многокамерном двигателе. Однако выбор варианта регулирования тяги, так же как и ее предельных значений, определяется специфическими требованиями к ЖРДУ применительно к каждому конкретному классу летательных аппаратов. Например, для баллистических ракет и ракет-носителей в пределах работы каждой ступени тяга двигателей принимается близкой к постоянной.

Для крылатых ракет двигатели имеют обычно два режима: разгонный до выхода на расчетную высоту и скорость и маршевый, обеспечивающий полет с заданной горизонтальной скоростью.

Для управляемых высокоманевренных ракет тяга на разгонном участке требуется во много раз большая, чем на маршевом участке полета, поэтому двигатель выполняется многорежимным.

### 1.3.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ

Для определения потребной тяги двигателя используются уравнения динамики движения летательного аппарата и кинематические соотношения, характеризующие закон его движения. На основе решения системы этих уравнений определяются текущие значения потребных тяг двигателя.

В общем виде вывод системы уравнений, описывающих пространственное движение летательного аппарата, приведен в курсах динамики полета [22], где обычно рассматриваются:

- динамические уравнения, определяющие движение центра масс ЛА и его вращение относительно центра масс;
- кинематические уравнения, обусловленные формой траектории полета;
- уравнения изменения массы ЛА при расходе топлива;
- уравнения связи углов между осями принятых подвижной и неподвижной систем координат и вектором скорости.

При управляемом полете ЛА в систему уравнений могут быть введены дополнительные связи, характеризующие метод полета, систему уравнений, управление двигателем и др.

Полная система уравнений движения летательного аппарата является сложной нелинейной системой с переменными коэффициентами. Поэтому при решении некоторых частных проектировочных задач эта система может быть разделена на несколько групп уравнений, используемых самостоятельно. Так, например, общее движение ЛА можно разделить на движение центра масс и вращение вокруг центра масс. Тогда первая группа уравнений может быть использована для определения энергетических характеристик ЛА (потребной тяги, затрат топлива и др.), а вторая – для определения маневренных свойств и балансировочных зависимостей управления.

При решении проектировочных задач систему уравнений движения ЛА часто применяют в упрощенном виде: в одной из плоскостей движения пренебрегают центробежными и кориолисовыми силами, вызванными вращением Земли, и др. Так, например, для решения энергетических задач при проектировании ЛА (определения потребной тяги двигателя и запаса топлива ЛА) может быть использована система уравнений движения центра масс ЛА при неуправляемом полете, полученная в проекциях на полускоростные оси системы координат относительно плоской Земли в следующем виде:

$$m \frac{dV}{d\tau} = P \cos \alpha \cos \beta - X - mg \sin \theta;$$

$$m \frac{d\theta}{d\tau} = P(\sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma) + Y \cos \gamma - Z \sin \gamma - mg \cos \theta;$$

$$- m V \cos \theta \frac{d\Psi}{d\tau} = P(\sin \alpha \sin \gamma - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma) + Y \sin \gamma + Z \cos \gamma; \quad (1.49)$$

$$\frac{dm}{d\tau} = - \dot{m};$$

$$\frac{dH}{d\tau} = V \sin \theta,$$

где  $m$  – масса летательного аппарата;  $\dot{m}$  – расход топлива;  $V$  – скорость полета;  $H$  – высота полета;  $P$  – тяга двигателя;  $X, Y, Z$  – аэродинамические силы соответственно лобового сопротивления, подъемная и боковая;  $\Psi$  – угол поворота траектории между проекцией вектора скорости  $\bar{V}$  на горизонтальную плоскость и продольной осью ЛА  $\Psi \approx \psi - \beta$ ;  $\psi$  – угол рыскания;  $\theta$  – угол наклона траектории между вектором скорости  $\bar{V}$  и горизонтальной плоскостью  $\theta = \vartheta - \alpha$ ;  $\vartheta$  – угол тангажа;  $\gamma$  – угол крена между вектором подъемной силы  $\bar{Y}$  и вертикальной плоскостью, проходящей через вектор скорости полета;  $\alpha$  – угол атаки между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии ЛА и продольной осью ЛА;  $\beta$  – угол скольжения между вектором скорости и плоскостью симметрии.

При условии, что  $\alpha$  и  $\beta$  малы,  $\sin \alpha \approx \alpha/57,3$  и  $\sin \beta \approx \beta/57,3$ ,  $\cos \alpha \approx \approx \cos \beta \approx 1$ ,  $\gamma \approx 0$ , система уравнений движения ЛА, используемая для определения потребной тяги двигателя, может быть упрощена до следующего вида:

$$m \dot{V} = P - X - mg \sin \theta;$$

$$m V \dot{\theta} = P \frac{\alpha}{57,3} + Y - mg \cos \theta;$$

$$- m V \cos \theta \dot{\Psi} = - P \frac{\beta}{57,3} + Z;$$

$$\frac{dm}{d\tau} = - \dot{m};$$

$$H = V \sin \theta.$$

Тогда потребная тяга двигателя может быть определена из первого уравнения системы (1.50) :

$$P_{\text{потр}} = m \dot{V} + X + mg \sin \theta. \quad (1.51)$$

Из приведенной формулы следует, что для определения потребной тяги двигателя летательного аппарата должны быть известны:

а) масса летательного аппарата  $m$ , которая уменьшается по мере расходования топлива в соответствии с зависимостью

$$m = m_0 (1 - \xi_T \mu_T), \quad (1.52)$$

где  $m_0$  – начальная масса ЛА;  $\xi_T$  – доля израсходованного топлива;  $\mu_T = m_T/m_0$  – относительный запас топлива;  $m_T$  – запас расходуемого топлива;

б) продольное ускорение движения летательного аппарата  $V$ , которое определяется заданным или получаемым в полете профилем скоростей  $V(\tau)$ ;

в) ускорение свободного падения  $g$ ;

г) угол наклона траектории  $\theta$ , определяемый формой траектории  $H(x)$  из последнего уравнения системы (1.50);

д) сила лобового сопротивления  $X$  ЛА, которая выражается структурной зависимостью

$$X = c_x q S,$$

где  $c_x(M, \alpha, Re)$  – коэффициент лобового сопротивления ЛА, зависящий от скорости полета (числа  $M$ ), угла  $\alpha$ , а также от формы и размеров ЛА и состояния обтекающего его воздуха;  $q = \rho V^2 / 2$  – скоростной напор, зависящий от плотности обтекающей ЛА среды  $\rho$ , которая меняется с высотой полета, и скорости полета  $V$ ;  $S$  – площадь крыла или поперечного сечения корпуса ЛА, к которым отнесены все аэродинамические коэффициенты.

Коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  может быть представлен состоящим из профильного  $c_{x0}$  и индуктивного  $c_{x\text{ин}}$  сопротивлений:

$$c_x = c_{x0} + c_{x\text{ин}}.$$

Коэффициент индуктивного сопротивления, связанного с наличием подъемной силы, может быть записан в виде

$$c_{x\text{ин}} \approx B c_y^2 = A \alpha^2,$$

где  $A, B$  – коэффициенты пропорциональности, зависящие от геометрических параметров ЛА и числа  $M$ ;  $c_y = c_y^\alpha \alpha$  – коэффициент подъемной си-

лы;  $c_y^\alpha = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha}$  – производная подъемной силы по углу атаки.

Величина угла атаки  $\alpha_{\text{кин}}$ , возникающего при полете ЛА по кинематической траектории (соответствующей программе полета по определенной кривой), может быть определена из второго уравнения системы (1.50).

Выразив подъемную силу зависимостью

$$Y = c_y^\alpha \alpha q S$$

и подставив ее во второе уравнение системы (1.50), получим после преобразования

$$\alpha_{\text{кин}} = \frac{mg \left( \frac{V}{g} \dot{\theta} + \cos \theta \right)}{c_y^\alpha q S + \frac{1}{57.3} P}. \quad (1.53)$$

Если использовать значение потребной нормальной перегрузки, выраженное через кинематические параметры траектории,

$$n_{\text{употр}} = \frac{v}{g} \dot{\theta} + \cos \theta, \quad (1.54)$$

то получим

$$\alpha_{\text{кин}} = \frac{mg n_{\text{употр}}}{c_y^\alpha q S + \frac{1}{57,3} P}. \quad (1.55)$$

При управляемом полете ЛА возникают дополнительные углы атаки  $\alpha_d$ , появляющиеся в результате переходных режимов и ошибок управления. Значение этих углов определяется на основе летных испытаний или статистических данных. Для маневренных управляемых летательных аппаратов  $\alpha_d = 0,5 \dots 3,0$ .

Тогда полный угол атаки будет

$$\alpha = \alpha_{\text{кин}} + \alpha_d.$$

На начальном этапе проектирования ЖРДУ и ЛА, когда абсолютное значение массы и габаритных размеров ЛА и тяги двигателя неизвестны, целесообразно пользоваться относительными проектными параметрами, выраженными в долях или единицах начальной массы летательного аппарата. В качестве таких параметров применяются:

$$\bar{P} = \frac{P}{m_0 g} - \text{тяговооруженность, создаваемая двигателем ЛА, которая}$$

позволяет оценивать энерговооруженность ЛА, выбирать параметры двигателя, характер изменения тяги по времени и др;

$\mu_t = \frac{m_t}{m_0}$  – относительный запас топлива, используемый при проектировании ЖРДУ и ЛА как основной проектировочный в энергетический параметр ЛА;

$\sigma = \frac{c_x S}{m_0 g} = \frac{c_x}{p_s}$  – баллистический коэффициент, оценивающий удельное сопротивление ЛА на единицу площади крыла или поперечного сечения корпуса ЛА;

$p_s = \frac{m_0 g}{S}$  – удельная нагрузка на единицу площади крыла или поперечного сечения корпуса ЛА.

Используя приведенные выше соотношения и параметры, а также формулу (1.52), можно получить значение кинематического угла атаки:

$$\alpha_{\text{кин}} = \frac{n_{\text{употр}}(1 - \xi_T \mu_T)}{\frac{q}{p_S} c_y^\alpha + \frac{1}{57,3} \bar{P}} \quad (1.56)$$

и величину потребной тяги двигателя

$$P_{\text{потр}} = m_0 g (1 - \xi_T \mu_T) \left( \frac{\dot{V}}{g} + \sin \theta \right) + X \quad (1.57)$$

либо

$$P_{\text{потр}} = m_0 g (1 - \xi_T \mu_T) n_{x\text{потр}} + X, \quad (1.58)$$

где  $n_{x\text{потр}}$  – значение потребной продольной перегрузки, которая может быть выражена через кинематические параметры траектории движения ЛА,

$$n_{x\text{потр}} = \frac{\dot{V}}{g} + \sin \theta. \quad (1.59)$$

Тогда значение потребной тяговооруженности ЛА будет

$$\bar{P}_{\text{потр}} = n_{x\text{потр}} (1 - \xi_T \mu_T) + q\sigma. \quad (1.60)$$

В некоторых случаях потребная тяговооруженность ЛА может быть определена по упрощенным зависимостям:

а) начальная тяговооруженность ЛА

$$P_{0\text{потр}} = n_{x_0\text{потр}} + (q\sigma)_{\text{ср}}; \quad (1.61)$$

б) для кратковременно работающих двигателей ЛА с большой тяговооруженностью ( $\bar{P}_0 > 5$ ), а также тормозных и корректирующих двигателей космических ЛА

$$\bar{P}_{0\text{потр}} = n_{x\text{потр}}; \quad (1.62)$$

в) для горизонтального маршевого полета при  $\dot{V} = 0$

$$\bar{P}_{0\text{потр}} = (q\sigma)_{\text{марш}}. \quad (1.63)$$

Для определения потребной тяговооруженности ЛА при резко меняющихся формах профиля скоростей  $V(\tau)$  и сложных траекториях полета  $H(X)$  их следует разбивать на отдельные характерные участки, отличающиеся стабильностью или закономерностью параметров. Затем необходимо найти потребные значения тяговооруженности для каждого из участков и, анализируя полученные данные, выбрать экстремальные значения тяговооруженности, по которым можно определить расчетные параметры двигателя и ЖРДУ.

Наиболее характерные значения тяговооруженности для некоторых классов ЛА с ЖРДУ приведены в табл. 1.10.

Таблица 1.10

Класс аппарата	Начальная тяговооруженность
Ракеты-носители и баллистические ракеты	1,1–2,5
Управляемые высокоманевренные летательные аппараты	3–8
Крылатые маломаневренные летательные аппараты	1,5–3

Определение тяги двигателя для газодинамических систем управления полетом ЛА. Принципы создания газодинамических систем управления полетом с использованием тяги маршевых или вспомогательных двигателей зависят от условий полета (скорости и высоты полета, величины потребных перегрузок, возмущающих сил и др.) и способов создания управляемых сил и моментов.

Газодинамические системы управления применяют при полетах в сильно разреженных слоях атмосферы и в космическом пространстве, а также в условиях полета, когда аэродинамическими способами трудно или нецелесообразно обеспечивать необходимую устойчивость и управляемость ЛА (например, при малой скорости полета после старта, при резко меняющихся величинах скоростных напоров, действующих на органы управления и т.д.).

По функциональному назначению все газодинамические системы управления можно разделить на две группы:

- системы наведения и навигации, которые изменяют векторы управляемых сил и ускорений. Такие системы принято называть газодинамическими системами управления (ГДУ);

- системы стабилизации и ориентации, которые обеспечивают требуемое положение осей летательного аппарата в пространстве. Эти системы называют газодинамическими системами стабилизации (ГДС). Конструкция и мощность таких систем существенно зависит от внешних возмущающих сил и моментов, действующих на ЛА.

Для наведения и стабилизации полета ЛА в плотных слоях атмосферы, а также при полете с работающими маршевыми двигателями для системы управления требуется значительно более мощные двигатели, чем для аналогичных систем, используемых при пассивном полете в безвоздушном пространстве.

Так, например, при наведении и стабилизации космического корабля с работающими двигателями при выполнении операций по коррекции траектории полета или его торможения при спуске на Землю требуется для управления силы и моменты, в сотни и тысячи раз большие, чем при выполнении операций по ориентации (развороту) в орбитальном полете при отсутствии возмущающих моментов.

В соответствии с этим различают управление при больших внешних силах и моментах или при работающих двигателях, а также управление при отсутствии возмущающих сил и моментов в пассивном полете.

Схемы создания управляемых сил и моментов приведены на рис. 1.17. В соответствии с этими схемами определим потребные и создаваемые управляемые силы и моменты.

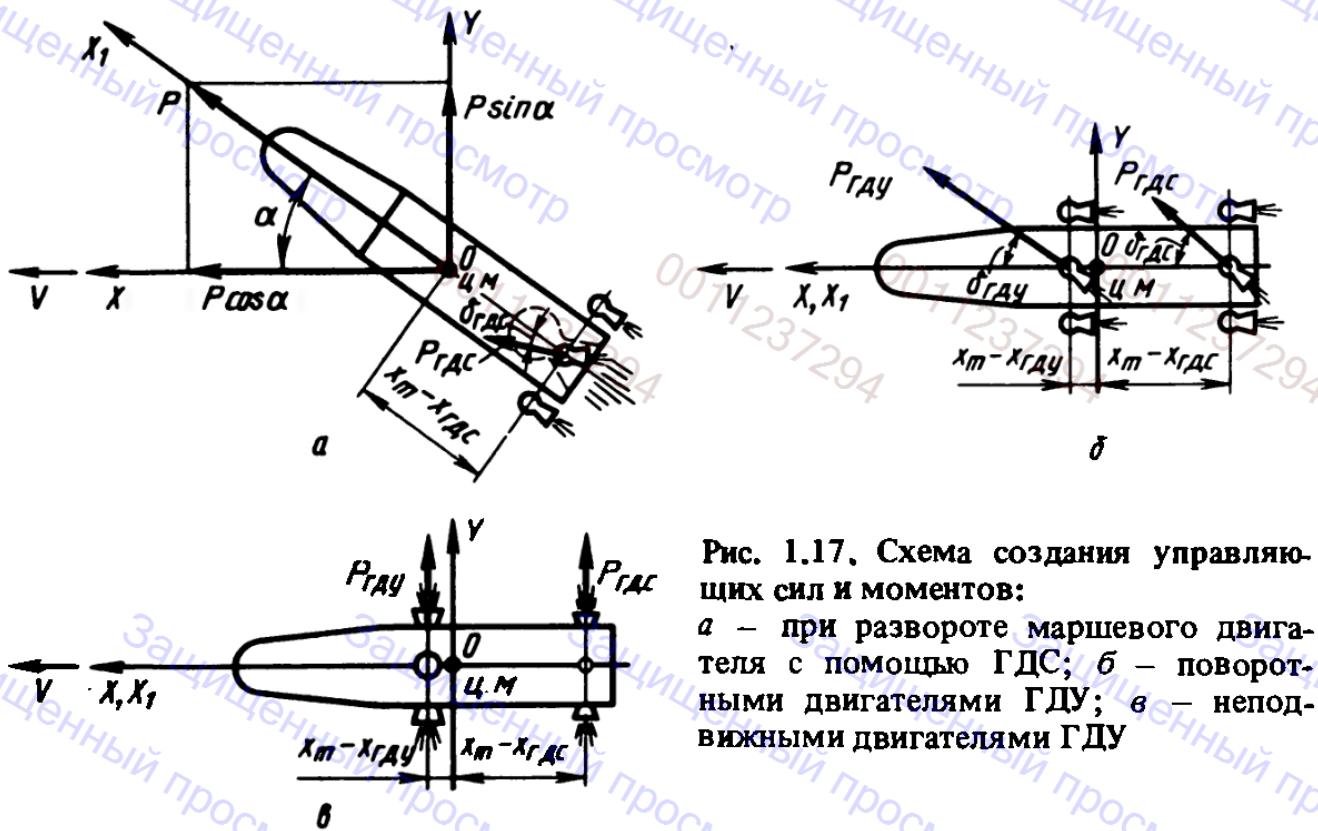


Рис. 1.17. Схема создания управляющих сил и моментов:  
а – при развороте маршевого двигателя с помощью ГДС; б – поворотными двигателями ГДУ; в – неподвижными двигателями ГДУ

1. Управляющие силы  $N_{\text{упр}}$ , изменяющие траекторию движения ЛА, создаются путем разворота корпуса вместе с работающим двигателем на угол  $\alpha$  по отношению к вектору скорости полета (рис. 1.17, а):

$$N_{\text{упр}} = P \sin \alpha \pm P_{\text{гдс}} \sin \delta_{\text{гдс}}, \quad (1.64)$$

где  $P$  – тяга основных двигателей;  $P_{\text{гдс}}$  – тяга вспомогательных двигателей газодинамической системы стабилизации (ГДС), обеспечивающих разворот корпуса на угол  $\alpha$ ;  $\delta_{\text{гдс}}$  – угол поворота двигателей ГДС. Знак в уравнении зависит от расположения двигателей ГДС по отношению к центру масс ЛА.

Управляющие моменты, обеспечивающие разворот корпуса в соответствующей плоскости, создаются газодинамической системой стабилизации, размещенной на корпусе на расстоянии  $(x_m - x_{\text{гдс}})$  от центра масс ЛА:

$$M_{\text{упр}} = P_{\text{гдс}}(x_m - x_{\text{гдс}}) \sin \delta_{\text{гдс}}, \quad (1.65)$$

где  $x_m$ ,  $x_{\text{гдс}}$  – координаты центра масс ЛА и двигателей системы стабилизации, отсчитываемые от носа ЛА.

2. Управляющая сила создается поворотом вспомогательных двигателей системы газодинамического управления на угол  $\delta_{\text{гду}}$  относительно корпуса ЛА, стабилизированного двигателями системы газодинамической стабилизации, отклоненными на угол  $\delta_{\text{гдс}}$  (рис. 1.17, б):

$$N_{\text{упр}} = P_{\text{гду}} \sin \delta_{\text{гду}} \pm P_{\text{гдс}} \sin \delta_{\text{гдс}}, \quad (1.66)$$

где  $P_{\text{гду}}$  – тяга двигателей системы газодинамического управления.

Величина управляющего момента относительно центра масс ЛА будет

$$M_{\text{упр}} = P_{\text{гду}} (x_m - x_{\text{гду}}) \sin \delta_{\text{гду}} \pm P_{\text{гdc}} (x_m - x_{\text{гdc}}) \sin \delta_{\text{гdc}}, \quad (1.67)$$

где  $x_{\text{гду}}$  – координаты двигателей системы управления.

3. Управляющая сила создается включением боковых вспомогательных двигателей системы газодинамического управления, установленных перпендикулярно продольной оси корпуса вблизи центра масс аппарата. Положение корпуса стабилизируется органами стабилизации (рис. 1.17, в). Величина управляющей силы и управляющего момента соответственно будет

$$N_{\text{упр}} = P_{\text{гду}} \pm P_{\text{гdc}}; \quad (1.68)$$

$$M_{\text{упр}} = P_{\text{гду}} (x_m - x_{\text{гду}}) \pm P_{\text{гdc}} (x_m - x_{\text{гdc}}). \quad (1.69)$$

Двигатели, обеспечивающие стабилизацию и ориентацию, во всех схемах должны располагаться на максимальном удалении от центра масс ЛА.

Определим потребную тягу двигателей системы газодинамического управления, используемых при наведении и навигации ЛА для создания нормальных перегрузок  $n_y$ ,  $n_z$ , обусловленных задачами динамики полета.

Для схемы на рис. 1.17, б величина потребной тяги поворотного двигателя ГДУ будет

$$P_{\text{гduy}} = \frac{g m n_y \text{потр} - Y}{\sin(\alpha + \delta_{\text{гduy}}^{\max}) \cos(\beta + \delta_{\text{гduy}}^{\max})}; \quad (1.70)$$

$$P_{\text{гduz}} = \frac{g m n_z \text{потр} - Z}{\cos(\alpha + \delta_{\text{гduz}}^{\max}) \sin(\beta + \delta_{\text{гduz}}^{\max})}, \quad (1.71)$$

где  $\delta_{\text{гduy}}^{\max}$ ,  $\delta_{\text{гduz}}^{\max}$  – максимальные углы поворота двигателей ГДУ относительно соответствующих осей корпуса ЛА;  $Y$ ,  $Z$  – подъемная и боковая аэродинамические силы.

Величина потребной тяги двигателей ГДУ, установленных перпендикулярно продольной оси ЛА (рис. 1.17, в), будет

$$P_{\text{гduy}} \geq g m n_y \text{потр} - Y; \quad (1.72)$$

$$P_{\text{гduz}} \geq g m n_z \text{потр} - Z. \quad (1.73)$$

Определим потребную тягу двигателей системы газодинамической стабилизации, используемых для разворота ЛА относительно центра масс при его стабилизации и ориентации.

Величина потребного управляющего момента  $M_{\text{упр}}$  зависит от инерционного  $M_{\text{и}}$  и демпфирующего  $M_{\text{д}}$  моментов, возникающих при развороте ЛА:

$$M_{\text{упр}} = M_{\text{и}} + M_{\text{д}}.$$

Инерционный момент определяется выражением

$$M_{\text{и}} = J \dot{\omega},$$

где  $J$  – момент инерции ЛА относительно оси разворота;  $\dot{\omega}$  – угловое ускорение при развороте ЛА.

Демпфирующий момент будет

$$M_{\text{д}} = M_a \pm M_k.$$

Здесь  $M_a$  – аэродинамический демпфирующий момент, вызванный аэrodинамическими силами и зависящий от аэродинамических характеристик ЛА, запаса статической устойчивости, коэффициентов управления и других параметров движения. При полете ЛА в сильно разреженных слоях атмосферы и в пустоте можно принять  $M_a = 0$ ;  $M_k$  – момент кориолисовых сил, который возникает в результате движения топлива и газов относительно вращающегося корпуса и зависит от массы движущихся в топливных магистралях жидкости и газов, истекающих из сопла двигателя:

$$\bar{M}_k = -2 \int_{\Sigma} \bar{r}' x \omega \bar{V}_r dm,$$

где  $\bar{V}_r$ ,  $\bar{r}'$  – относительная скорость и радиус-вектор движущихся частиц в проекциях на оси координат, связанные с корпусом ЛА;  $\omega$  – угловая скорость;  $m$  – масса движущегося топлива или газов.

Проектируя векторы на связанные оси и принимая, что течение жидкости и газов обладает осевой симметрией, получаем

$$M_k = -2 \int_{\Sigma} (x' V_{rx} + y' V_{ry}) dm,$$

где  $V_{rx}$ ,  $V_{ry}$ ,  $x' y'$  – соответственно проекции относительной скорости  $V_r$  и радиуса-вектора  $\bar{r}'$  частиц на связанные оси.

Из полученного уравнения следует, что моменты кориолисовых сил могут быть как возбуждающими колебания (раскачивающими), так и демпфирующими. Для частиц, которые движутся к центру масс  $x' V_{rx} < 0$ , возникают раскачивающие моменты  $M_k < 0$ ; для частиц, движущихся от центра масс к периферии  $x' V_{rx} > 0$ , моменты являются демпфирующими  $M_k > 0$ . Учитывая, что в аппаратах ЖРД скорость движения жидкости в топливных баках и магистралях невелика ( $V_{ж} \leq 10 \dots 20$  м/с) по сравнению со скоростью истечения газов из сопла двигателя ( $V_{газ} \geq 2,0$  тыс. м/с), можно принять, что момент кориолисовых сил в основном создается истечением газов из сопла двигателя и является демпфирующим. Тогда приближенно

$$M_k = \dot{m} l_{газ}^2 \omega = \frac{P}{J_y} l_{газ}^2 \omega,$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход газов через сопло основного двигателя;  $l_{газ}$  – плечо от среза сопла основного двигателя до центра масс аппарата;  $\omega$  –

угловая скорость аппарата;  $P$ ,  $J_y$  – тяга и удельный импульс основного двигателя.

Величина потребной газодинамической силы, которая необходима для создания управляющего момента при развороте или стабилизации, определяется из выражения

$$P_{\text{ГДС}} = \frac{\frac{P}{J_y} l_{\text{газ}}^2 \omega + J \dot{\omega}}{l_{\text{упр}} \sin \delta_{\text{ГДС}}^{\max}}, \quad (1.74)$$

где  $l_{\text{упр}}$  – плечо от двигателей ГДС до центра масс ЛА.

### 1.3.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА ЖРДУ

Определение потребного количества (запаса) топлива, обеспечивающего выполнение заданных летно-тактических характеристик, является одной из основных задач общего проектирования ЛА и ЖРДУ. Для этого необходимо знать расход топлива в продолжение всего полета. Тогда

$$m_T = \int_0^{\tau_K} \dot{m} d\tau,$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход топлива;  $\tau_K$  – полное время полета.

Величина расхода топлива зависит от тяги двигателя и удельного импульса

$$\dot{m} = \frac{P(\tau)}{J_y}, \quad (1.75)$$

где  $P(\tau)$  задается программой работы двигателя либо определяется как потребная величина из условий режима полета ЛА согласно полученным в разд. 1.3.2 формулам.

Потребный запас топлива определяется по формуле

$$m_T = \int_0^{\tau_K} \frac{P(\tau)}{J_y} d\tau. \quad (1.76)$$

Относительный потребный запас топлива будет

$$\mu_T = \frac{m_T}{m_0} = g \int_0^{\tau_K} \frac{\bar{P}(\tau)}{J_y} d\tau. \quad (1.77)$$

Интегрирование уравнения (1.77) в общем виде выполняется только численными методами с использованием современных быстродействующих

ЭВМ. Для проектировочных задач и приближенной оценки потребного запаса топлива применяются различные упрощенные методы. Рассмотрим некоторые частные случаи.

Горизонтальный полет с постоянной скоростью. Горизонтальный полет ЛА в вертикальной плоскости с постоянной скоростью ( $\dot{V} = 0$ ) определяется из (1.50) следующими уравнениями движения: в проекциях на ось  $OX$

$$P = c_x q S, \quad (1.78)$$

в проекциях на ось  $OY$

$$mg = c_y q S. \quad (1.79)$$

Тогда из уравнения (1.78) потребная величина тяги двигателя будет равна

$$P_{\text{потр}} \equiv \frac{c_x}{c_y} mg = \frac{mg}{K}, \quad (1.80)$$

где  $K = c_y/c_x$  – аэродинамическое качество летательного аппарата.

Подставив уравнение (1.80) в (1.79), получим потребный расход топлива для горизонтального полета ЛА:

$$\dot{m} = - \frac{dm}{d\tau} = \frac{mq}{KJ_y}. \quad (1.81)$$

Принимая, что пройденный ЛА путь за время  $d\tau$  при скорости  $V$  равен

$$dL = Vd\tau,$$

и используя (1.81), получаем

$$dL = - \frac{VKJ_y}{g} \frac{dm}{m}. \quad (1.82)$$

Аэродинамическое качество ЛА при расходовании топлива возрастает, так как с уменьшением массы ЛА уменьшаются потребные для поддержания полета углы атаки и подъемная сила, что в свою очередь вызывает снижение коэффициента лобового сопротивления летательного аппарата за счет индуктивной его составляющей в соответствии с зависимостью

$$c_x = c_{x0} + Bc_y^2.$$

Тогда аэродинамическое качество можно представить как

$$K = \frac{c_y}{c_{x0} + Bc_y^2}. \quad (1.83)$$

Коэффициент подъемной силы  $c_y$  может быть найден из проекции

уравнения движения ЛА на ось  $OY$  (1.79). Тогда после подстановки в (1.83) получим

$$K = \frac{p_S/q}{c_{x0} + B(p_S/q)^2}, \quad (1.84)$$

где  $p_S = mg/S$  – удельная нагрузка на крыло,  $\text{Н}/\text{м}^2$ ;  $q$  – скоростной напор.

Подставляя полученное значение аэродинамического качества (1.84) в (1.82) и интегрируя, определяем полную дальность горизонтального полета при заданном  $\mu_T$ :

$$L = \frac{VJ_y}{g\sqrt{Bc_{x0}}} \arctg \left[ \frac{\mu_T}{\frac{q}{p_S} \sqrt{\frac{c_{x0}}{B}} + (1 - \mu_T) \frac{p_S}{q} \sqrt{\frac{B}{c_{x0}}}} \right]. \quad (1.85)$$

Из этого выражения можно найти значение относительного запаса топлива, потребного для достижения заданной горизонтальной дальности полета при постоянной скорости  $V$ :

$$\mu_T = \frac{1 + \left(\frac{q}{p_S}\right)^2 \frac{c_{x0}}{B}}{1 + \frac{q}{p_S} \sqrt{\frac{c_{x0}}{B}} \operatorname{ctg} \frac{gL\sqrt{Bc_{x0}}}{VJ_y}}$$

Максимальная дальность полета может быть получена при оптимальном значении коэффициента подъемной силы  $c_y = \sqrt{\frac{c_{x0}}{3B}}$  [22] и заданным  $\mu_T$

$$L_{\max} = 1,6 \frac{J_y}{g} \sqrt{\frac{p_S}{\rho}} \frac{1 - \sqrt{1 - \mu_T}}{\sqrt[4]{Bc_{x0}}}, \quad (1.87)$$

где  $\rho$  – плотность воздуха на данной высоте.

Минимальный расход топлива при полете на заданную дальность будет

$$\mu_{T\min} = 1 - \left[ 1 - \frac{\frac{gL\sqrt{Bc_{x0}}}{1,6J_y\sqrt{\frac{p_S}{\rho}}}}{\sqrt[4]{Bc_{x0}}} \right]^2.$$

При малых запасах топлива ( $\mu_T < 0,2 \dots 0,3$ ) можно принять, что аэродинамическое качество в полете остается постоянным ( $K = \text{const}$ ). Тогда интегрирование уравнения (1.82) позволит определить полную дальность горизонтального полета в виде

Зашитен  
ный просмот  
(1.89)

$$L = \frac{1}{g} VKJ_y \ln \frac{1}{1 - \mu_T}.$$

Отсюда значение потребного запаса топлива

$$\mu_T = 1 - e^{-\frac{gL}{VKJ_y}}. \quad (1.90)$$

Приближенно для горизонтального полета при  $V = \text{const}$ ,  $\sigma = \text{const}$  относительный запас топлива будет

$$\mu_T = \frac{g\tau_K q \sigma}{I_y}. \quad (1.91)$$

где  $\tau_K$  – конечное время полета.

Разгон при отсутствии гравитационных потерь и аэродинамического сопротивления (в пустоте). Такие условия соответствуют разгону летательного аппарата в пустоте при малых углах наклона траектории к горизонту. Уравнение движения, соответствующее приведенным условиям, будет

$$m \frac{dV}{d\tau} = P_{\pi} \quad (1.92)$$

где  $P_{\pi}$  – тяга в пустоте.

Выражая тягу двигателя через секундный расход топлива

$$P_{\pi} = -J_{y,\pi} \frac{dm}{d\tau},$$

где  $J_{y,\pi}$  – удельный импульс в пустоте, получаем уравнение движения в виде

$$m \frac{dV}{d\tau} = -J_{y,\pi} \frac{dm}{d\tau}.$$

После преобразования находим

$$dV = -J_{y,\pi} \frac{dm}{m}.$$

Интегрируя это дифференциальное уравнение в пределах изменения массы летательного аппарата от  $m_0$  до  $m_K$ , получаем уравнение Циолковского

$$V_{K,\text{ид}} = -J_{y,\pi} \ln \mu_K, \quad (1.93)$$

где  $V_{K,\text{ид}}$  – идеальная конечная скорость разгона аппарата;  $\mu_K = m_K/m_0$  – относительная конечная масса аппарата после выгорания топлива.

Конечная идеальная скорость разгона ЛА может быть также выражена через относительный запас топлива

$$V_{\text{к.ид}} = -J_{y,\text{п}} \ln(1 - \mu_t). \quad (1.94)$$

Тогда запас топлива, потребный для достижения заданной идеальной скорости разгона ЛА, будет

$$\mu_t = 1 - e^{-\frac{V_{\text{к.ид}}}{J_{y,\text{п}}}}. \quad (1.95)$$

Полученная формула может применяться для определения запаса топлива при полете в пустоте, а также с некоторой поправкой при кратковременном разгоне ЛА с помощью ускорителей, обладающих высокой тяговооруженностью.

Реальная скорость разгона в условиях гравитационного полета и атмосферы будет меньше идеальной на величину соответствующих потерь:

$$V_k = V_{\text{к.ид}} - \Delta V_1 - \Delta V_2 - \Delta V_3, \quad (1.96)$$

где  $\Delta V_1$  – потери скорости разгона, вызванные действием гравитационных сил:

$$\Delta V_1 = \frac{J_{y0}}{\bar{P}_0} \int_{\mu_k}^1 \sin \theta d\mu; \quad (1.97)$$

$\Delta V_2$  – потери скорости, вызванные наличием лобового сопротивления:

$$\Delta V_2 = \frac{J_{y0}}{\bar{P}_0} \int_{\mu_k}^1 q \sigma \frac{d\mu}{\mu}; \quad (1.98)$$

$\Delta V_3$  – потери скорости, вызванные изменением удельного импульса при полете в плотных слоях атмосферы:

$$\Delta V_3 = (J_{y,\text{п}} - J_{y0}) \int_{\mu_k}^1 \frac{p_H}{p_0} \frac{d\mu}{\mu}. \quad (1.99)$$

Приведенные выше поправки  $\Delta V_1$ ,  $\Delta V_2$ ,  $\Delta V_3$  зависят от формы траектории и времени разгона.

Полет при изменяющихся параметрах траектории и скорости. Аналитическое определение запаса топлива при изменяющихся параметрах траектории и скорости вызывает значительные затруднения. Упрощенные решения системы уравнений в интегральной форме были получены, например, в работах [3, 19]. Представим текущее значение массы летательного аппарата в виде

(1.100)

где  $\Delta\xi$  – функция, характеризующая неравномерность расхода топлива.

Подставим (1.100) в уравнение (1.57) и разделим на  $m_0$ :

$$[1 - \left(\frac{\tau}{\tau_K} + \Delta\xi\right)\mu_T] \frac{\dot{V}}{g} = \bar{P} - q\sigma - [1 - \left(\frac{\tau}{\tau_K} + \Delta\xi\right)\mu_T] \sin\theta.$$

После интегрирования и преобразований получим выражение для определения  $\mu_T$ :

$$\mu_T = \frac{\frac{1}{g}(V_K - V_0) + \int_0^{\tau_K} \sin\theta d\tau + \int_0^{\tau_K} q\sigma d\tau}{\frac{J_y}{g} + \frac{V_K - V_{ср}}{g} + \frac{1}{\tau} \int_0^{\tau_K} \sin\theta \tau d\tau + \int_0^{\tau_K} (\sin\theta + \frac{V}{g}) \Delta\xi d\tau}, \quad (1.101)$$

где  $V_0$ ,  $V_K$ ,  $V_{ср}$  – начальное, конечное и среднее значения скорости на интервале интегрирования;  $\tau_K$  – конечное время интервала интегрирования.

Для приближенного вычисления интегралов, входящих в уравнение (1.101), можно применить правило разложения функции в формулу Симпсона. Тогда после вычисления этих интегралов получим выражение для определения запаса топлива:

$$\begin{aligned} \mu_T &= \frac{\frac{V_K - V_0}{g} + \frac{\tau_K}{6} (\sin\theta_0 + 4\sin\theta_{0,5} + \sin\theta_K) +}{\frac{J_y}{g} + \frac{V_K - V_{ср}}{g} + \frac{\tau_K}{6} (2\sin\theta_{0,5} + \sin\theta_K) +} \dots \rightarrow \\ &\quad + \frac{\tau_K}{6} (q_0\sigma_0 + 4q_{0,5}\sigma_{0,5} + q_K\sigma_K) \\ \dots \rightarrow & \frac{\frac{2\tau_K}{3} \left( \frac{V_{0,5}}{g} + \sin\theta_{0,5} \right) \Delta\xi_{0,5}}{\dots}, \end{aligned} \quad (1.102)$$

где индексы 0; 0,5; K – значения переменных соответственно при  $\tau = 0$ ;  $0,5\tau_K$ ;  $\tau_K$ .

Величина  $\Delta\xi_{0,5}$ , входящая в формулу (1.102), приближенно может быть определена выражением

$$\Delta\xi_{0,5} \approx g \frac{\tau_K}{4} \frac{\bar{P}_0 + \bar{P}_{0,5}}{J_y \mu_T}.$$

Уравнение (1.102) может иметь различные упрощенные частные решения при  $\theta = \text{const}$  и  $\dot{V} = \text{const}$ .

**Определение запаса топлива при сложных законах движения ЛА.** Для определения запаса топлива при сложных, претерпевающих резкие изменения зависимостях  $V(\tau)$ ;  $H(x)$ ;  $P(\tau)$ ;  $\theta(\tau)$  ... следует разбивать функции на отдельные участки, в пределах которых эти функции имеют наиболее характерные закономерности (рис. 1.18). Тогда затраты топлива следует определять для каждого выбранного участка в отдельности, а по ним находить уже полные затраты топлива  $\mu_T$ .

Так, например, для сложного профиля скоростей (рис. 1.18, *a*), имеющего излом при  $\tau = \tau'$ , общее время полета следует разбить на два интервала:  $\tau'_k \tau'' = \tau_k - \tau'$ . Для каждого из этих интервалов необходимо провести самостоятельные расчеты по определению  $\mu'_T$  и  $\mu''_T$  в следующем порядке.

Определяем  $\mu'_T$  для интервала  $\tau'$ :

$$\mu'_T = \frac{m'_T}{m_0},$$

где  $m'_T$  – масса топлива, израсходованного на интервале  $\tau'$ . Масса ЛА в конце интервала  $\tau'$  будет

$$m' = m_0(1 - \mu'_T).$$

Определим  $\mu''_T$  для интервала  $\tau''$ :

$$\mu''_T = \frac{m''_T}{m'} = \frac{m''_T}{m_0(1 - \mu'_T)},$$

где  $m''_T$  – масса топлива, израсходованного на интервале  $\tau''$ . Масса ЛА в конце интервала  $\tau''$  будет

$$m_k = m'' = m_0(1 - \mu'_T)(1 - \mu''_T).$$

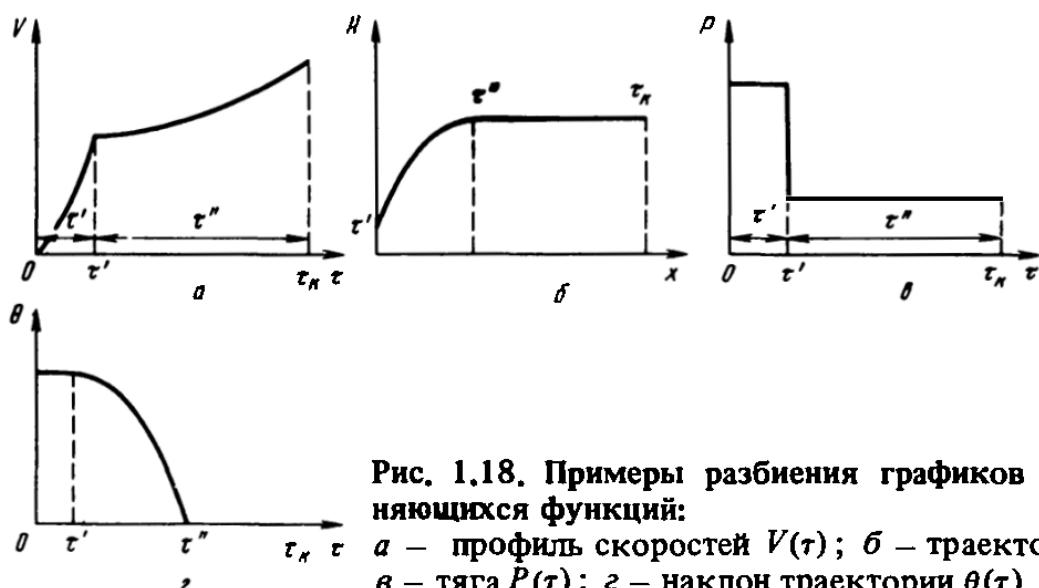


Рис. 1.18. Примеры разбиения графиков резко меняющихся функций:  
*а* – профиль скоростей  $V(\tau)$ ; *б* – траектория  $H(x)$ ;  
*в* – тяга  $P(\tau)$ ; *г* – наклон траектории  $\theta(\tau)$

Определяем полный запас топлива  $\mu_t$ , израсходованный за общее время полета  $\tau_k$ :

$$\mu_t = \frac{m_0 - m_k}{m_0} = 1 - (1 - \mu'_t)(1 - \mu''_t). \quad (1.103)$$

Аналогично можно найти относительный запас топлива и для более сложных функций, разбивая их на необходимое количество однотипных участков.

## ГЛАВА 2

### СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЖРДУ

#### 2.1. ПРИНЦИПЫ УСТРОЙСТВА ЖРДУ

##### 2.1.1 ЖРДУ КАК СЛОЖНАЯ ТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Двигательная установка является бортовым независимым энергетическим комплексом летательного аппарата, способным обеспечить выполнение полетных задач с требуемым качеством независимо от условий окружающей среды.

Двигательная установка включает в свой состав тесно взаимодействующие между собой пневмогидравлическую систему (ПГС) и систему управления (СУ).

Пневмогидравлическая система – это совокупность функционально связанных между собой агрегатов, элементов и рабочих тел ДУ, обеспечивающих подачу газов и топлива из емкостей к их потребителям.

Система управления представляет собой совокупность агрегатов автоматики, которые как обеспечивают процессы функционирования ПГС ДУ, так и осуществляют управление движением ЛА с помощью агрегатов ДУ.

Независимость ДУ как энергетического комплекса ЛА обусловлена топливной автономией ПГС, в изолированных емкостях которой размещены необходимые запасы окислителя и горючего, а также автономными средствами их подачи в камеры двигателя.

Требуемое качество выполнения полетных задач ЛА обеспечивается системой управления ДУ путем необходимого изменения режимов ее работы. Этой же системой компенсируется изменение условий окружающей среды, действующих на режим работы основных агрегатов ДУ.

Таким образом, двигательная установка включает в себя агрегаты двигателя, хранения и подачи топлива и агрегаты систем управления, обеспечивающие как процесс собственного функционирования, так и управление параметрами ДУ с целью выполнения полетной задачи ЛА.

Многообразие типов ДУ, отличающихся видом применяемого топлива

и способом его подачи, а также условиями эксплуатации, в основном определяется многообразием полетных задач и собственных параметров летательных аппаратов. Кроме того, каждая полетная задача может иметь различные критерии оптимальности (точность вывода ЛА на орбиту, максимум полезной нагрузки, минимум времени вывода на орбиту и др.) при различных ограничивающих условиях (минимум стартовой массы, габаритные ограничения, минимум времени предстартовой подготовки и др.).

В этой ситуации разработчик ДУ должен иметь полную информацию о параметрах ЛА, полетных задачах, их критериях оптимальности и сопутствующих им ограничениях. Эта информация с конкретными цифровыми данными является техническим заданием на разработку конкретной ДУ. Естественно, что первым этапом разработки ДУ является обзор возможных ближайших прототипов ДУ, выполненных ранее, и оценка существенности их сходства и различия с техническим заданием.

Творческая разработка (проектирование) пневмогидравлических систем и систем управления ДУ основывается на тщательном анализе прототипов ДУ и оценке возможности внесения в их состав таких изменений, которые способны улучшить свойства и характеристики вновь разрабатываемых двигательных установок.

Существенную помощь разработчику ДУ может оказать применение системотехнического подхода к анализу и синтезу состава ДУ как к сложной технической системе. Основными формальными признаками такой системы, которые позволяют использовать методы системотехники, являются:

техническая система должна содержать в своем составе *большое число элементов*;

связи между элементами должны быть *сложными*;

техническая система должна проявлять свои свойства в динамике, т.е. должна быть *динамической системой*;

техническая система должна содержать в своем составе несколько замкнутых (или разомкнутых) контуров систем *автоматического управления*;

все воздействия системы должны быть направлены на выполнение *одной цели*.

В процессе проектирования ДУ, с использованием системотехнического подхода, предусматривается разработка подробной классификации и составление технических требований.

Системотехнический подход к анализу и синтезу состава сложных технических систем предполагает вначале рассмотрение сложных комплексов как единого целого. Устанавливаются цели и задачи, возлагаемые на сложные системы, рассматривается влияние условий окружающей среды, разрабатывается классификация и формируются технические требования. Затем сложная система декомпозируется (разбивается) на конечное число составляющих ее подсистем. Принцип выделения подсистем основан на четко выраженным их функциональном назначении в общей структуре исследуемой системы.

На последующем этапе исследования сложной технической системы подсистемы декомпозируются на агрегаты и сборочные единицы, а последние в свою очередь – на составляющие их элементы. В зависимости от степени сложности системы может оказаться, что на уровне выделения ее элементов сам элемент также представляет собой сложную систему. Тогда процесс декомпозиции для элемента повторяется снова как для сложной системы и т.д. Процесс декомпозиции заканчивается, когда на уровне элементов оказываются простейшие детали конструкции и элементы их крепления к соседним также простейшим деталям. Принципиально декомпозицию можно продолжать и далее, распространяя ее на технологию изготовления деталей и способы получения для них заготовок и материалов. Однако для изучения функциональных особенностей ЖРДУ достаточно ограничиться первыми тремя уровнями декомпозиции: уровнем макроструктуры, уровнем подсистем и уровнем элементов.

Рассматривая ЖРДУ на первом уровне, следует сразу отметить ее основную особенность – в составе ЖРДУ слиты в единое целое две системы: пневмогидравлическая система ДУ и система управления (СУ). Пневмогидравлическая система (ПГС) хранит и транспортирует топливо, обеспечивает с необходимыми расходами и давлениями питание топливом камер двигателей, которые реализуют тягу и необходимый потребный импульс тяги в результате сжигания в камерах двигателя топлива, ускорения и выброса продуктов сгорания через сопла двигателей.

Система управления организует и обеспечивает всю процедуру реализации двигателем потребного импульса тяги: включает двигатель, следит за уровнем назначенных параметров, изменяет при необходимости режим работы, вовремя останавливает двигатель. Элементы системы управления ДУ также обеспечивают надежное хранение топлива в баках ДУ. Как видно, выполнение полетной задачи ЛА с ЖРДУ возможно лишь при тесном взаимодействии этих систем.

Каждая из систем, составляющая ДУ, может быть декомпозирована на подсистемы по их функциональному назначению. Пневмогидравлическая система выделяет из своего состава четыре независимые по функциональному назначению подсистемы  $K$ ,  $L$ ,  $M$ ,  $N$  (рис. 2.1). Подсистема наддува баков  $K$  обеспечивает подачу топлива из баков с необходимым давлением к потребителям путем замещения израсходованного топлива газом.

Подсистема топливных баков  $L$  обеспечивает хранение топлива в составе ДУ, его подачу на вход в насосы без разрывов сплошности, предотвращает нежелательное для ЛА явление волнообразования на поверхности раздела жидкость – газ и обеспечивает надежный многократный запуск двигателя в состоянии невесомости отделением газа наддува от жидкого топлива.

Подсистема топливоподачи  $M$  включает в свой состав ТНА и газогенераторы. Она повышает давление топлива, подаваемого в камеры двигателя, до требуемого уровня, обеспечивая тем самым планируемый удельный импульс тяги.

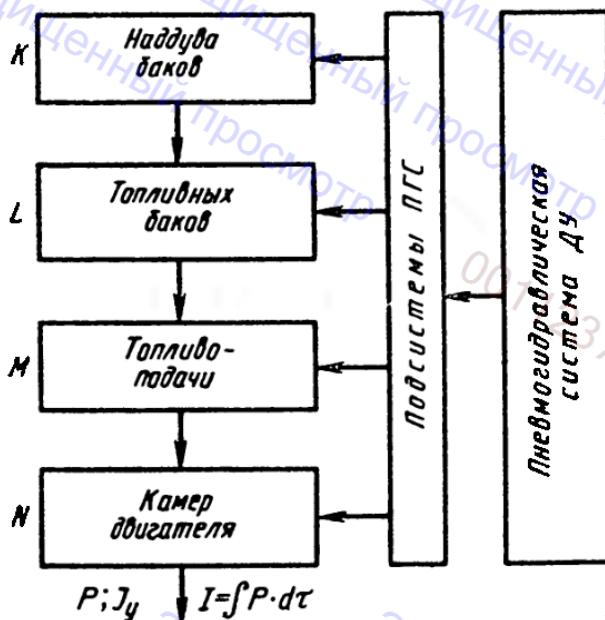


Рис. 2.1. Выделение пневмогидравлических подсистем ДУ из состава ПГС ДУ:  
K – N – индексы подсистем

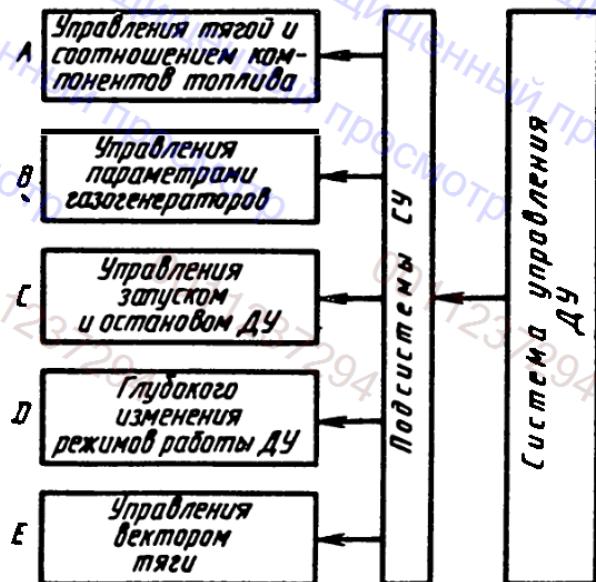


Рис. 2.2. Выделение подсистем управления ДУ из состава СУ ДУ:  
A – E – индексы подсистем

Подсистема камер двигателя  $N$  обеспечивает реализацию необходимой тяги  $P$  и потребного импульса тяги  $I = \int P dt$  при необходимой величине удельного импульса тяги  $J_y$ . На рис. 2.1 по вертикали стрелками показан порядок последовательности передачи функций от одной подсистемы к другой, который обеспечивает полный процесс функционирования ПГС ДУ. Функционирование ДУ возможно лишь при указанной на рис. 2.1 последовательности соединений подсистем между собой ( $K, L, M, N$ ) и исключает при синтезе состава ПГС другие последовательности их соединений.

Система управления ДУ выделяет из своего состава пять независимых по назначению подсистем  $A, B, C, D, E$  (рис. 2.2).

Наименование подсистем точно определяет их функции. Однако четкая взаимная функциональная связь между ними отсутствует. В большинстве случаев реализованных ДУ они автономны. Полной автономией обладает лишь подсистема глубокого изменения режимов работы ДУ вследствие особенностей ее реализации. Остальные подсистемы могут комбинировать свои функции.

Так, управление тягой и соотношением компонентов топлива в системах питания с дожиганием генераторного газа может быть реализовано с помощью управления параметрами газогенераторов. Подсистема управления запуском и остановом ДУ для обеспечения этих процессов может использовать регуляторы тяги камер двигателей. Подсистема управления вектором тяги может использовать регуляторы тяги основных камер для перераспределения расходов топлива, подаваемых в многокамерные ДУ. Возможны и другие комбинации использования подсистем управления в реальных ДУ, определяемые выбором вида, способом подачи топлива в камеру двигателя и законами управления, диктуемыми полетными задачами ЛА.

Как уже было сказано, в составе ЖРДУ обе рассматриваемые системы

(ПГС и СУ) слиты в единое целое. Принцип такого слияния можно наглядно представить с помощью установления характера их взаимодействия (рис. 2.3). Стрелками указано размещение агрегатов и элементов системы управления ДУ в подсистемах ПГС ДУ. Только подсистема запуска и останова ДУ размещает свои агрегаты во всех подсистемах ПГС. Остальные подсистемы СУ размещают свои агрегаты в одной или двух подсистемах ПГС. Особенностью рассматриваемого взаимодействия подсистем ЖРДУ являются обратные связи подсистем ПГС с подсистемами СУ. На рис. 2.3 одна из таких связей показана пунктиром. Она отвечает случаю, когда автономные камеры управления вектором тяги не имеют собственного ТНА, а питаются топливом от основного ТНА. Остальные обратные связи возможны при использовании регуляторами в качестве рабочих тел компонентов топлива или сжатых газов (на рис. 2.3 они не показаны). Из рисунка также определяется функциональное назначение каждой из систем, составляющих ДУ. Система управления ДУ воспринимает сигналы со стороны системы управления движением ЛА и обеспечивает их реализацию с помощью подсистем ПГС ДУ. Таким образом, ПГС ДУ выступает в качестве исполнительного органа СУ ЛА, обеспечивая его движение необходимой тягой и потребным импульсом тяги.

Приведенная структура ЖРДУ на уровне составляющих ее подсистем является обобщенной для всех возможных видов. В частных случаях она может видоизменяться. Например, при вытеснительной системе подачи топлива подсистемы топливных баков и агрегатов топливоподачи сливаются в единую систему топливоподачи, причем сливаются также функции подсистемы наддува баков и функции подсистемы управления тягой и соотношением компонентов топлива. Роль регулятора тяги в таких системах выполняет газовый редуктор наддува баков, а стабилизация соотношения

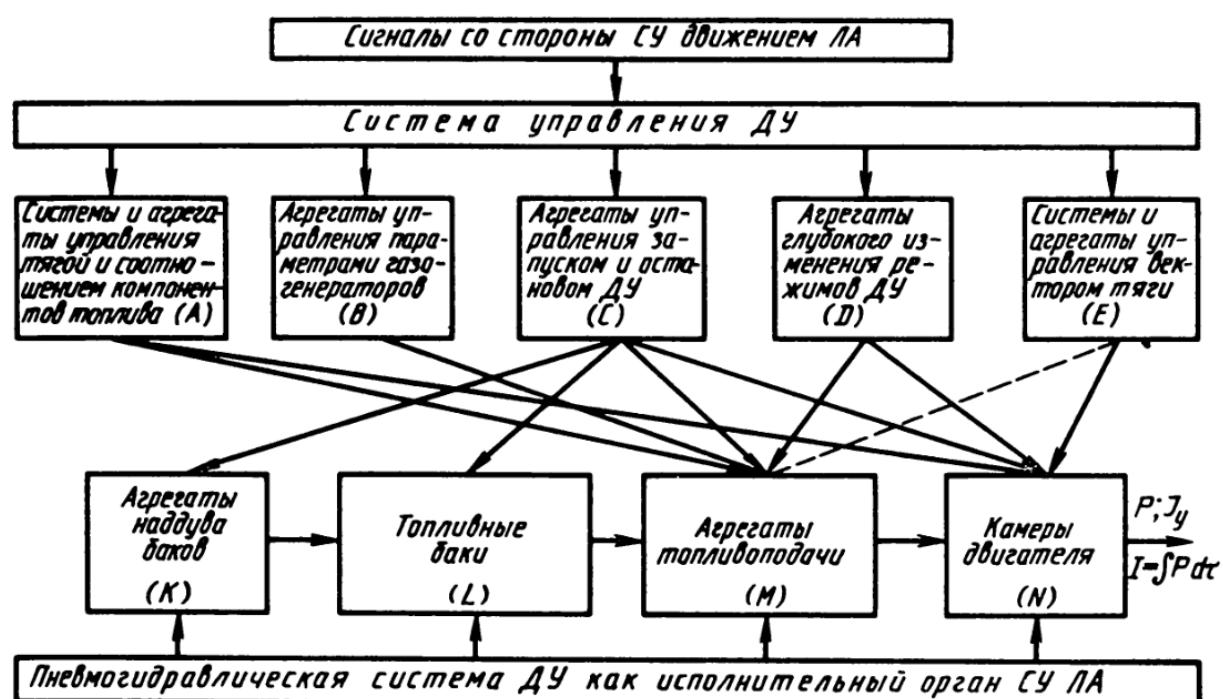


Рис. 2.3. Схема взаимодействия подсистем ДУ

компонентов топлива обеспечивается взаимной настройкой газовых редукторов наддува баков окислителя и горючего. Для однорежимной ЖРДУ в составе СУ могут быть включены только подсистемы управления запуском и остановом ДУ.

Таким образом, каждая конкретная ЖРДУ имеет конкретную структуру, определяемую выбором конкретных направлений классификации ЖРДУ, приведенной на рис. 1.1 – 1.5 и полученной из обобщенной структуры ЖРДУ (см. рис. 2.3) в виде ее частного случая.

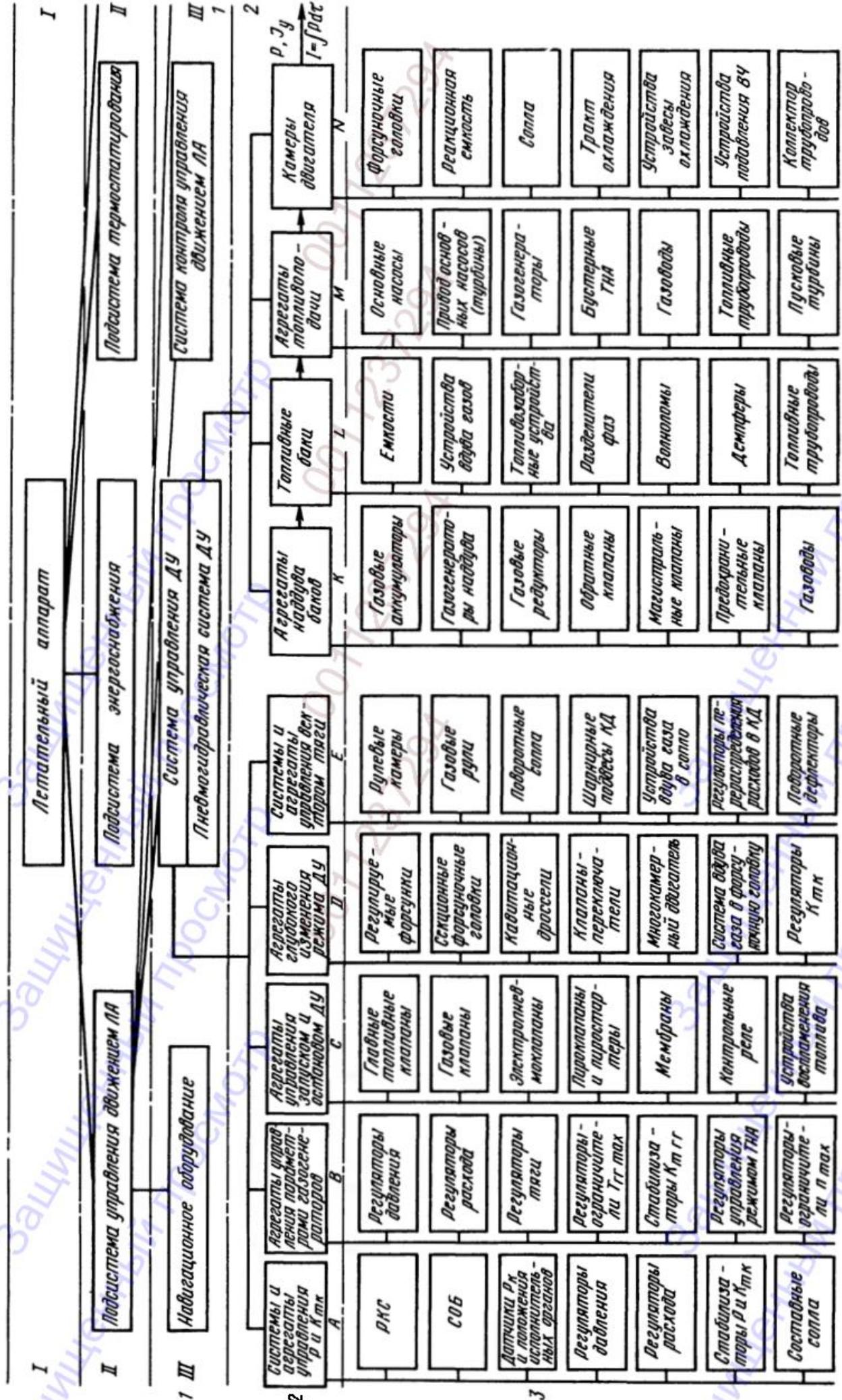
На рис. 2.4 приведена структура ЛА с ЖРДУ как сложной технической системы на трех уровнях ее декомпозиции. На высшем уровне этой структуры I (которая часто называется иерархической) ЛА рассматривается как единое целое. На уровне подсистем ЛА II по функциональному признаку выделяются основные его подсистемы: управления движением ЛА по заданной траектории полета, энергоснабжения, терmostатирования и другие. Каждая из этих подсистем может быть декомпозирована на составляющие ее элементы III. Например, подсистема управления движением ЛА включает в свой состав навигационное оборудование, ЖРДУ, систему контроля управления движением ЛА и другие элементы, обеспечивающие процесс функционирования ЛА. В иерархической структуре ЛА ЖРДУ занимает место элемента в подсистеме управления движением ЛА. Если навигационные элементы играют роль чувствительных элементов, а контрольная система обеспечивает обратную связь между фактической и заданной траекториями движения ЛА, то согласно общей теории автоматического управления ЖРДУ играет роль одновременно исполнительного органа и усилителя в этой системе управления. Сигналы рассогласования заданного и фактического движения ЛА воспринимаются системой управления ДУ и отрабатываются через ПГС основными и рулевыми камерами ЖРД.

Являясь в сложной системе ЛА элементом, ЖРДУ сама по себе является сложной технической системой. В обобщенном варианте ЖРДУ как сложная система разбивается на девять подсистем ( $A - N$ ), в каждой из которых имеется в свою очередь несколько типовых элементов. На рис. 2.4 высший уровень ДУ обозначен позицией 1, уровень подсистем – позицией 2, уровень элементов – позицией 3.

В свою очередь, каждый (или выборочно) элемент ДУ может рассматриваться как сложная система (например, ТНА). В этом случае для элемента вновь применяется декомпозиция, которая проводится до требуемого уровня оценки процесса функционирования агрегатов, сборочных единиц или их первичных элементов, составляющих рассматриваемый элемент ДУ как отдельную сложную техническую систему.

В иерархической структуре ЖРДУ на уровне 3 приведены лишь типичные элементы каждой подсистемы. Каждый уровень иерархической структуры на рис. 2.4 выделен штрихпунктирной линией.

В конкретных ДУ могут быть использованы один, несколько или все перечисленные элементы подсистем. В иерархическую структуру на уровне элементов ДУ могут быть внесены конкурентоспособные одинаковые по функциональному назначению элементы, отличающиеся различными пока-



**Рис. 2.4.** Декомпозиция ЛА с ЖРДУ как сложной технической системы на уровне подсистем и ее элементов:  
 I – уровень системы ЛА; II – уровень подсистем ЛА; III – уровень элементов ЛА;  
 1 – уровень системы ЖРДУ; 2 – уровень подсистем ЖРДУ; 3 – уровень элементов ЖРДУ;  
 $A - E$ ;  $K - N$  – индексы подсистем

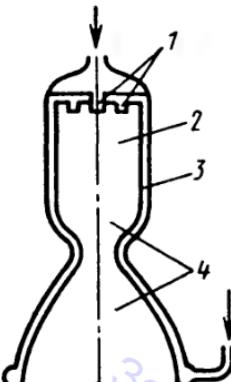
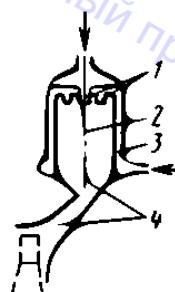
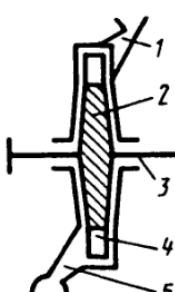
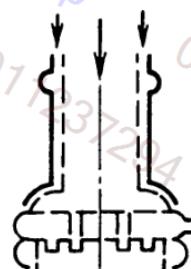
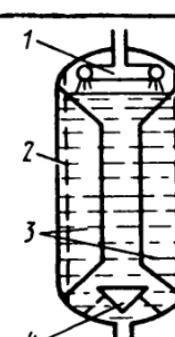
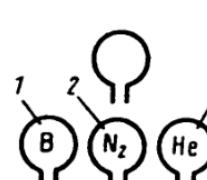
зателями. При наличии информации об этих показателях в численном выражении (эффективности применения в ДУ, надежности, массе, стоимости изготовления и других), можно ставить и решать многокритериальные многопараметрические оптимальные задачи синтеза состава ДУ. Эти задачи могут быть решены путем определения оптимальных сочетаний вариантов различных показателей элементов, удовлетворяющих одному или одновременно нескольким критериям оптимальности. В этом состоит основной практический смысл применения метода построения иерархических структур ЖРДУ. Для некоторых типов ДУ алгоритмы решения оптимальных задач приведены в работе [11]. Для общего случая задачи целенаправленного синтеза оптимального состава ДУ находятся в стадии разработок.

Применение системного подхода для анализа (т.е. для установления классификационных признаков ДУ по составляющим ее подсистемам и элементам) и синтеза состава ДУ (т.е. для проектирования необходимых подсистем и их элементов, отвечающих заданным классификационным признакам) предполагает совместное активное использование конкретных сочетаний классификационных признаков, технических требований и иерархической структуры ДУ.

В инженерной практике анализ состава ДУ сводится к чтению чертежа, а синтез – к его составлению. Поскольку агрегаты и элементы являются достаточно сложными, то чертеж ДУ устанавливает лишь связи между ними, а для изображения агрегатов и элементов обычно применяют их условные графические образцы. В этом случае такой чертеж называют пневмогидравлической схемой ДУ.

Графические образы основных агрегатов и элементов пневмогидравлических систем и систем управления ДУ, принятые для их изображений в пневмогидравлических схемах ДУ, приведены в табл. 2.1. В этой таблице показаны условные графические обозначения основных агрегатов ДУ и их составляющих элементов из перечня, приведенного на рис. 2.4 для уровня элементов ДУ (поз. 3).

Таблица 2.1

Основные агрегаты подсистем ПГС ДУ			
Обозначение	Наименование	Обозначение	Наименование
	<p>Камера двигателя:</p> <p>1 – форсуночная головка;      2 – реакционная емкость (камера сгорания камеры);      3 – тракт охлаждения;      4 – сопло</p>		<p>Насос (ступень насосного агрегата)</p> <p>1 – лопаточное колесо      2 – входное устройство      3 – диффузор</p>
	<p>Газогенератор:</p> <p>1 – форсуночная головка      2 – реакционная емкость      3 – тракт охлаждения      4 – газовод</p>		<p>Газовод неохлаждаемый</p>
	<p>Основная турбина:</p> <p>1, 5 – газоводы      2 – диск      3 – вал      4 – лопаточный венец</p>		<p>Газовод охлаждаемый (с пористыми стенками)</p>
	<p>Гидротурбина</p>		<p>Утилизационное сопло</p>
	<p>Пусковая турбина</p>		<p>Топливный бак:</p> <p>1 – устройства ввода газа      2 – сетчат. экран      3 – волноломы      4 – топливозаборное устройство</p>
			<p>Газовый аккумулятор:</p> <p>1 – воздушный      2 – азотный      3 – гелиевый</p>

## Основные агрегаты подсистем ПГС ДУ

Автоматические регуляторы		Элементы СУ ДУ	
Обозначение	Наименование	Обозначение	Наименование
	Регулятор ка- жущейся ско- рости		Дискретный уровнемер
	Система опорожне- ния баков		
	Регулятор режима работы двигателя (тяги)		Рулевая (поворот- ная) камера двигателя
	Стабилизатор соот- ношения компонен- тов топлива		ЖРДМТ
	Регулятор расхода		Поворотное сопло (в одной плоскос- ти)
	Демпфер-гаситель колебаний		Поворотное сопло (в двух взаимно перпендикулярных плоскостях)
	Газовый редуктор и его упрощенное (символическое) изображение		Реверсивный элек- тродвигатель
			Дроссель регулято- ра (исполнительный орган)

## Агрегаты и элементы конечных автоматов

## Контрольные устройства

Обозначение	Наименование	Обозначение	Наименование
	Главный топливный клапан (с пневмоприводом)		Реле давления нормально разомкнутое
	Пусковой нормально закрытый клапан (с пневмоприводом)		Реле давления нормально замкнутое
	Клапан останова норм. открытый (с пневмоприводом)		Реле времени
	Топливный заправочно-дренажный клапан (с пневмоприводом)		Электромагнитное реле
	Мембрана свободного прорыва		Контрольный прибор
	Мембрана принудительного прорыва		Арматура ПГС
	Обратный клапан		Дренажная горловина
	Предохранительный клапан		Заправочно-дренажная горловина
<b>Приводные устройства</b>			
	Механические (настроечный винт)		Запорный вентиль
	Пневматические (гидравлические двухпозиционные)		Фильтр
	Пневматические (гидравлические трехпозиционные)		Дроссельная шайба
	Электромагнитные		
	Пиротехнические		Пиростартер

П р и м е ч а н и е.  $p_{\text{из}}$  и  $p_{\text{ком}}$  – измеряемое и командное давления;  $p_0$  и  $p_{\Gamma}$  – давления окислителя и горючего;  $p_{\text{ак}}$ ,  $p_{\text{п}}$  – давления в аккумуляторе, в системе подачи;  $\psi_{\text{ком}}$  – командный сигнал управления

В качестве примера на рис. 2.5 показана принципиальная пневмогидравлическая схема гипотетической ДУ, составленная из подсистем и элементов иерархической обобщенной структуры ДУ, приведенных на рис. 2.4 с помощью условных обозначений табл. 2.1. На этом рисунке иерархические уровни ПГС выделены штрихпунктирными линиями.

На основании приведенной в гл. 1 классификации и технических требований к ЖРДУ двигательную установку, показанную на рис. 2.5, можно классифицировать следующим образом.

По назначению ЖРДУ может принадлежать к двигателям первой или второй ступени носителя ЛА, так как управление тягой и соотношением

**Рис. 2.5. Принципиальная пневмогидравлическая схема гипотетической ЖРДУ с выделением в ней подсистем и размещением типовых элементов:**

1 – газовый клапан останова с пиротехническим приводом; 2, 15, 41 – дренажные горловины; 3 – газовый клапан аварийного сброса с пиротехническим приводом; 4 – газовый аккумулятор; 5 – заправочный вентиль; 6 – заправочная горловина; 7 – газовый пусковой клапан с пиротехническим приводом; 8 – газовый редуктор; 9 – обратные клапаны; 10 – мембранны; 11 – устройства ввода газов; 12 – волноломы; 13 – заборные устройства; 14 – демпферы; 16, 40 – дренажные вентили; 17, 39 – заправочно-дренажные горловины; 18, 38 – топливные заправочно-дренажные клапаны с пневмоприводами; 19 – газогенератор; 20 – турбина ТНА; 21 – пусковой клапан горючего с пневматическим приводом; 22 – насос горючего; 23 – главный клапан горючего с пневматическим приводом; 24 – регулятор тяги (РКС); 25 – трубопроводы; 26 – форсуночная головка камеры; 27 – реакционная емкость камеры; 28 – тракт охлаждения камеры; 29 – шарнирный подвес камеры; 30 – сопло камеры; 31 – газовод; 32 – регулятор системы опорожнения баков (СОБ); 33 – главный клапан окислителя с пневматическим приводом; 34 – насос окислителя с механическим редуктором; 35 – пусковой клапан окислителя с пневматическим приводом; 36 – стабилизатор соотношения компонентов топлива газогенератора; 37 – пусковое устройство с пироэспламенителем; *K* – подсистема наддува баков; *L* – подсистема топливных баков; *M* – подсистема топливоподачи; *N* – подсистема камер двигателя

В качестве примера на рис. 2.5 показана принципиальная пневмогидравлическая схема гипотетической ДУ, составленная из подсистем и элементов иерархической обобщенной структуры ДУ, приведенных на рис. 2.4 с помощью условных обозначений табл. 2.1. На этом рисунке иерархические уровни ПГС выделены штрихпунктирными линиями.

На основании приведенной в гл. 1 классификации и технических требований к ЖРДУ двигательную установку, показанную на рис. 2.5, можно классифицировать следующим образом.

По назначению ЖРДУ может принадлежать к двигателям первой или второй ступени носителя ЛА, так как управление тягой и соотношением

**Рис. 2.5. Принципиальная пневмогидравлическая схема гипотетической ЖРДУ с выделением в ней подсистем и размещением типовых элементов:**

1 – газовый клапан останова с пиротехническим приводом; 2, 15, 41 – дренажные горловины; 3 – газовый клапан аварийного сброса с пиротехническим приводом; 4 – газовый аккумулятор; 5 – заправочный вентиль; 6 – заправочная горловина; 7 – газовый пусковой клапан с пиротехническим приводом; 8 – газовый редуктор; 9 – обратные клапаны; 10 – мембранны; 11 – устройства ввода газов; 12 – волноломы; 13 – заборные устройства; 14 – демпферы; 16, 40 – дренажные вентили; 17, 39 – заправочно-дренажные горловины; 18, 38 – топливные заправочно-дренажные клапаны с пневмоприводами; 19 – газогенератор; 20 – турбина ТНА; 21 – пусковой клапан горючего с пневматическим приводом; 22 – насос горючего; 23 – главный клапан горючего с пневматическим приводом; 24 – регулятор тяги (РКС); 25 – трубопроводы; 26 – форсуночная головка камеры; 27 – реакционная емкость камеры; 28 – тракт охлаждения камеры; 29 – шарнирный подвес камеры; 30 – сопло камеры; 31 – газовод; 32 – регулятор системы опорожнения баков (СОБ); 33 – главный клапан окислителя с пневматическим приводом; 34 – насос окислителя с механическим редуктором; 35 – пусковой клапан окислителя с пневматическим приводом; 36 – стабилизатор соотношения компонентов топлива газогенератора; 37 – пусковое устройство с пироэспламенителем; *K* – подсистема наддува баков; *L* – подсистема топливных баков; *M* – подсистема топливоподачи; *N* – подсистема камер двигателя

компонентов топлива двигателя осуществляется с помощью РКС и СОБ, а в составе подсистемы  $N$  размещен многокамерный двигатель.

По условиям эксплуатации – это двигательная установка однократного включения, так как пусковое устройство имеет один пиростартер (для последней ступени носителя требуется двух-, трехкратное включение).

По способу подачи топлива – это насосная система с питанием турбины основными компонентами топлива без дожигания.

Топливо высококипящее, самовоспламеняющееся, так как в пневмо-гидравлической системе не содержится агрегатов захолаживания, баки не теплоизолированы, в камерах двигателя и газогенераторе отсутствуют устройства для воспламенения топлива.

В общем случае применение системного подхода к разработке ЖРДУ предполагает использование поэтапной итерационной процедуры, схема которой приведена на рис. 2.6. Исходные данные для разработки ЖРДУ сформированы разработчиком ЛА и изложены в техническом задании. В нем как минимум должны быть указаны назначение ДУ на ЛА, условия эксплуатации, тяга, суммарный потребный импульс тяги, основные габаритные ограничения и ограничения по массе.

На этапе I разработчик ДУ на основе анализа общих требований определяет по классификации способ подачи и вид топлива (см. рис. 1.4 и 1.5). На этапе II анализируются конкретные специфические требования к ДУ, определяющие ее назначение и конкретные условия эксплуатации. На этапе III разработчик обращается к обобщенной иерархической структуре ДУ (см. рис. 2.4) и выбирает необходимый состав подсистем (этап IV) и их элементы (этап V), выстраивая тем самым конкретную иерархическую структуру разрабатываемой двигательной установки. На основании этой структуры вычерчивается схема ПГС ДУ, в которой устанавливаются все необходимые взаимосвязи между подсистемами, агрегатами и их элементами.

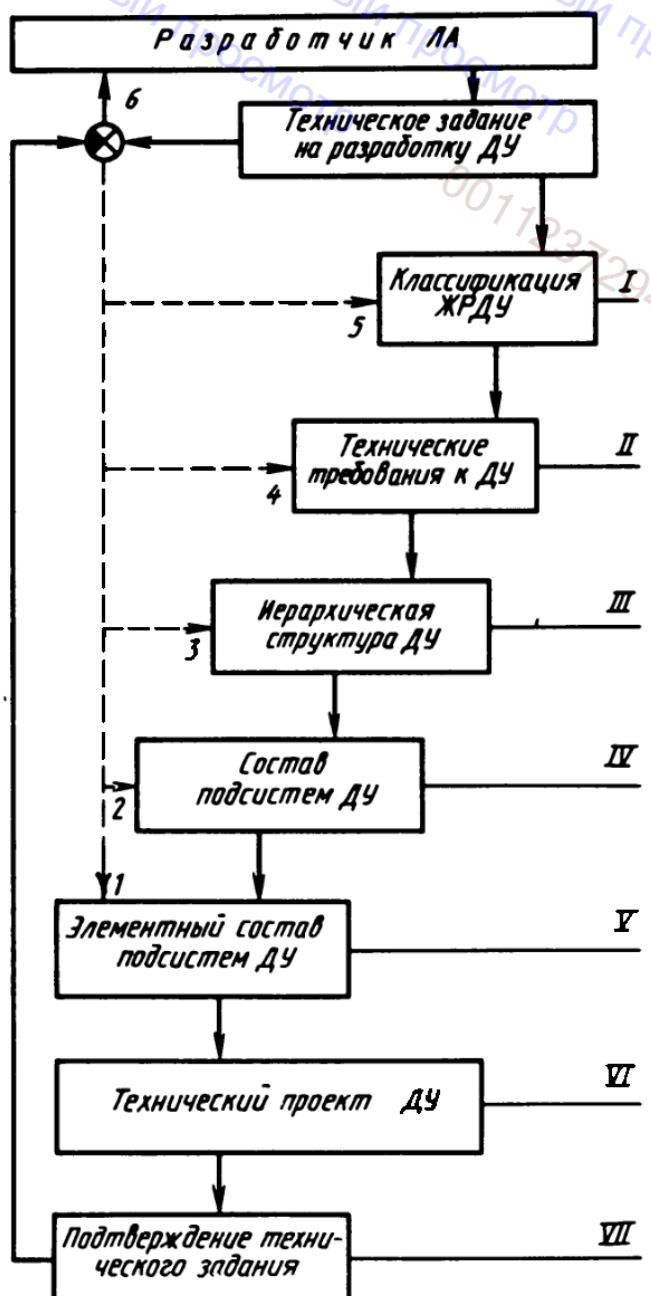


Рис. 2.6. Процедура разработки ПГС ДУ

тами, что позволяет сформировать технические задания на их проектирование и получить ориентировочные характеристики (расчетным способом или испытанием макетных образцов или их аналоговых моделей). Этим по существу заканчивается прямой путь разработки технического проекта ДУ (этап VI). Однако успех этой разработки может быть оценен только после подтверждения технического задания и соответствия ему свойств и характеристик выполненного варианта проекта ДУ (этап VII). На предварительной стадии разработки ДУ такое подтверждение целесообразнее всего получить путем испытания математических моделей процесса функционирования ДУ, которые составляются разработчиком параллельно с формированием технического проекта. На более поздних этапах разработки проводятся модельные и огневые испытания макетных или опытных образцов ДУ.

Результаты испытаний сравниваются с техническим заданием и передаются (по обратной связи 6) разработчику ЛА. Анализируя полученные результаты, разработчик ЛА может внести изменения в техническое задание или подтвердить его первоначальный вариант.

В случае расхождения полученных результатов испытаний с техническим заданием разработчик ДУ в первую очередь возвращается к этапу V (по обратной связи 1), пытаясь за счет изменения свойств элементов подсистем ДУ устранить имеющиеся расхождения. Если это не удается, то разработчик ДУ возвращается к этапу IV (по обратной связи 2), добиваясь устранения расхождений путем изменения свойств и характеристик подсистем ДУ. Если и это не помогает, то должна быть изменена иерархическая структура ДУ (обратная связь 3 с этапом III). Предположим, что и третья коррекция разработок не приносит ожидаемого результата. Это означает, что имеющимися техническими средствами (они закладываются в разработку на этапах I и II) задание реализовать невозможно. В этом случае либо надо искать новые решения, либо изменять техническое задание.

К этапу II (обратная связь 4) разработчик обращается или для проверки соответствия технических требований разработанному проекту, или для их дополнения, если получены новые результаты. Обращение к этапу I (обратная связь 5) также происходит в случае получения новых результатов, принципиально отличающихся от известных.

Таким образом, по мере накопления опыта разработок конкретных ДУ пополняется банк данных, способный совершенствовать как принципы классификации, так и технические требования к ЖРДУ. Приведенную процедуру разработки ДУ можно положить в основу системы автоматизированного проектирования ЖРДУ.

## 2.1.2 РАССТАНОВКА АГРЕГАТОВ УПРАВЛЕНИЯ В ЖРДУ И ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПГС ДУ

Рассмотрим расстановку агрегатов управления и организацию процесса функционирования на примере простейшей ЖРДУ с вытеснительной системой подачи топлива и газовым аккумулятором давления. На рис. 2.7 пока-

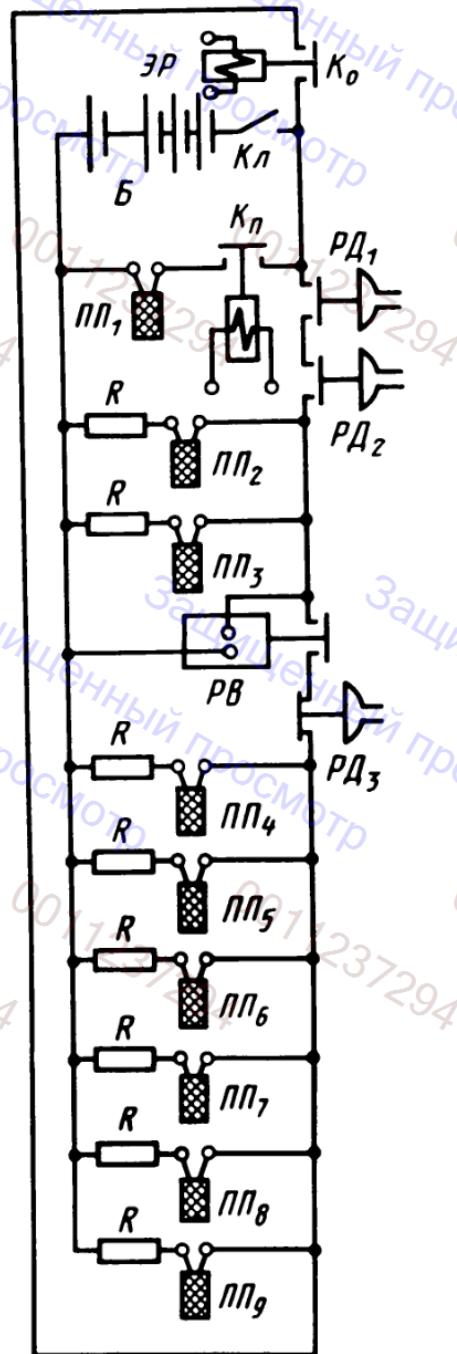
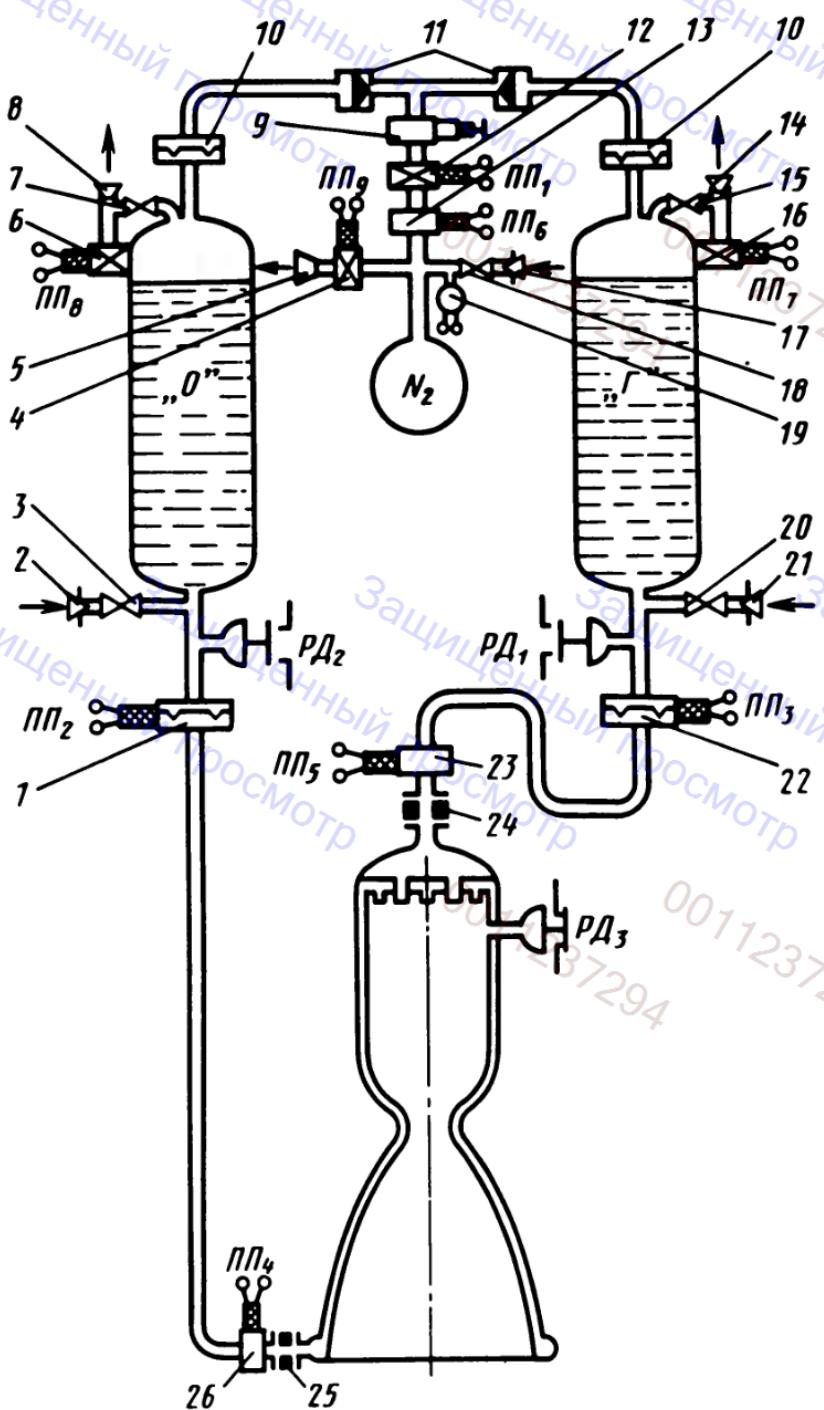


Рис. 2.7. Расстановка агрегатов управления в ЖРДУ с вытеснительной системой подачи топлива:

1, 22 – мембранные принудительного прорыва; 2, 17, 21 – заправочные горловины; 3, 7, 15, 18, 20 – заправочные вентили; 4, 6, 12, 16 – нормально закрытые газовые клапаны с пиротехническим приводом; 5, 8, 14 – дренажные горловины; 9 – газовый редуктор; 10 – мембранные свободного прорыва; 11 – обратные клапаны; 13, 23, 26 – нормально открытые клапаны останова с пиротехническим приводом; 19 – бортовой контрольный прибор; 24, 25 – сменные дроссельные шайбы

Рис. 2.8. Принципиальная электрическая схема коммутации пиротехнических приводов и агрегатов автоматики ДУ с вытеснительной системой подачи топлива:

Б – батарея аккумуляторов; Кл – ключ питания; К<sub>п</sub> – кнопка пуска; К<sub>о</sub> – кнопка останова; РД – реле давления; РВ – реле времени; ПП – пиропатроны; ЭР – электромагнитное реле

зана такая ДУ с необходимыми агрегатами управления, обеспечивающими заправку топливом и газом ДУ, однократное включение двигателя после длительного хранения, поддержание заданного режима работы, аварийный и преднамеренный останов двигателей.

Заправка топливом ДУ производится через заправочные горловины 2 и 21 при открытых вентилях 3, 20, 7 и 15. При этом воздух и пары топлива стравливаются через дренажные горловины баков 8 и 14. После окончания заправки компонентами топлива, все вентили закрываются и надежно контролятся. Хранение топлива в баках без контактов вне камеры двигателя жидкой и газовых фаз топлива обеспечивается применением на магистралях топлива мембран 1 и 22, а на магистралях наддува – мембран 10.

Заправка газом аккумулятора производится через горловину 17 при открытом вентиле 18. Бортовой контрольный прибор 19 используется при хранении ДУ в широком температурном диапазоне в условиях наземного базирования ЛА. Перед запуском ДУ оператор включает бортовой источник питания (батарею электрических аккумуляторов Б) ключом Кл (рис. 2.8). По команде "Пуск" при нажатии оператором с помощью дистанционного управления кнопки  $K_p$  подается напряжение на запальное устройство пиропатрона ПП<sub>1</sub>. При срабатывании ПП<sub>1</sub> открывается газовый клапан 12 (см. рис. 2.7) через который газ из аккумулятора давления, проходя через редуктор 9 и обратные клапаны 11, попадает в магистраль наддува баков. При увеличении давления в магистрали до  $(5 - 6) \cdot 10^5$  Па мембранны 10 прорываются и позволяют газу наддува втекать в баки. Мембранны свободного прорыва, выполненные из мягкого алюминиевого сплава типа АМц-М толщиной 1 мм, имеют неполную кольцевую насечку диаметром, равным внутреннему размеру трубопровода. Естественно, что одна из мембран может открываться раньше другой и в баках в какой-то момент могут быть разные давления. Чтобы при такой ситуации не произошло контактов паров, в магистрали наддува установлены обратные клапаны 11, предотвращающие перетекание паров топлива из газовых подушек баков. Двигатели с вытеснительной системой подачи топлива запускаются при номинальном давлении подачи, т.е. наиболее быстро из всех возможных вариантов. Возрастание давления в баках контролируется с помощью реле давлений РД<sub>1</sub> и РД<sub>2</sub>, контакты которых в нормальном состоянии разомкнуты и замыкаются при достижении номинального уровня давления. С момента замыкания последнего реле напряжение от источника питания подается на запальные устройства пиропатронов ПП<sub>2</sub> и ПП<sub>3</sub>, срабатывание которых приводит к вскрытию мембран принудительного прорыва 1 и 22 (см. рис. 2.7). Эти мембранны выполнены аналогично мембранным свободного прорыва, но имеют толщину 3 мм.

После вскрытия мембранны топливо по трактам топливоподачи поступает через форсуночную головку в камеру двигателя, где самовоспламеняется (или воспламеняются с помощью постороннего источника). С момента начала воспламенения топлива давление в камере двигателя быстро растет. Реле давления РД<sub>3</sub>, контакты которого в нормальном состоянии замкну-

ты, настраивается на срабатывание при достижении номинального давления в камере (или 90 % от его номинального уровня). С момента замыкания последнего реле (РД<sub>1</sub> или РД<sub>2</sub>) включается реле времени РВ, контакты которого в нормальном состоянии разомкнуты. Реле времени настраивается на время срабатывания заведомо большее, чем планируемое время достижения номинального уровня давления в камере двигателя (2 – 3 с). Если реле времени замыкает свои контакты при разомкнутых контактах реле давления РД<sub>3</sub>, то двигатель продолжает свою работу. Если реле времени замыкает свои контакты при замкнутых контактах реле давления РД<sub>3</sub> (за планируемое время двигатель не вышел на нормальный режим работы), то включается питание запальных устройств пиропатронов ПП<sub>4</sub> – ПП<sub>9</sub>. Срабатывание этих пиропатронов приводит к прекращению подачи топлива в двигатель (см. рис. 2.7), так как закрываются клапаны 23 и 26: к прекращению подачи наддува газа в баки, так как закрывается газовый клапан 13; к сбросу давления из аккумулятора и газовых подушек баков через открывшиеся клапаны 4, 6 и 16. В результате происходит аварийный останов двигателя. Преднамеренный останов двигателя можно обеспечить нажатием кнопки останова К<sub>0</sub> системой дистанционного привода электромагнитного реле ЭР со стартовой позиции или с пульта управления полетом ЛА.

Если запуск прошел нормально и двигатель вышел на планируемый режим работы, то поддержание этого режима обеспечивается постоянным давлением подачи топлива из баков. Точность поддержания этого давления определяется статической характеристикой газового редуктора, которая однозначно связывает изменение давления на выходе с изменением давления в аккумуляторе. Поэтому при проектировании газового редуктора для вытеснительной системы подачи топлива, где газовый редуктор играет роль стабилизатора тяги, необходимо предусматривать систему компенсации статической ошибки, которая свойственна редуктору как регулятору прямого действия.

Оптимальное и постоянное во времени соотношение компонентов топлива обеспечивается настроичными сменными шайбами 24 и 25 (см. рис. 2.7), которые по условиям наземного хранения ДУ должны заменяться при изменении температуры окружающей среды (т.е. при смене времен года). В связи с этим настроичные шайбы иногда называют "сезонными", а в конструкции ПРС должны быть предусмотрены соответствующие разъемы.

Рассмотрим теперь расстановку агрегатов управления и организацию процесса функционирования ЖРДУ для двигателя с насосной системой подачи топлива.

На рис. 2.9. приведена принципиальная пневмогидравлическая схема ДУ с насосной системой подачи топлива без дожигания. Агрегаты управления в этой ЖРДУ должны обеспечивать заправку топливом и газом ДУ, длительное хранение ДУ в заправленном состоянии, запуск ДУ, стабилизацию режима работы, перевод двигателя на новый режим работы, аварийный или преднамеренный останов двигателя. Процедура заправки топливом

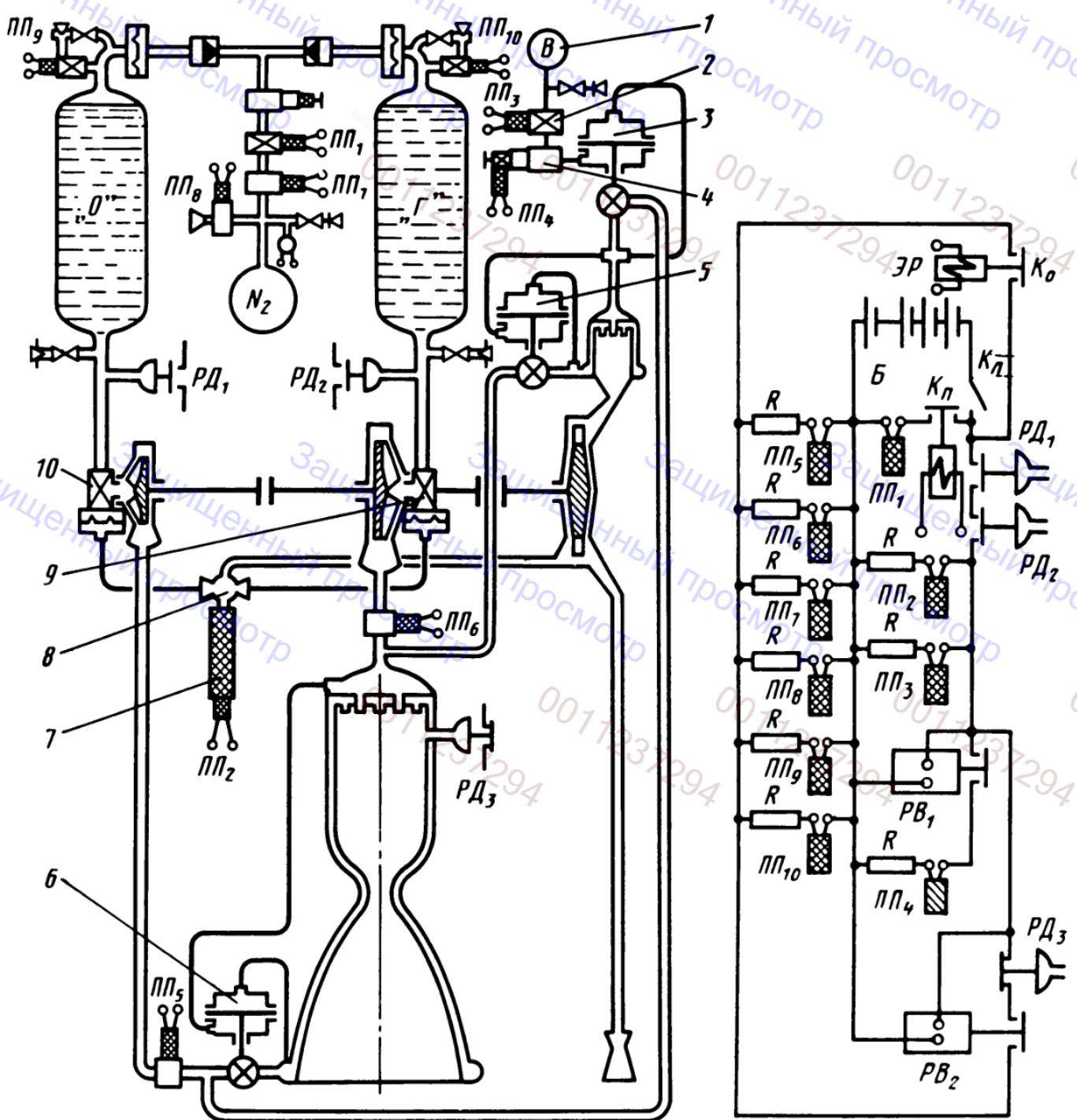


Рис. 2.9. Расстановка агрегатов управления в ЖРДУ с насосной системой подачи топлива:

1 – автономный газовый аккумулятор командного воздуха; 2 – пусковой газовый клапан; 3 – регулятор тяги; 4 – командный редуктор регулятора тяги; 5 – стабилизатор соотношения компонентов топлива газогенератора; 6 – стабилизатор соотношения компонентов топлива в камере двигателя; 7 – пиростартер; 8 – распределитель расхода; 9 – пусковой клапан горючего; 10 – пусковой клапан окислителя

Рис. 2.10. Принципиальная электрическая схема коммутации пиротехнических приводов и агрегатов автоматики ДУ с насосной системой подачи топлива:

Б – батарея аккумуляторов; Кл – ключ питания; Кп – кнопка пуска; Ко – кнопка останова; РД – реле давления; РВ – реле времени; ПП – пиропатроны; ЭР – электромагнитное реле

и газом ДУ такая же, как и для ДУ с вытеснительной системой подачи топлива. В равной степени подобен состав и размещение баковой арматуры и арматуры системы наддува.

Процесс длительного хранения ДУ также обеспечивается установкой в ПГС мембран свободного и принудительного прорыва. Отличие состоит лишь в том, что в рассматриваемом случае исключены "сезонные" шайбы, которые заменил автоматический стабилизатор соотношения компонентов топлива в камере двигателя (поз. 6 на рис. 2.9).

Запуск ДУ с насосной системой подачи топлива также начинается с предварительного включения электрического питания (рис. 2.10) от бортовых аккумуляторов Б электрической системы управления ДУ ключом Кл. По команде "Пуск" при нажатии оператором с помощью дистанционного управления кнопки Кп подается напряжение на запальное устройство пиропатрона ПП<sub>1</sub>, открывается газовый клапан системы наддува баков, происходит прорыв мембран, заполнение газом наддува газовых подушек баков и повышение давления в них. Реле давления РД<sub>1</sub> и РД<sub>2</sub> в ДУ с насосной системой подачи топлива настраиваются на срабатывание от низкого давления, но достаточного для бескавитационной работы насосов. С момента замыкания контактов последнего реле электрический сигнал подается на пиропатрон ПП<sub>2</sub> запального устройства пиростартера 7 (см. рис. 2.9) и ПП<sub>3</sub> пиротехнического привода газового клапана подачи командного воздуха через редуктор 4 в регулятор тяги 3. В результате срабатывания пиростартера ротор ТНА приводится в движение, а дроссель регулятора 3 устанавливается в полностью открытое положение. Газ пиростартера, прежде чем попасть на пусковое сопло турбины, проходит через распределитель расхода 8, где установлены три сопла, которые распределяют расходы газа на турбину и в замкнутые полости мембран принудительного прорыва пусковых клапанов горючего 9 и окислителя 10. Размеры сопел распределителя расходов подбираются так, чтобы вскрытие мембран принудительного прорыва происходило при определенной частоте вращения ротора ТНА.

Таким образом, начальный этап увеличения частоты вращения ротора ТНА происходит без топлива, а вскрытие мембран принудительного прорыва должно быть обеспечено при такой частоте вращения ротора ТНА, которая еще допускает безаварийную работу уплотнений и подшипников насосов. После открытия пусковых клапанов 9 и 10 топливо подается через форсунки в камеру и газогенератор. По мере возрастания давления подачи топлива в газогенератор увеличивается темп частоты вращения ротора ТНА и в этом темпе возрастают расходы в камеру двигателя, в которой соответственно увеличивается давление. Таким образом, запуск ЖРДУ с насосной системой подачи топлива соответствует темпу увеличения частоты вращения ротора ТНА.

Блокировка аварийных ситуаций при запуске предотвращается в результате совместной работы реле давления РД<sub>3</sub> и реле времени РВ<sub>2</sub> (см. рис. 2.10). Реле РВ<sub>2</sub> при своей настройке учитывает темп увеличения часто-

ты вращения ротора ТНА, и время задержки его срабатывания составляет 3 – 5 с. Срабатывание РВ<sub>2</sub> при разомкнутых контактах РД<sub>3</sub> соответствует планируемому выходу двигателя на режим, а при замкнутых контактах РД<sub>3</sub> вызывает аварийный останов двигателя путем подачи электрического сигнала на срабатывание пиропатронов ПП<sub>5</sub> – ПП<sub>10</sub>, которые прекращают подачу топлива в камеру двигателя и газогенератор, прекращают наддув баков и сбрасывают давление из всех емкостей ДУ. Преднамеренный останов двигателя может быть обеспечен нажатием кнопки останова К<sub>0</sub> системой дистанционного привода электромагнитного реле ЭР со стартовой позиции или с пульта управления полетом ЛА.

На установившемся режиме работы стабилизация тяги двигателя происходит с помощью регулятора тяги 3, стабилизация соотношения компонентов топлива в камере двигателя – с помощью стабилизатора 6 (см. рис. 2.9), а в газогенераторе – стабилизатора 5.

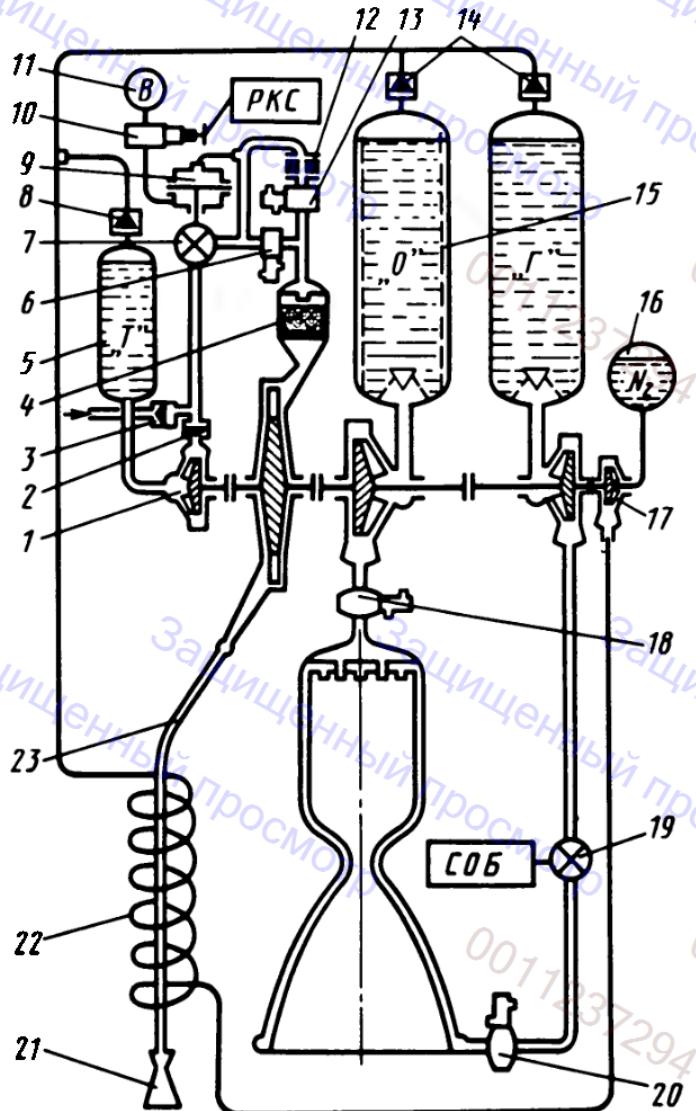
Поскольку двигательной установкой реализуются два режима работы, то в ее электрической схеме управления устанавливается реле времени РВ<sub>1</sub>, время задержки срабатывания которого настраивается на время работы первого режима ( $\approx 15 – 30$  с). По истечении этого времени замыкание контактов РВ<sub>1</sub> вызывает срабатывание пиротехнического привода ПП<sub>4</sub>, перестраивающего командный редуктор 4 (см. рис. 2.9) регулятора тяги на новый пониженный режим работы, который далее сохраняется до конца полета ЛА.

В заключение настоящего раздела следует сделать следующее пояснение к изображению принципиальных электрических схем коммутаций элементов автоматики ЖРДУ (см. рис. 2.8 и 2.10). На этих схемах практически все пиропатроны к одной из линий электрического питания присоединены через дополнительные резисторы, изображенные в виде прямоугольника с индексом  $R$ . Это обстоятельство вызвано тем, что запальные устройства пиропатронов представляют собой электрическую спираль нагрева, которая в результате сгорания пирозаряда разрушается, а ее остатки с разными полюсами постоянного тока электропитания могут оказаться плотно прижатыми к металлическому корпусу пиропатрона. Такая ситуация вызывает короткое замыкание в электрической сети, что приводит к выводу ее из строя. Дополнительные резисторы препятствуют короткому замыканию, но увеличивают энергопотребление. Пиропатроны ПП<sub>1</sub> не требуют дополнительных резисторов, так как после отпускания кнопки пуска К<sub>п</sub> эта цепь обесточивается.

### 2.1.3. НАСОСНЫЕ СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ БЕЗ ДОЖИГАНИЯ

В качестве рабочего тела для питания турбин используется либо специальное топливо, либо основное топливо, реагирующее в газогенераторе с избытком одного из компонентов.

Вначале рассмотрим систему подачи с автономным топливом для питания турбины рабочим телом (рис. 2.11). Таким топливом является уни-



**Рис. 2.11. Насосная система подачи с автономным топливом для питания турбины рабочим телом:**

1 – насос автономного топлива для питания турбины; 2 – обратный клапан насоса автономного топлива; 3 – обратный клапан пусковой системы; 4 – газогенератор с твердым катализатором; 5 – бак с автономным топливом; 6 – главный топливный клапан компонента "Т"; 7 – исполнительный орган регулятора тяги; 8 – обратный газовый клапан; 9 – регулятор тяги; 10 – командный редуктор регулятора тяги; 11 – автономный газовый аккумулятор; 12 – дроссельная шайба предварительной ступени запуска; 13 – клапан предварительной ступени запуска; 14 – обратные клапаны топливных баков; 15 – сетчатый экран; 16 – бак жидкого азота; 17 – насос жидкого азота; 18 – главный клапан окислителя с пневматическим приводом; 19 – исполнительный орган СОБ; 20 – главный клапан горючего с пневматическим приводом; 21 – сверхкритический насадок; 22 – теплообменник; 23 – газовод

тарное топливо, способное к разложению в присутствии катализатора. Это либо перекись водорода, либо гидразин.

Автономное топливо для питания турбины (обозначим его индексом "Т") размещено в баке 5 и подается насосом 1 в газогенератор 4. На маршевом режиме компонент "Т" дозируется исполнительным дросселем 7 регулятора тяги 9. Регулятор выполнен по схеме прямого действия (без усилиеля) и управляет от командного газового редуктора 10, питание которого происходит от автономного газового аккумулятора 11. Настройкой командного редуктора управляет система регулирования текущейся скорости. Изменение расхода компонента "Т" приводит к изменению частоты вращения ротора ТНА и к соответствующему изменению расходов окислителя и горючего, подаваемых в камеру двигателя, т.е. тяги двигателя. Отклонение тяги от номинального уровня регламентировано допусками отклонениями (примерно 4 – 5 %), в пределах изменения которых удельный импульс тяги двигателя изменяется незначительно. Те же соображения положены в основу управления соотношением компонентов топлива с помощью дросселя 19 регулятором СОБ, который в процессе обеспечения планируемой конечной массы ЛА не должен приводить к значительному отклонению соотношения компонентов в камере относительно оптимального значения.

Запуск двигателя производится от автономного (бортового или стартового) источника питания компонента "Т" через обратный клапан 3. Пусковое топливо, минуя насос (этому препятствует обратный клапан насоса 2), проходит через открытый дроссель 7 регулятора 9, дроссельную шайбу 12 и открытый клапан 13 в газогенератор. Продукты разложения этого топлива подаются на турбину, которая начинает увеличивать частоту вращения насосов. Темп увеличения частоты вращения ротора ТНА на этом этапе запуска невысокий и определяется размером дросселя 12. Его гидравлическое сопротивление подбирается таким, чтобы на установившейся частоте вращения ротора ТНА насосы обеспечивали питание топливом камеры двигателя на минимальном уровне тяги. При достижении необходимого уровня давлений за насосами открываются главные топливные клапаны 18 и 20, двигатель запускается и выходит на минимальный уровень тяги. Этот режим работы двигателя при запуске часто называют предварительной ступенью запуска. Соответствующее наименование получают и обеспечивающие этот режим агрегаты автоматики.

После выхода на предварительную ступень давление за насосом компонента  $T$  становится выше давления пускового топлива. В результате срабатывания обратных клапанов 2 и 3 прекращается подача пускового топлива и ТНА переходит на питание основным топливом от собственного насоса. После выхода двигателя на предварительную ступень подается команда на открытие главного клапана 6 компонента "Т" и закрытие клапана предварительной ступени запуска 13. Это приводит к увеличению расхода топлива в газогенератор и увеличению частоты вращения ротора ТНА. В процессе увеличения частоты вращения ротора ТНА дроссель 7 регулятора тяги 9 постепенно прикрывается и в конце движения обеспечивает nominalnyj уровень частоты вращения ротора ТНА. Таким образом устанавливается основной режим работы всех агрегатов ДУ. Вторая ступень запуска двигателя на этом заканчивается и начинается маршевый режим работы ДУ.

Останов ДУ происходит в порядке, обратном запуску. Сначала подается команда на закрытие главного клапана 6 компонента "Т" и открытие клапана предварительной ступени 13. Введение в тракт питания газогенератора гидравлического сопротивления 12 уменьшает частоту вращения ротора ТНА до режима конечной ступени. При достижении этого режима главные топливные клапаны 18 и 20 закрываются и двигатель останавливается. Одновременно с этим со стороны РКС сбрасывается командное давление в регуляторе 9 и дроссель 7 прекращает подачу топлива в газогенератор. Ротор ТНА останавливается.

Двухступенчатый запуск и останов применяется для смягчения запуска и уменьшения импульса последействия двигателей больших тяг, которые применяются для ЖРДУ нижних ступеней носителей космических ЛА.

Для наддува баков в рассматриваемой ПГС применяется азот, который в сжиженном состоянии размещается в баке 16 и насосом 17 подается в теплообменник 22. При использовании тепла газовода 23 жидкий азот в теплообменнике нагревается, изменяет свое фазовое состояние и в виде газа через обратные клапаны 8 и 14 подается на наддув баков ДУ.

Для поддержания постоянного перепада давления на турбине с изменением давления окружающей среды в конце газовода устанавливается сверхкритический насадок 21.

В случае применения низкокипящего или криогенного топлива вблизи стенок баков может быть установлен сетчатый экран 15, предотвращающий перемешивание нагретой от стенок части топлива с его холодным ядром.

Вторая насосная система подачи топлива без дожигания рабочего тела после турбины использует для питания турбины основные компоненты топлива (рис. 2.12). На рисунке приведены только основные элементы подсистем ДУ и показаны все возможные варианты расположения исполнительных органов регуляторов системы управления ДУ. Необходимые элементы подсистем ДУ, обеспечивающие полный процесс ее функционирования, могут быть выбраны из обобщенного перечня, приведенного на рис. 2.4 и в табл. 2.1, в зависимости от назначения ДУ.

Основной особенностью рассматриваемой пневмогидравлической системы ДУ является отбор основных компонентов топлива за насосами и подача их по трубопроводам 2 и 9 в двухкомпонентный газогенератор 6 (см. рис. 2.12). Продукты реакции, протекающей в газогенераторе, являются рабочим телом турбины, после которой они выбрасываются через сверхкритический насадок за борт ЛА. Поскольку температура подаваемых на лопатки турбин газов ограничена, то в двухкомпонентные газогенераторы топливо подается либо с избытком горючего, либо с избытком окислителя. В ПГС ДУ с одним газогенератором всегда выгоднее иметь восстановительный газ (с избытком горючего), так как допускаемая температура такого газа для лопаток турбины выше, чем окислительного газа, и восстановительный газ имеет большую газовую постоянную. Вследствие этого адиабатная работа газа, используемого для привода восстановитель-

ного генератора, выше, чем для привода окислительного генератора.

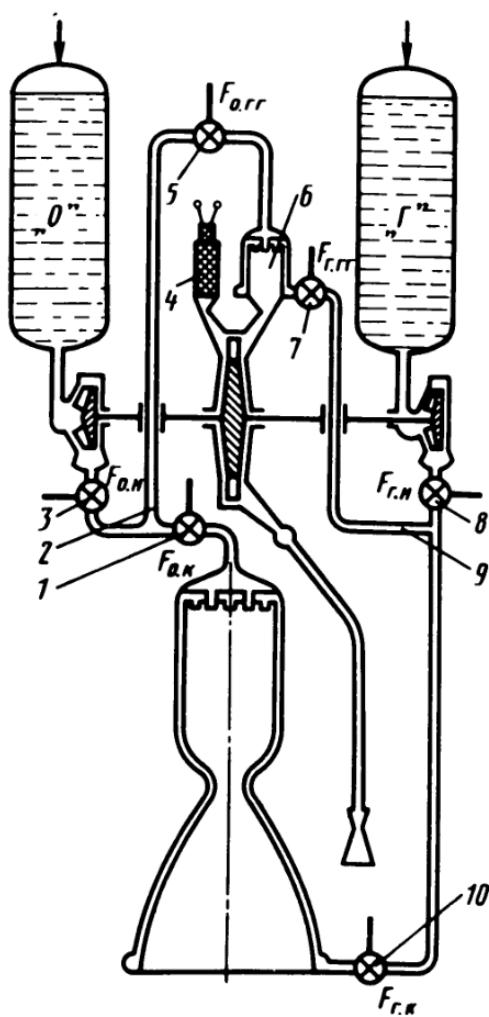


Рис. 2.12 Насосная система подачи топлива, использующая основные компоненты топлива для питания турбины рабочим телом:

- 1 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{o,k}$ ;
- 2 – трубопровод отбора окислителя для питания газогенератора;
- 3 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{o,n}$ ;
- 4 – пиростартер;
- 5 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{o,gg}$ ;
- 6 – газогенератор;
- 7 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{r,gg}$ ;
- 8 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{r,n}$ ;
- 9 – трубопровод отбора горючего для питания газогенератора;
- 10 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{r,k}$ .

ных турбин, больше, чем у окислительных, что выгодно в энергетическом балансе этой системы подачи топлива.

Для управления режимом работы ДУ в ней должны быть размещены исполнительные органы регуляторов и стабилизаторов на трактах питания топливом камеры двигателя и газогенератора.

Для управления тягой  $P$ , соотношением компонентов топлива в камере  $K_{m_k}$ , соотношением компонентов топлива в газогенераторе  $K_{m_{gg}}$  и частотой вращения ТНА  $n_{tна}$  для конкретной двигательной установки и возлагаемых на нее задач возможна реализация одного из трех вариантов расстановки органов управления, называемых иногда законами управления:

Вариант I:  $P \rightarrow F_{o.gg}$  (поз. 5);  $K_{m_k} \rightarrow F_{g.k}$  (поз. 10).

$K_{m_{gg}} \rightarrow F_{g.gg}$  (поз. 7);

Вариант II:  $P \rightarrow F_{o.k}$  (поз. 1);  $K_{m_k} \rightarrow F_{g.k}$  (поз. 10);

$n_{tна} \rightarrow F_{o.gg}$  (поз. 5);  $K_{m_{gg}} \rightarrow F_{g.gg}$  (поз. 7).

Вариант III:  $P \rightarrow F_{o.h}$  (поз. 3);  $K_{m_k} \rightarrow F_{g.h}$  (поз. 8);

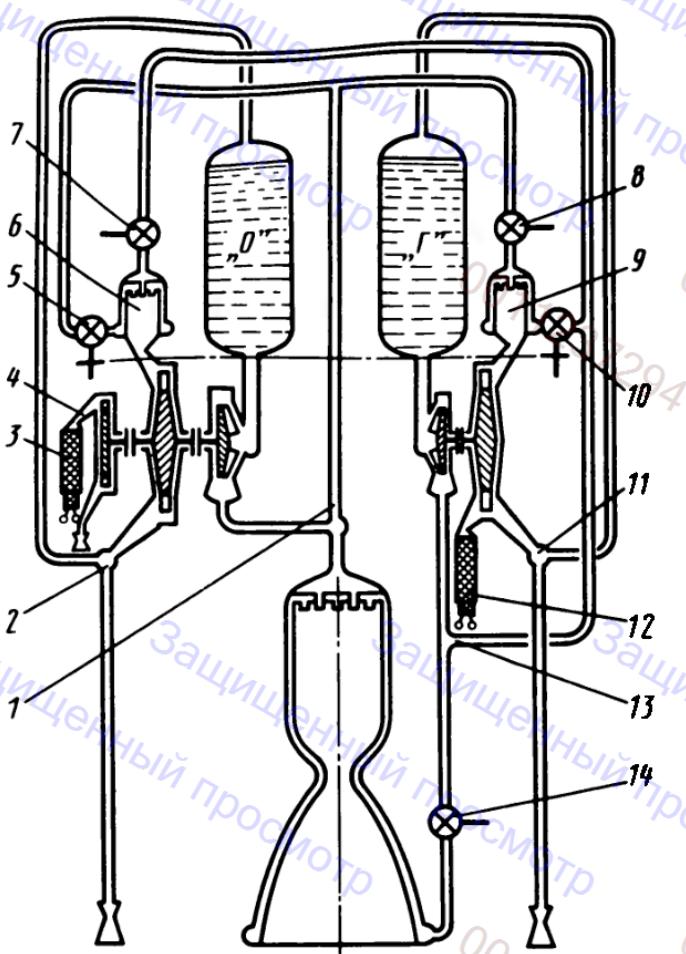
$K_{m_{gg}} \rightarrow F_{g.gg}$  (поз. 7).

Вариант I чаще применяется на практике, как наиболее экономичный вследствие управления расходами топлива путем изменения режима работы газогенератора и ТНА. Однако темп изменения тяги в этом случае определяется постоянной времени ТНА, инерционные свойства которого являются определяющими в ЖРДУ.

Наибольшим быстродействием изменения режимов обладает вариант II, так как тяга двигателя изменяется в темпе изменения проходных сечений дросселей регуляторов, установленных на магистралях топливоподачи и расположенных непосредственно вблизи камеры. В этом случае частота вращения ТНА может оставаться постоянной либо изменяться с помощью регуляторов управления режимом через дроссели 5 и 7. Поэтому вариант II реализует наибольшее сопротивление на регулирующих органах и обладает наименьшей экономичностью (расход газа через турбину больший, чем этого требует пониженный режим работы двигателя).

Вариант III по свойствам экономичности и быстродействия занимает промежуточное положение между вариантами I и II. Запуск двигателя возможен пиростартером 4 через отдельный сопловой аппарат активной газовой турбины. Темп изменения частоты вращения ротора ТНА в этом случае определяется давлением сгорания пирозаряда. Для форсирования запуска давление сгорания пирозаряда должно быть больше номинального давления в газогенераторе, а для смягчения запуска можно применять заряды с малой поверхностью горения, обеспечивающие горение с малым давлением. Для многократного запуска на магистралях 2 и 9 подачи топлива в газогенератор устанавливают накопительные устройства.

Наддув баков может быть осуществлен любым способом. Однако в



**Рис. 2.13 Насосная система подачи топлива с двумя ТНА, использующая для питания турбин основные компоненты топлива:**

- 1 – трубопровод отбора окислителя в газогенераторы;
- 2 – трубопровод отбора окислительного газа на наддув бака;
- 3 – пиростартер пусковой турбины;
- 4 – пусковая турбина;
- 5, 10 – дроссели регулятора тяги;
- 6 – газогенератор с избытком окислителя;
- 7, 8 – дроссели стабилизаторов  $K_{тГГ}$ ;
- 9 – газогенератор с избытком горючего;
- 11 – трубопровод отбора газа на наддув бака горючего;
- 12 – пиростартер;
- 13 – трубопровод отбора горючего на газогенераторы;
- 14 – дроссель регулятора  $K_{тк}$

рассматриваемой системе питания экономически выгоднее наддув бака с горючим осуществлять выхлопными газами турбины, отобранными из газовода. Другой

путь полезного использования выхлопных газов состоит в устройстве качающихся сопел управления вектором тяги, потребляющих этот газ в качестве рабочего тела.

Рассмотренная система питания нашла наиболее широкое применение практически на всех видах ЖРДУ различного назначения (кроме питания топливом ЖРДМТ).

Третья насосная система подачи топлива без дожигания (рис. 2.13) имеет два ТНА, использующих для питания турбин основные компоненты топлива. На рисунке показаны основные элементы подсистем ДУ и приведена расстановка необходимых исполнительных органов регуляторов системы управления ДУ. Необходимые элементы подсистем ДУ, обеспечивающие полный процесс ее функционирования, могут быть выбраны из числа обобщенного перечня, приведенного на рис. 2.4 и в табл. 2.1, в зависимости от назначения ДУ.

Окислитель и горючее по магистралям 1 и 13 подаются для питания газогенератора 6, работающего с избытком окислителя, и газогенератора 9, работающего с избытком горючего. Эти газогенераторы питают турбины автономных ТНА, насосы которых обеспечивают подачу топлива в камеру. Поскольку выхлопные газы после турбин имеют разный химический состав, то они по трубопроводам 2 и 11 направляются для наддува баков горючего и окислителя, а их излишки выбрасываются за борт ЛА через утилизационные сопла.

Управление тягой двигателя может осуществляться синхронным изме-

нением проходных сечений дросселей регуляторов 5 и 10, установленных на линиях с наибольшим расходом. Синхронность управления дросселями 5 и 10 на рис. 2.13 условно обозначена штрихпунктирной линией. Управление соотношением компонентов топлива в камере двигателя осуществляется дросселем 14. Возможно управление этим параметром через намеренно рассогласованное управление дросселями 5 и 10. С помощью дросселей 7 и 8 стабилизируется соотношение компонентов топлива в газогенераторах. Возможно путем изменения соотношения компонентов топлива в газогенераторах (за счет изменения температуры газа) изменять тягу двигателя и соотношение компонентов топлива в камере. Возможно также использование для управления ДУ вариантов II и III, рассмотренных выше.

Выбор одного из возможных вариантов управления будет определяться задачами двигательной установки, возлагаемыми на нее со стороны ЛА.

Запуск двигателя осуществляется двумя пиростартерами 3 и 12. Поскольку при горении твердого топлива известных марок реализуется газ с избытком горючего, то для запуска ТНА, работающего с окислительной средой, необходимо применять специальную пусковую турбину 4 с отдельным выхлопом.

Укажем на основные преимущества, а затем и недостатки рассматриваемой системы питания по отношению к предыдущим.

#### П р е и м у щ е с т в а .

1. Выбор с помощью двух независимых ТНА оптимальной частоты вращения насосов окислителя и горючего, что способствует повышению КПД лопаточных машин.

2. Обеспечение надежности уплотнений вала ТНА.

3. Осуществление наддува каждого бака выхлопными газами, прошедшими через турбины.

#### Н е д о с т а т к и .

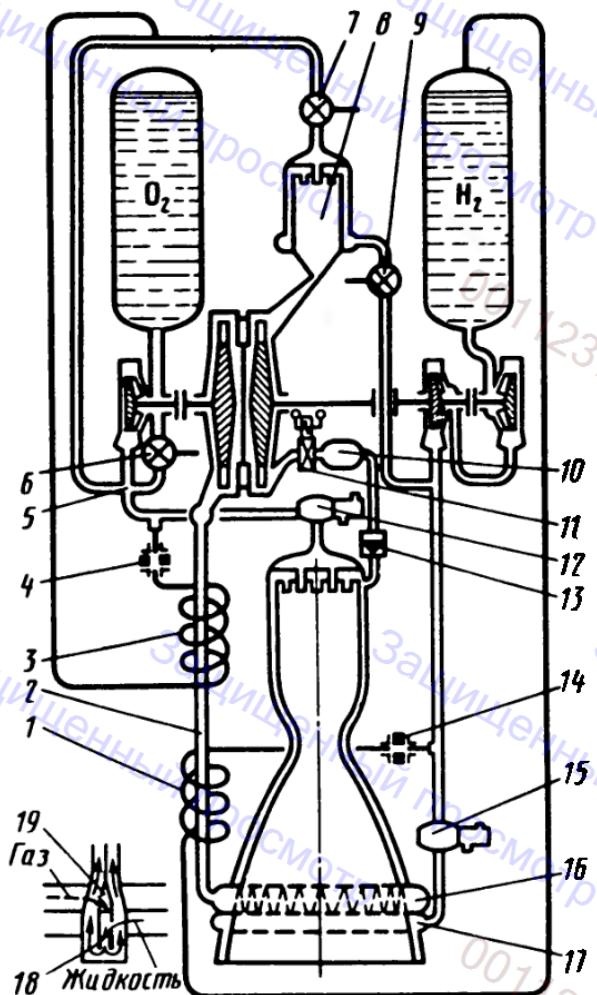
1. Появление в системе питания второго газогенератора с агрессивной окислительной средой, понижающего общую надежность ДУ.

2. Трудности согласования работы независимых ТНА. Для этого необходима компьютерная система управления с надежным информационным обеспечением.

3. Трудности обеспечения синхронного изменения частоты вращения независимых роторов ТНА при запуске ДУ.

Очевидно, недостатки пока превышают преимущества не в пользу широкого применения этой системы питания. Но по мере преодоления трудностей, оговоренных, в частности, в пп. 2 и 3, преимущество, рассмотренное в п. 1, позволяет предполагать, что данная система питания может стать конкурентоспособной.

На рис. 2.14 показана ДУ с насосной подачей кислородно-водородного топлива. В этой системе питания газ после турбины по газоводу 2 через коллектор 16 подается в расширяющуюся часть сопла. Такое техническое решение вызвано желанием конструктора увеличить геометрическую степень расширения сопла при его трубчатой конструкции. На рисунке пока-



**Рис. 2.14. Насосная система подачи кислородно-водородного топлива с двумя ТНА и одним газогенератором:**

1 – теплообменник нагрева водорода; 2 – газовод; 3 – теплообменник нагрева кислорода; 4 – дроссельная шайба отбора окислителя для наддува бака; 5 – узел распределения расходов окислителя; 6 – дроссель регулятора соотношения компонентов топлива; 7 – дроссель регулятора тяги; 8 – газогенератор; 9 – дроссель регулятора соотношения компонентов топлива в газогенераторе; 10 – пусковой бачок водорода; 11 – пусковой клапан с электроприводом; 12 – главный клапан окислителя; 13 – обратный клапан пусковой системы; 14 – дроссельная шайба отбора горючего для наддува бака; 15 – главный клапан горючего; 16 – коллектор вдува газа после турбины в закритическую часть сопла; 17 – коллектор подвода горючего для охлаждения камеры двигателя; 18 – промежуточная трубка; 19 – треугольное окно вдува газа

зана конструктивная схема такого решения. Между раздвинутыми трубками, из которых образуются стенки сопла, вставлена промежуточная трубка 18. Она имеет верхний заглушенный торец, открытый нижний конец и боковые прорези, через которые охлаждающий камеру водород из коллектора 17 попадает в тракт охлаждения (направление движения охлаждающего водорода показано стрелками). Между боковыми стенками трубок и глухим торцом промежуточной трубы 18 образуется треугольное окно 19, через которое газ после турбины вдувается в расширяющуюся часть сопла (направление движения газа на рисунке показано пунктирной линией со стрелкой). Окружая все окна вдува коллектором 16, можно реализовать систему вдува газа в расширяющуюся часть сопла.

Окислитель (кислород) поступает из насоса к узлу распределения расходов 5. Большая часть окислителя через главный кислородный клапан 12 подается в форсуночную головку камеры двигателя. Необходимая часть кислорода через дроссель 7 поступает в газогенератор 8, работающий с избытком горючего. Через дроссельную шайбу 4 кислород, проходя теплообменник 3, поступает на наддув бака окислителя. Часть окислителя подается на вход насоса через дроссель 6.

Основная часть горючего (водорода) из двухступенчатого насоса через главный топливный клапан 15, коллектор подвода горючего 17 и охлаждающий тракт подается в форсуночную головку камеры двигателя. Необходимая часть водорода после насосов через дроссель 9 поступает в восстановительный газогенератор 8. Через дроссельную шайбу 14 водород, прохо-

дя теплообменник 1, поступает на наддув бака горючего. Восстановительный генераторный газ питает двухступенчатую турбину, колеса которой имеют газовую связь через промежуточный сопловой аппарат и вращаются с разной частотой – с большей для привода насосов водорода и с меньшей – для привода насоса окислителя. Это обстоятельство вызвано повышенной склонностью к кавитации кислорода по сравнению с водородом.

Газ после турбины через газовод 2 поступает в коллектор вдува 16 и присоединяется в расширяющейся части сопла к общей массе отбрасываемого газа. Управление тягой ДУ производится дросселем 7 регулятора тяги, установленного на линии питания окислителем газогенератора 8. Управление соотношением компонентов топлива производится с помощью дросселя 6, через который часть расхода окислителя с выхода из насоса подается на его вход. Такое схемное решение возможно лишь при незначительном расходе через дроссель 6, так как кислород при всяком увеличении расхода на входе в насос склонен к проявлению кавитации.

Соотношение компонентов топлива в восстановительном газогенераторе 8 управляет дросселем 9, установленным на линии подачи горючего в газогенератор. Перед запуском производится предварительное захолаживание магистралей топливоподачи камеры и газогенератора.

В первый этап запуска открывается главный топливный клапан горючего 15, а в камере и газогенераторе с помощью электрических искровых свечей включаются воспламенители, которые подают в камеру и газогенератор пусковые факелы. После этого открывается пусковой клапан 11 и, заправленный заранее сжатый водород, из бачка 10 подается на турбину. После достижения предварительной частоты вращения ротора ТНА пусковой клапан 11 закрывается, ТНА выходит на режим питания основным топливом, а главный топливный клапан окислителя 12 частично открывается на предварительную ступень. После выхода двигателя на предварительную ступень подвижная часть клапана 12 плавно переходит в полностью открытое положение и двигатель выходит на основной режим. Пусковой бачок 10 после закрытия клапана 11 заправляется через обратный клапан 13 и обеспечивает повторный запуск двигателя.

Останов двигателя происходит после закрытия главных топливных клапанов 12 и 15 и прекращения подачи топлива в газогенератор.

После прекращения подачи жидкого кислорода форсуночные головки газогенератора и камеры двигателя продуваются газообразным кислородом.

## 2.1.4. НАСОСНЫЕ СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ С ДОЖИГАНИЕМ ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА ПОСЛЕ ТУРБИНЫ

Система питания без дожигания газа после турбины обладает тем недостатком, что выбрасываемый после турбины газ содержит в себе неиспользованную химическую энергию, так как в газогенераторах горение топлива происходит либо с избытком горючего, либо с избытком окисли-

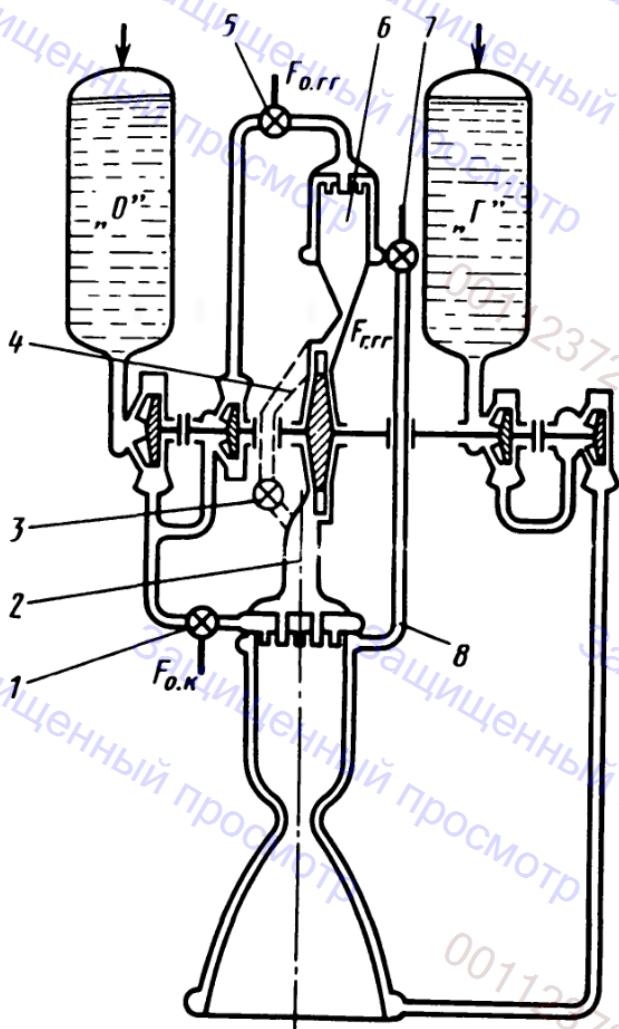


Рис. 2.15. Насосная система питания с дожиганием восстановительного газа после турбины в камере двигателя:  
 1 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{o.k}$ ; 2 – газовод; 3 – дроссель регулятора тяги; 4 – обводный газовод; 5 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{o.gg}$ ; 6 – газогенератор с избытком горючего; 7 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{g.gg}$ ; 8 – топливный тракт подачи горючего в газогенератор

теля. Принципиально перед выбросом химически активный газ можно дожечь в специальной камере дожигания, но вследствие низких давлений выбрасываемых газов эффективность такого дожигания чрезвычайно низка. Наиболее полное выделение химической энергии газа, прошедшего турбину, может быть реализован лишь при высоких давлениях в процессе его дожигания. Высокие давления при горении топлива реализуются в камерах двигателя ЖРДУ. Идея дожигания химически активного газа, прошедшего турбину, в основной камере привела к разработке и практическому освоению ЖРДУ с дожиганием.

Система питания с дожиганием восстановительного газа после турбины в камере двигателя приведена на рис. 2.15. В этой системе питания весь расход горючего после тракта охлаждения камеры двигателя подается по топливному тракту 8 в газогенератор 6 через дроссель 7 регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{g.gg}$ . Окислитель в газогенератор подается через вторую ступень насоса и дроссель 5 регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{o.gg}$  и дозирующего необходимый расход. Применение второй ступени насоса окислителя для питания газогенератора существенно уменьшает перепад давлений на дросселе 1 регулятора, изменяющего площадь  $F_{o.k}$ .

В случае применения горючего с малой плотностью естественно применение двух- или многоступенчатых насосов. В практике для управления параметрами ДУ реализуют следующие законы управления:

Вариант I:  $P \rightarrow F_{o.gg}$  (поз. 5);  $K_{m_k} \rightarrow F_{o.k}$  (поз. 1);

$K_{m_{gg}} \rightarrow F_{g.gg}$  (поз. 7);

Вариант II:  $P \rightarrow F_{o.k}$  (поз. 1);  $K_{m_k} \rightarrow F_{g.gg}$  (поз. 7);

$K_{m_{gg}} \rightarrow F_{o.gg}$  (поз. 5).

Вариант I обеспечивает наибольший коэффициент усиления контура управления тягой, так как незначительные изменения площади дросселя  $F_{o,gg}$ , установленного на линии наименьшего расхода в газогенератор, приводят к значительному изменению тяги. Однако вариант I уступает по быстродействию варианту II, так как темп изменения тяги определяется инерционностью ТНА.

Принципиально возможно управление без стабилизации  $K_{m,gg}$  за счет изменения температуры генераторного газа, которое, однако, требует ограничения его максимально допустимой температуры газа. Применение регулятора кажущейся скорости предполагает размещение его исполнительного органа на месте дросселя регулятора тяги, а системы опорожнения баков – на месте дросселя  $K_{m,k}$ .

Для рассматриваемой ДУ тягу можно изменять прямым перепуском восстановительного газа из генератора, минуя турбину, непосредственно в камеру двигателя. На рис. 2.15 пунктиром показан обводный газовод 4 и дроссель 3 регулятора тяги. Однако высокотемпературный газ дросселировать затруднительно, и такой способ управления применяется лишь для низкотемпературного водорода. Запуск двигателя может производиться за счет привода турбины пиростартером (на рис. 2.15 не показан). При этом необходимо применение пусковой турбины, так как твердая фаза продуктов сгорания пирозаряда может привести к засорению форсунок газогенератора. Наддув топливных баков может быть осуществлен любым из возможных способов.

На рис. 2.15 показаны только отличительные особенности рассматриваемой ПГС ДУ и расстановка элементов управления основными параметрами ДУ. Для управления запуском, остановом и вектором тяги могут быть выбраны типовые элементы из числа вариантов приведенного на рис. 2.4 и в табл. 2.1 их обобщенного перечня в зависимости от назначения ДУ, условий эксплуатации и вида топлива.

Вследствие больших степеней расширения газов за счет увеличения давления в камере двигателя такие ДУ имеют преимущества при больших противодавлениях окружающей среды, т.е. в плотных слоях атмосферы на нижних ступенях носителей КЛА, баллистических ЛА и летательных аппаратов, маневрирующих в плотных слоях атмосферы.

На рис. 2.16 показана безгенераторная система питания ЖРДУ с насосной подачей топлива с дожиганием восстановительного газа после турбины. В этой системе питания для привода турбины ТНА используется водород с тепловой энергией, сообщенной ему в тракте охлаждения камеры двигателя. Особенностью рассматриваемой системы питания является также применение механического редуктора 4 в составе ТНА для понижения частоты вращения насоса окислителя (кислорода), вызванное повышенной склонностью этого топлива к кавитации.

Если первое решение – использование тепловой энергии охлаждающего тракта камеры для привода турбины – является оригинальным, то второе – применение механического редуктора, – вынужденным.

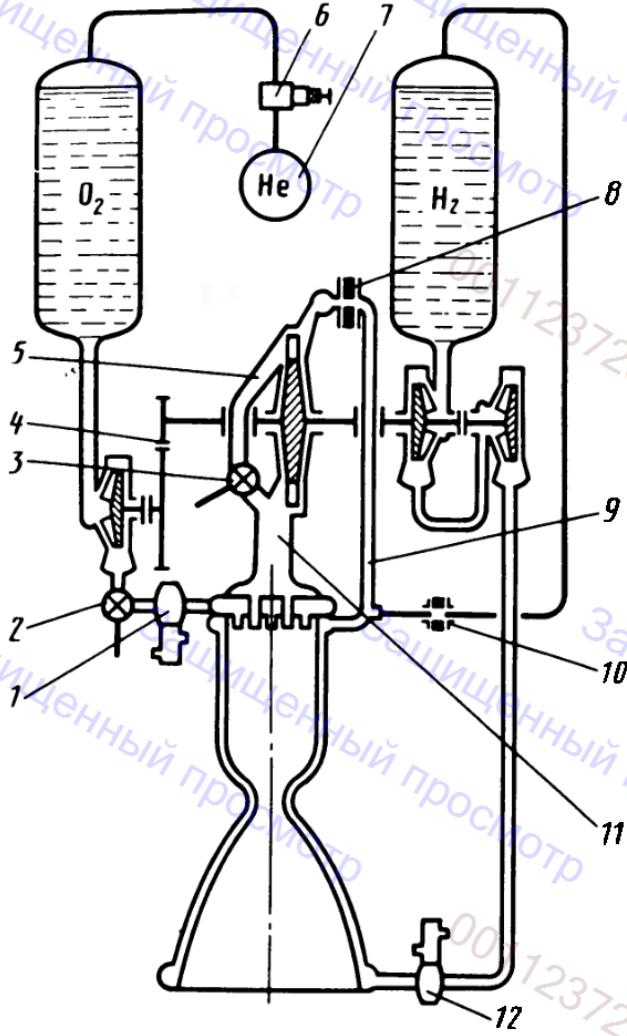


Рис. 2.16. Безгенераторная система питания ЖРДУ с насосной подачей топлива с дожиганием восстановительного газа после турбины:

1 – главный клапан окислителя; 2 – дроссель регулятора соотношения компонентов топлива; 3 – дроссель регулятора тяги; 4 – механический редуктор; 5 – обводной газовод; 6 – газовый редуктор; 7 – гелиевый аккумулятор давления; 8 – сопловой дроссель турбины; 9 – магистраль подачи нагревatedого водорода в турбину; 10 – дроссель отбора газа для наддува бака; 11 – основной газовод; 12 – главный клапан горючего

Окислитель (кислород) из насоса через дроссель 2 и главный топливный клапан 1 подается в форсуночную головку камеры.

Горючее (водород) после двухступенчатого насоса через главный топливный клапан 12 поступает в тракт охлаждения камеры, где нагревается, а затем по магистрали 9 подается через дроссель 8 на турбину

ТНА. После турбины по основному газоводу 11 водород подается в форсуночную головку камеры двигателя.

Управление тягой двигателя производится перепуском части газа в обвод турбины по газоводу 5 дросселем 3 в основной газовод 11. Управление соотношением компонентов топлива обеспечивается дросселем 2, установленным на тракте подачи окислителя в камеру двигателя.

Запуск двигателя осуществляется путем открытия главного топливного клапана горючего 12 при закрытом дросселе 3. Водород под давлением собственных паров поступает в тракт охлаждения камеры. Вследствие большой разности температур топлива и конструкции оболочек камеры водород нагревается и обеспечивает вращение ротора ТНА. При достижении минимально допустимой частоты вращения насосов сначала включается электроискровая система воспламенения топлива, а затем открывается главный топливный клапан окислителя 1. Двигатель выходит на минимальный режим, начиная с которого темп частоты вращения ротора увеличивается, и в этом темпе двигатель плавно без заброса давления выходит на основной режим работы.

Останов двигателя производится путем одновременного закрытия главных топливных клапанов 1 и 12 после предварительного понижения режима дросселем 3 до минимального уровня тяги двигателя.

Наддув бака водорода обеспечивается отбором части нагреватого в тракте охлаждения водорода из магистрали 9 через дроссель 10. Наддув бака

кислорода осуществляется гелием из аккумулятора 7 через газовый редуктор 6. Для улучшения массовых характеристик системы наддува баллон с гелием можно размещать в баке с окислителем.

Рассматриваемая ДУ целесообразна для применения в составе последних ступеней носителей КЛА, так как в ней ограничена реализация высокого давления  $p_k$ , а необходимый удельный импульс тяги может быть обеспечен за счет повышенной степени уширения сопла.

На рис. 2.17 показана ДУ и расстановка в ней основных органов управления двигателем с насосной системой питания, имеющей в своем составе два турбонасосных агрегата, питаемых автономными восстановительными газогенераторами. Кроме того, для бескавитационной работы основных насосов в этой системе питания применены два бустерных ТНА (БТНА) с гидротурбинами. Система питания использует в качестве топлива кислород и водород.

Кислород из бака, проходя через насос бустерного ТНА и первую ступень насоса ТНА окислителя 6, распределяется в узле 5 на три части. Основная часть окислителя подается через главный топливный клапан окислителя 4 в форсуночную головку камеры двигателя. Другая часть окислителя через вторую ступень насоса подается через дроссели 9 и 11 в газогенераторы 8 и 10. Третья часть окислителя используется для питания гидротурбины БТНА 7, после которой окислитель подается на вход бустерного насоса окислителя.

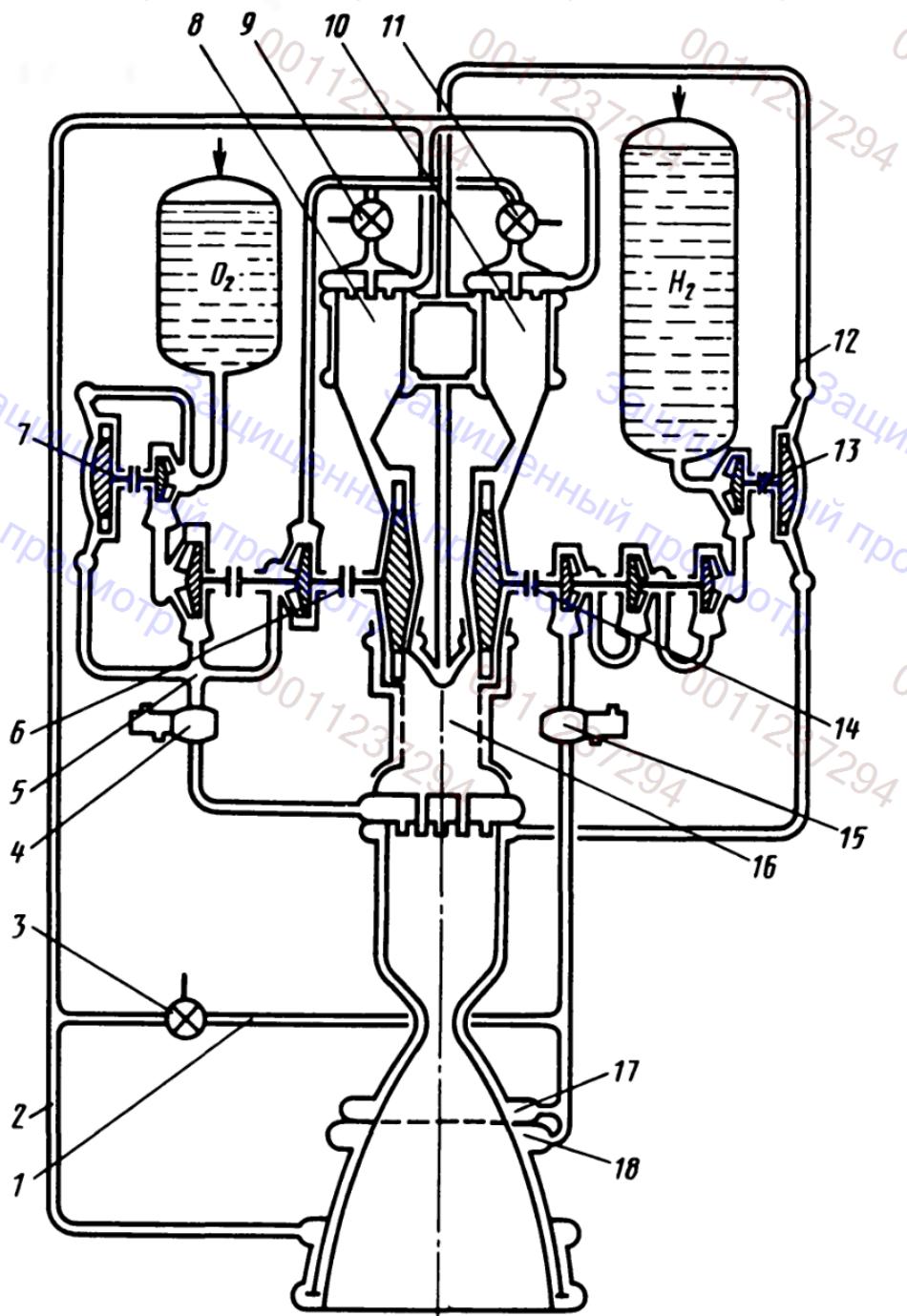
Горючее из бака, проходя через насос бустерного ТНА 13, трехступенчатый насос ТНА горючего 14 и главный топливный клапан горючего 15, распределяется на две части и поступает в коллекторы охлаждения камеры двигателя 17 и охлаждения сопла 18. Распределение расходов между коллекторами осуществляется через перепускной трубопровод 1 с помощью дросселя 3. При глубоком понижении режима работы дроссель 3 закрывается, так как ухудшаются условия охлаждения камеры двигателя.

Основная часть горючего подается через магистрали 1 и 2 на питание газогенераторов. Восстановительный газ после турбин основных ТНА поступает через охлаждаемый газовод 16 в форсуночную головку камеры двигателя. Часть горючего, пройдя рубашку охлаждения камеры двигателя, используется для привода гидротурбины БТНА горючего 13 и после нее по трубопроводу 12 подается в тракт охлаждения газогенераторов и далее – в тракт охлаждения газовода 16 и через его пористую стенку – в форсуночную головку камеры.

Управление параметрами двигателя осуществляется с помощью двух дросселей 9 и 11, установленных на линии питания газогенераторов окислителем. С помощью дросселя 9 управляетя тяга двигателя, а с помощью дросселя 11 – соотношение компонентов топлива в камере. Вследствие сложной взаимосвязи агрегатов ДУ между собой контуры управления тягой и соотношением компонентов топлива существенно неавтономны [23]. Поэтому при управлении тягой с помощью дросселя 9 необходимо одновременно восстанавливать дросселем 11 соотношение компонентов

топлива. Обратное влияние изменения соотношения компонентов топлива на тягу менее существенно. Трудности управления параметрами такого двигателя решаются применением компьютерной техники.

Запуск двигателя может быть осуществлен парами, которые образуют-



**Рис. 2.17 Насосная система питания с двумя восстановительными газогенераторами и двумя турбонасосными агрегатами (ТНА):**

1 – перепускной трубопровод горючего; 2 – трубопровод подачи горючего в газогенераторы; 3 – перепускной дроссель; 4 – главный клапан окислителя; 5 – узел распределения окислителя; 6 – ТНА с насосами окислителя; 7 – бустерный ТНА окислителя; 8 – газогенератор ТНА окислителя; 9 – дроссель управления тягой; 10 – газогенератор ТНА горючего; 11 – дроссель управления соотношением компонентов топлива; 12 – трубопровод БТНА горючего; 13 – бустерный ТНА горючего; 14 – ТНА горючего; 15 – главный клапан горючего; 16 – охлаждаемый газовод; 17 – коллектор охлаждения камеры двигателя; 18 – коллектор охлаждения сопла

ся при захолаживании магистрали водорода и используются для привода турбин в пусковой период.

Поскольку кислород и водород несамовоспламеняются, то в газогенераторах и камере двигателя должны быть установлены устройства для воспламенения их смесей. На режиме останова для предотвращения срыва горения должны быть включены устройства для поддержания горения топлива (ими могут быть те же воспламенители горючих смесей).

Наддув баков в системах питания, использующих низкокипящие топлива, всегда выгодно реализовать за счет нагрева части топлива в теплообменниках и его последующего ввода в баки.

Выполнение двух раздельных основных ТНА обосновано стремлением обеспечить оптимальные условия работы ТНА окислителя и горючего, а также вызвано конструктивными трудностями реализации одного ТНА с многоступенчатыми насосами.

Восстановительные газогенераторы всегда выгодны при применении водорода вследствие его большой газовой постоянной. Применение бустерных насосов позволяет намного облегчить условия работы первых ступеней насосов основных ТНА и понизить давление в баках.

Система питания с дожиганием окислительного газа после турбины в камере двигателя приведена на рис. 2.18.

В этой системе питания весь расход окислителя по топливному тракту 1 подается в газогенератор 3 через дроссель 2 регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{O,gg}$ . Необходимый расход горючего подается в газогенератор через вторую ступень насоса горючего и дозирующий дроссель 4 регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{g,gg}$ . Вторая ступень насоса горючего разгружает дроссель 5 регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{g,k}$ , от чрезмерного перепада давлений, который может служить причиной предварительного подогрева горючего перед его входом в тракт охлаждения камеры двигателя.

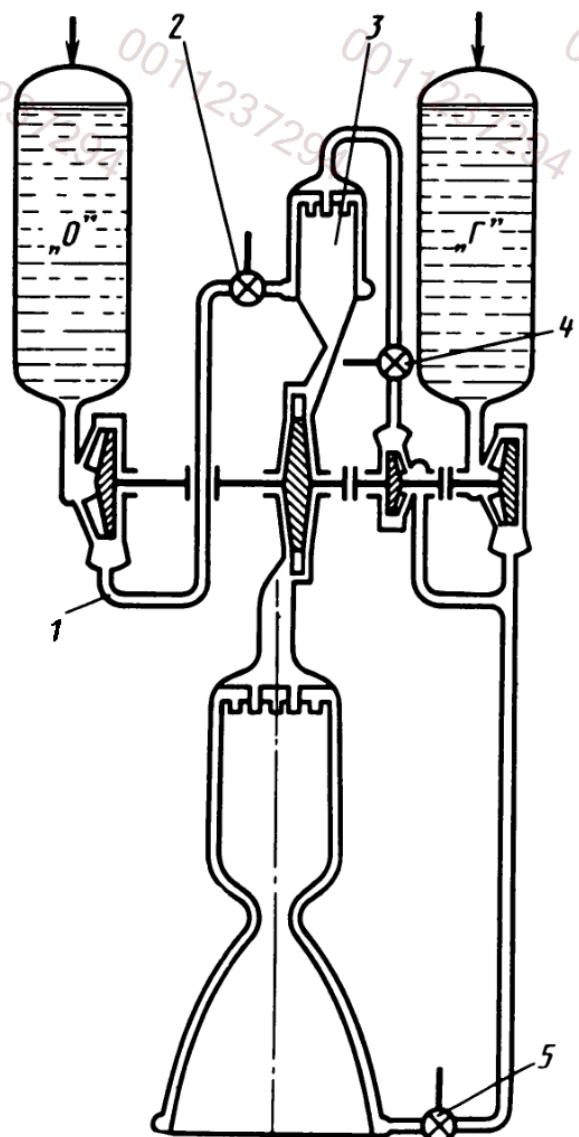


Рис. 2.18. Насосная система питания с дожиганием окислительного газа после турбины в камере двигателя:

1 – топливный тракт подачи окислителя в газогенератор; 2 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{O,gg}$ ; 3 – газогенератор с избытком окислителя; 4 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{g,gg}$ ; 5 – дроссель регулятора, изменяющего проходное сечение  $F_{g,k}$

В практике реализуют для управления параметрами ДУ следующий закон управления:

$$P \rightarrow F_{\text{г.гг}} \text{ (поз. 4); } K_{m\text{к}} \rightarrow F_{\text{г.к}} \text{ (поз. 5);}$$

$$K_{m\text{гг}} \rightarrow F_{\text{o.гг}} \text{ (поз. 2).}$$

Для привода ротора ТНА в пусковой период в данном случае необходимо предусмотреть автономную пусковую турбину с пиростартером (на рис. 2.18 не показана), так как контакт восстановительных продуктов сгорания твердого топлива с окислительным газом недопустим.

Наддув топливных баков может быть реализован любым из возможных способов.

На рис. 2.18 показаны только отличительные связи рассматриваемой ПГС ДУ и расстановка элементов управления основными параметрами ДУ. Для управления запуском, остановом и вектором тяги могут быть выбраны типовые элементы из числа приведенного на рис. 2.4 и в табл. 2.1 их обобщенного перечня в зависимости от назначения ДУ, условий эксплуатации и вида применяемого топлива.

Как было показано выше (в разд. 1.1.2), ДУ с дожиганием окислительного газа реализует более высокое давление в камере двигателя по сравнению с ДУ с дожиганием восстановительного газа.

Высокое давление в камере определяет область применения таких ДУ преимущественно на нижних ступенях носителей КЛА и баллистических ЛА. Однако с позиций надежности процесса функционирования ДУ схема с дожиганием окислительного газа уступает схеме с дожиганием восстановительного газа вследствие ограниченной стойкости материалов в окислительной среде. Для маневрирующих беспилотных ЛА рассматриваемая система мало пригодна, так как требует применения дорогостоящих, стойких к окислительной среде материалов.

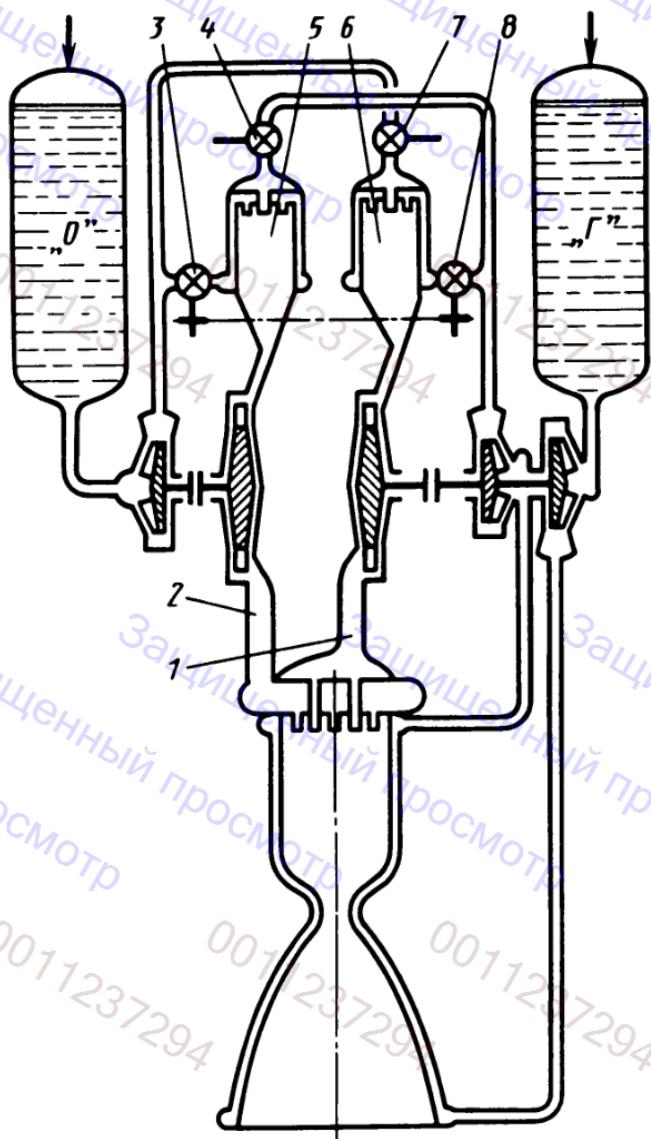
Максимальное (предельное) давление в камере двигателя может обеспечить система питания с двумя газогенераторами и дожиганием в камере одновременно окислительного и восстановительного газов. Эту систему питания часто называют предельной по давлению в камере.

На рис. 2.19 приведены основные агрегаты ПГС такой ДУ и расстановка элементов управления ее параметрами.

Основная часть окислителя из насоса через дроссель 3 поступает в окислительный газогенератор 5, а необходимая доля окислителя для работы восстановительного газогенератора 6 подается в него через дроссель 7.

Горючее из первой ступени насоса поступает в тракт охлаждения камеры двигателя, а затем на вход во вторую ступень насоса. Из второй ступени насоса основная часть горючего подается через дроссель 8 в газогенератор 6 с избытком горючего, а необходимая часть горючего для работы окислительного газогенератора 5 поступает в него через дроссель 4. После прохождения турбины восстановительный газ подается по газоводу 1 в камеру двигателя. Окислительный газ после турбины поступает в камеру по газоводу 2.

**Рис. 2.19. Насосная система питания с двумя газогенераторами и дожиганием окислительного и восстановительного газов после турбины в камере двигателя:**  
 1 – газовод восстановительного газа;  
 2 – газовод окислительного газа; 3 – дроссель управления расходом окислителя в окислительный газогенератор; 4 – дроссель управления расходом горючего в окислительный газогенератор; 5 – газогенератор с избытком окислителя; 6 – газогенератор с избытком горючего; 7 – дроссель управления расходом окислителя в восстановительный газогенератор; 8 – дроссель управления расходом горючего в восстановительный газогенератор



Таким образом, в камеру двигателя оба компонента топлива попадают в газифицированном виде. Поэтому такие ПГС иногда называют системой газ – газ в отличие от ранее рассмотренных ПГС с дожиганием газ – жидкость.

Управление параметрами камеры в этой системе питания осуществляется через управление параметрами газогенераторов. Тягу двигателя можно изменять путем изменения основных расходов окислителя и горючего в газогенераторы с помощью синхронного изменения проходных сечений дросселей 3 и 8. Взаимная связь между этими дросселями на рисунке условно показана в виде штрихпунктирной линии. Соотношение компонентов топлива в камере двигателя можно изменять либо соотношением компонентов топлива в газогенераторах с помощью дросселей 4 и 7, либо рассогласованием изменения проходных сечений дросселей 3 и 8, поддерживая при этом постоянными соотношения компонентов в газогенераторах дросселями 4 и 7.

Возможны и другие варианты управления этой системой питания, например перепуском части газа в обвод турбин в газоводы 1 и 2 (управление тягой) или перепуском топлива с выхода насоса на его вход (управление соотношением компонентов топлива). Однако управление перепуском горючих газов пока проблемно, а перепуск топлива с выхода из насоса на его вход отрицательно сказывается на антикавитационных свойствах насоса в связи с возрастанием скорости движения топлива на входе.

Ввиду сложной взаимосвязи параметров ДУ, имеющих два независимых ТНА, управление исполнительными органами должно осуществляться компьютерными системами с широким информационным обеспечением.

Запуск ДУ можно осуществлять с помощью привода роторов ТНА пиростартерами, при этом для привода основных турбин необходима установка автономных пусковых турбин.

Наддув баков может быть осуществлен любым из известных способов, но в данной системе питания возможен вариант отбора газов из газоводов.

Рассмотренные свойства ПГС ДУ определяют ее преимущественное использование на нижних ступенях носителей КЛА. Применение подобной системы питания для других типов ЛА из-за ее сложности вряд ли целесообразно.

Могут быть разработаны и другие виды насосных систем питания ЖРД, которые не нашли отражения в классификации ЖРД, приведенной в гл. 1.

При освоении новых видов топлива на основе фтора и его соединений, тиксотропных, металлоксодержащих и других видов топлив, с помощью которых затруднено охлаждение камер двигателя, может быть применено охлаждение автономным (промежуточным) теплоносителем в виде воды или жидких металлов. В системах питания ЖРДУ с промежуточным теплоносителем для питания турбин естественно использовать тепловую энергию теплоносителя без применения химического газогенератора. Для привода бустерных насосов возможно применение электрических двигателей. Могут быть найдены и другие компоновочные варианты ПГС ДУ.

В заключение отметим основные общие свойства ЖРДУ как сложного технического комплекса:

1) композиционная сложность состава ЖРДУ, в которой тесно взаимодействуют между собой две системы: пневмогидравлическая и система управления процессом ее функционирования;

2) целесообразность выделения из состава ЖРДУ систем, подсистем и элементов, способствующего анализу и синтезу состава ДУ;

3) сложная параметрическая связь контуров управления ЖРДУ между собой, обусловленная взаимными связями процессов функционирования пневмогидравлических подсистем;

4) высокая степень сложности ЖРДУ, определяющая степень совершенства ее параметров, а следовательно, и области применения ДУ на ЛА.

Из примеров, рассмотренных выше, обнаруживается тенденция выбора сложных ЖРДУ для нижних ступеней носителей космических ЛА и более простых – для верхних. Для космических ДУ за последнее время наибольшее распространение получили простейшие вытеснительные системы питания.

Выбор законов и агрегатов управления также обусловливается назначением ДУ и видом полетных задач ЛА. В сложных ДУ применяются компьютерные системы, учитывающие параметрическую взаимосвязь контуров управления, в менее сложных ДУ – системы управления по конечным параметрам движения ЛА (РКС и СОБ); в простых ДУ – локальные контуры управления с пневмогидромеханическими регуляторами; в простейших ДУ – пневмомеханические газовые редукторы, совмещающие роль регуляторов и агрегатов наддува баков.

Выделение из состава ЖРДУ систем, подсистем и элементов позволило также использовать упрощенное изображение типовых систем питания и управления ЖРДУ (рис. 2.11 – 2.19), которые для каждого конкретного случая могут быть дополнены необходимыми агрегатами и элементами из числа их обобщенного перечня, приведенного на рис. 2.4, и соответствующих ему условных обозначений, приведенных в табл. 2.1. В результате такого дополнения, отражающего назначение ДУ, условия эксплуатации и вид топлива, определяется полный состав конкретной ЖРДУ аналогично тому, как это показано на рис. 2.5; 2.7; 2.9.

Наконец, разделение ЖРДУ на две системы позволило не только уточнить ее агрегатный состав, но и определить роль ЖРДУ в составе элементов ЛА как исполнительного органа подсистемы управления движением ЛА (см. рис. 2.3 и 2.4).

## 2.2. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДУ И ЕЕ АГРЕГАТЫ

При выполнении полетных задач ЖРДУ входит в состав контура управления ЛА как исполнительный орган системы управления (СУ). В этом случае объектом управления является ЛА.

При управлении внутридвигательными процессами ЖРДУ является объектом управления, а исполнительными органами СУ являются выходные устройства регуляторов.

На рис. 2.20 приведена классификация задач, возлагаемых на системы управления ЖРДУ. Две параллельные ветви разделяют назначение СУ ДУ. Левая ветвь рисунка классифицирует задачи СУ ДУ, связанные с выполне-

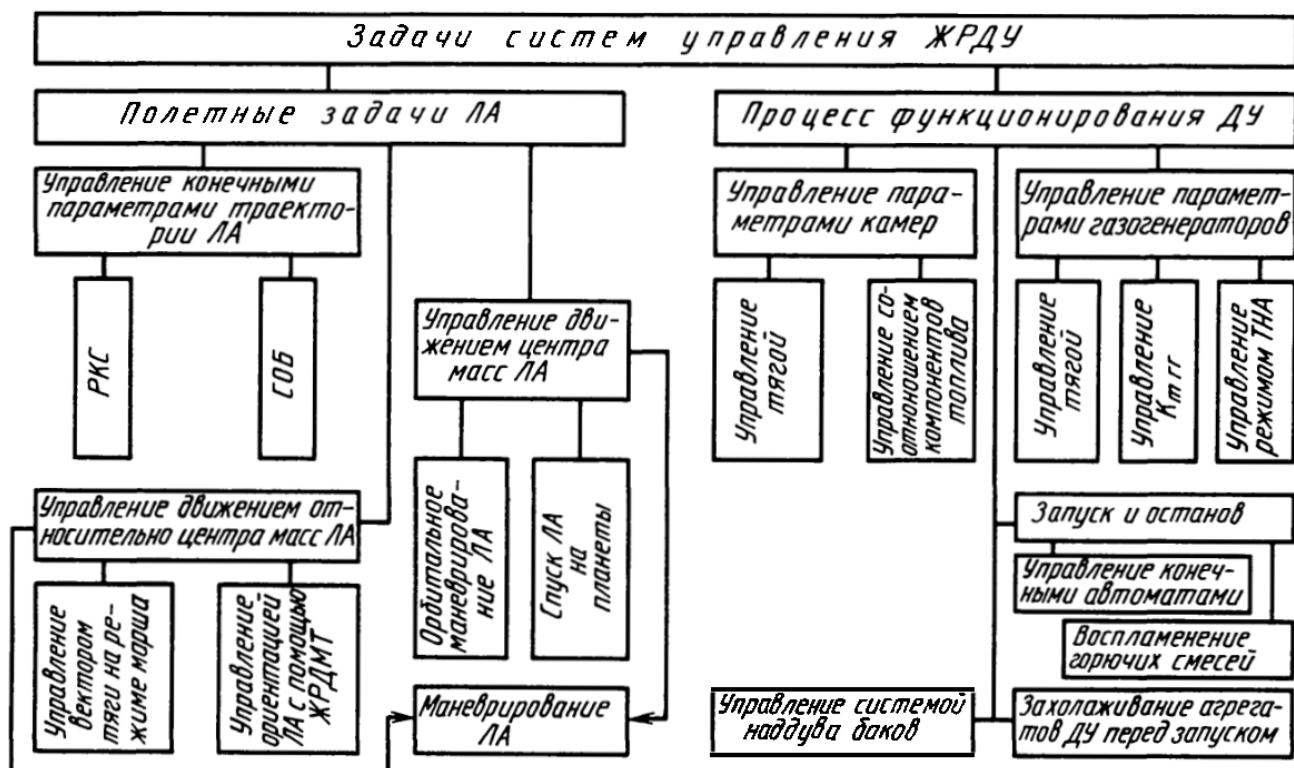


Рис. 2.20. Классификация задач, возлагаемых на системы управления ЖРДУ

нием полетных задач ЛА. На правой ветви рисунка перечислены задачи СУ ДУ, связанные с управлением внутренними процессами ДУ и обеспечивающие процесс ее функционирования.

Рассмотрим задачи СУ ДУ, связанные с выполнением полетной программы ЛА. ЖРДУ выполняет три основные задачи управления движением ЛА:

- 1) управление движением центра масс ЛА;
- 2) управление движением ЛА относительно его центра масс;
- 3) управление конечными параметрами траектории движения ЛА.

Выполнение первой задачи обеспечивается двигателями ЖРДУ, тяга которых проходит через центр масс ЛА (их называют маршевыми двигателями).

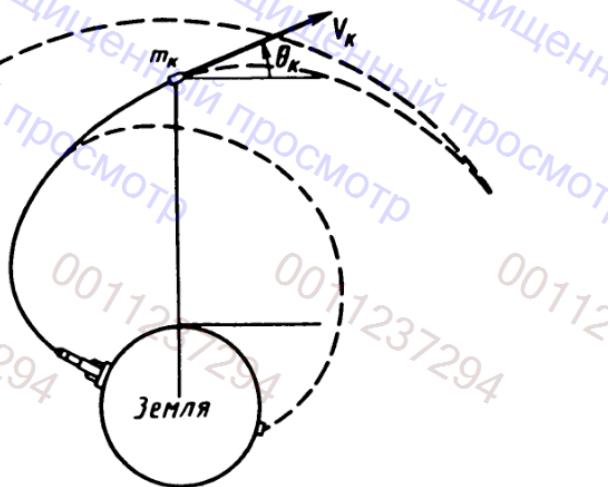
Выполнение второй задачи обеспечивается двигателями ЖРДУ, тяга которых не проходит через центр масс ЛА, а прилагается на некотором плече. При работе таких двигателей создается момент, вращающий ЛА относительно каждой из его осей. Эти двигатели называют рулевыми, если они способны изменять момент вращения относительно центра масс ЛА путем изменения плеча приложения тяги за счет поворота камеры.

Одновременное выполнение системой управления ДУ обеих задач управления движением ЛА обеспечивает его маневрирование в пространстве. Принципы разделения задач систем управления ДУ в одинаковой степени относятся к управлению движением ЛА как в околосолнечном, так и в космическом пространстве.

### 2.2.1. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОНЕЧНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ ЛА

Вывод ЛА в конечную точку активного участка баллистической траектории полета с требуемой точностью не обеспечивается обычными способами управления движением центра масс ЛА. Под обычным способом имеется ввиду формирование потребного импульса тяги ЖРДУ за счет точного дозирования времени работы двигателей. При этом предполагается, что тяга во времени остается постоянной. Последнее предположение для ЖРДУ баллистических ЛА не выполняется, так как при движении ЛА с уровня земной поверхности до необходимой высоты полета значительно изменяется давление и температура окружающей среды. Внутридвигательные контуры управления не в состоянии компенсировать эти изменения, так как они не учитывают изменения условий окружающей среды. Для обеспечения необходимой точности параметров движения ЛА в конце активного участка траектории применяют специальные системы управления конечными параметрами траектории движения ЛА (см. рис. 2.20). Конечными параметрами траектории активного участка полета баллистических ЛА и носителей КЛА являются: скорость ЛА в конце активного участка полета  $V_k$ ; конечная масса ЛА  $m_k$  и угол наклона продольной оси ЛА по отношению к линии горизонта в данной точке поверхности Земли  $\theta_k$  (рис. 2.21). Необходимый угол наклона продольной оси ЛА обеспечивается автономной систе-

Рис. 2.21. Формирование конечных параметров траектории движения баллистических ЛА



мой управления движением относительно центра масс ЛА с помощью системы управления вектором тяги.

Системы управления каждой скорости и конечной массой ЛА управляют параметрами двигателя исходя из параметров движения ЛА.

Непосредственное измерение скорости полета ЛА в условиях переменной плотности окружающей среды не представляется возможным. Однако измерение каждого продольного ускорения, создаваемого тягой ЖРДУ, возможно, например, с помощью акселерометра. Продольная скорость ЛА, определенная как интеграл продольного ускорения по времени, называется **кажущейся скоростью** [13]. Кажущаяся скорость используется для обеспечения необходимой конечной скорости в конце активного участка полета ЛА в системе регулирования кажущейся скорости (РКС). Принципиальная схема этой системы показана на рис. 2.22.

После интегрирования сигнала измерителя кажущегося ускорения в каждый момент становится известна фактическая скорость продольного движения ЛА  $V_{\text{факт}}$ . Сведения о фактической скорости ЛА подаются на элемент сравнения, в который заложена расчетная программа изменения

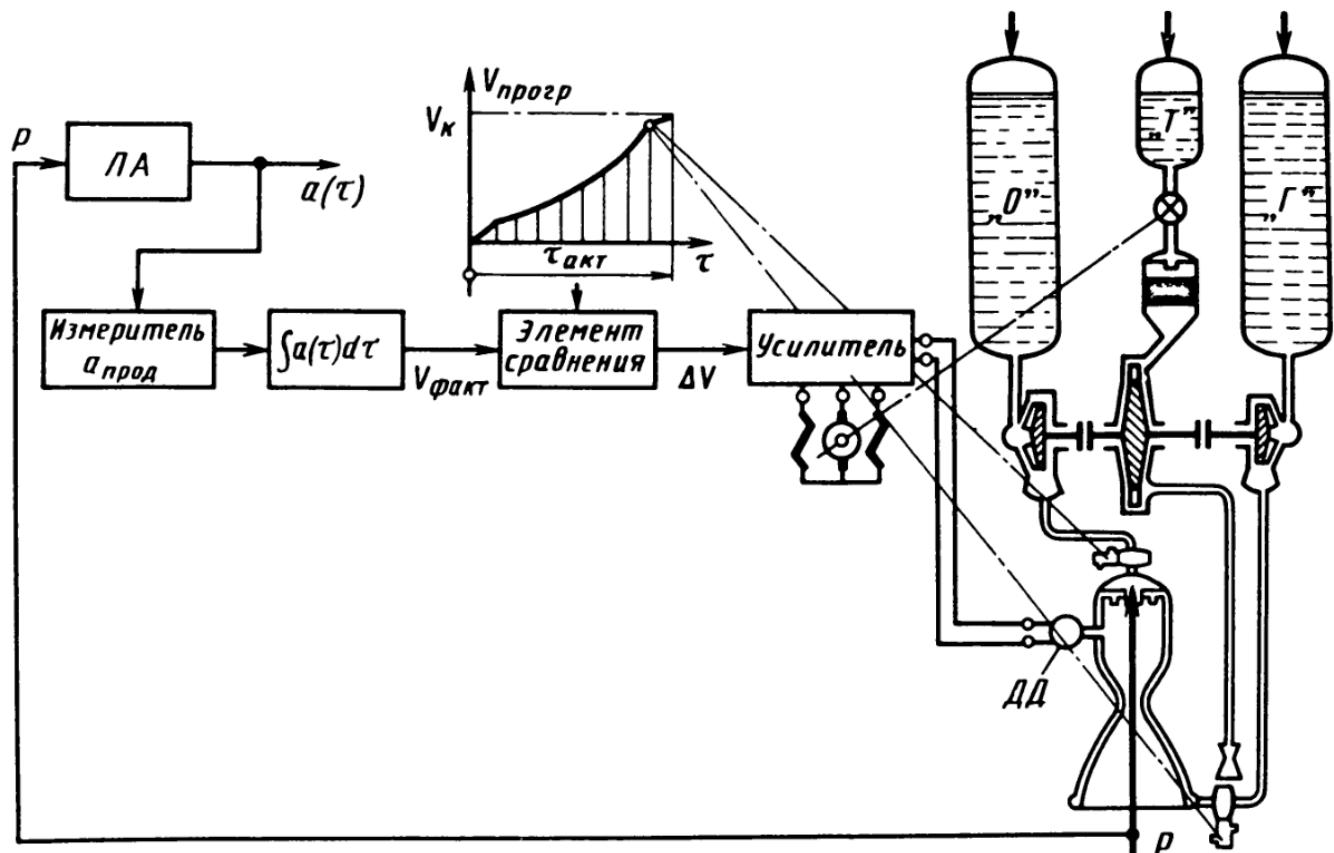


Рис. 2.22. Функциональная схема системы регулирования скорости (РКС)

скорости  $V_{\text{прогр}}$  на участке активного полета ЛА. Сравнение расчетной и фактической скорости, подаваемых на вход элемента сравнения, формирует на выходе из него сигнал рассогласования  $\Delta V = V_{\text{прогр}} - V_{\text{факт}}$ . После усиления сигнала рассогласования преобразуется реверсивным электродвигателем в угловой поворот его ротора. Ротор электродвигателя связан с дросселем, дозирующим в ДУ расход рабочего тела на турбину ТНА. В зависимости от знака рассогласования скоростей дроссель либо открывается, либо закрывается на величину, соответствующую модулю сигнала рассогласования. При этом изменяется расход топлива в камеру, а значит, и тяга двигателя. Изменение тяги двигателя приводит к изменению ускорения движения ЛА, а значит, и кажущейся скорости. Последующее сравнение ее со значением программной скорости позволяет оценивать действия системы и вырабатывать новый сигнал поправки. Далее весь цикл обмена информацией между элементами системы повторяется. Логика работы РКС как всякой системы управления с обратной связью сводится к выполнению условия  $\Delta V \rightarrow 0$ . Однако прохождение циклов сигналов системы по ее реальным элементам всегда сопровождается как динамическими, так и статистическими погрешностями. В результате точное копирование реальной системой ее расчетной программы невозможно. Если суммарная погрешность следования фактической скорости ее расчетной программе находится в допускаемых пределах (3 – 5 %), то система считается пригодной к выполнению возложенных на нее функций. Система РКС заканчивает свою работу, как только фактическая скорость в пределах допускаемых отклонений сравняется с конечной программной скоростью  $V_k$ . В этот момент система РКС формирует команду на останов двигателей, которая, минуя контур управления, непосредственно подается на главные топливные клапаны, прекращающие подачу топлива в камеру двигателя. С учетом импульса последействия и двухступенчатого характера останова команда на останов двигателя может быть сформирована несколько раньше, чем фактическая скорость будет равна конечной расчетной скорости.

После формирования команды на останов двигателя замкнутый контур системы РКС продолжает работу. Если после всех процессов, протекающих в двигателе на этапе его включения, ЛА не достигает намеченной программной конечной скорости, то можно использовать для увеличения фактической скорости импульс тяги рулевых камер (если они есть), выключая последние после сравнения фактической и программной конечной скорости. При многокамерной ДУ для увеличения точности момента полного останова ДУ можно использовать последовательное выключение камер двигателя. Превышение фактической скорости относительно программной после формирования команды на останов двигателя системой РКС не компенсируется.

В процессе работы системы РКС, вследствие сложения внешних возмущений с внутренними погрешностями с одинаковыми знаками, может возникнуть ситуация, при которой РКС либо будет стремиться к существенному уменьшению тяги, либо к чрезмерному ее форсированию. Во избежа-

ние таких ситуаций в системе РКС предусмотрена внутренняя обратная связь с камерой через датчик давления (ДД) в камере двигателя, с помощью которой ограничивается действие системы только областью допускаемых отклонений тяги двигателя.

Система управления конечными параметрами траектории движения ЛА также должна обеспечивать конечную массу ЛА, близкую к расчетной. При заправке баков топливом всегда неизбежны погрешности. Недолив топлива принципиально недопустим, так как это приводит к невыполнению программы полета, а при переливе топлива должны быть предусмотрены к концу работы ДУ гарантированные остатки топлива в баках, вызываемые механическим и тепловым недозабором топлива. Однако влияние изменения температуры топлива в полете (например от аэродинамического нагрева), ускорения ЛА, вызывающего изменение соотношения компонентов топлива, изменение гидравлических характеристик топливных трактов в процессе полета (например изменения сопротивления трактов охлаждения), погрешности дозирующих топливо агрегатов автоматики и другие факторы требуют дополнительного запаса топлива. Кажущееся очевидным простое решение – перелить на старте топливо с запасом, а в момент останова двигателя слить его за борт ЛА, в настоящее время неприемлемо, так как топливо, находящееся на борту ЛА к моменту останова ДУ, приобретает цену полезного груза ЛА. Другое очевидное решение – оценить излишки топлива на старте и слить их в момент отрыва ЛА от стартовой площадки, также неприемлемо, так как это не гарантирует непредвиденных ситуаций возможного перерасхода топлива двигателем во время полета ЛА, а значит, ставит под угрозу выполнение полетной задачи ЛА. Рабочее решение проблемы лежит между указанными выше двумя крайними очевидными (на первый взгляд) решениями обеспечения конечной массы ЛА, близкой к расчетной для каждой ДУ из всей серии.

Принципы рабочего решения проблемы обеспечения расчетной конечной массы ЛА при неизбежном переливе топливных баков ДУ на старте сводятся к следующему:

- 1) оценить перелив баков на старте и слить большую часть топлива в начале полета;
- 2) сливать излишки топлива в процессе полета по фактической оценке состояния его расходования двигателем;
- 3) при сливе излишков топлива следует исходить из условия обеспечения гарантированных расчетных остатков топлива и прогрессивного уменьшения слива излишков топлива к концу работы ДУ.

Исходя из этих положений для ДУ баллистических ЛА и носителей КЛА разработана система обеспечения конечной массы ЛА, которая называется системой опорожнения баков (СОБ) (рис. 2.23).

В качестве источника информации о переливе топливных баков и фактической оценке его расходования двигателем в СОБ применяются дискретные уровнемеры топлива, установленные в баках ДУ. Сигналы положения уровней топлива в баках  $h_o$  и  $h_t$  подаются на датчик рассогласования

уровней (ДРУ), с помощью которого оценивается их разность  $\Delta h = h_o - h_r$ . Обнаруженная разность уровней после усиления и преобразования сигналов в машинный код поступает в бортовую вычислительную машину (БЦВМ), которая решает задачу о том, какую программу опорожнения баков необходимо реализовать в данный момент по величине фактического рассогласования уровней в топливных баках исходя из условия, что это рассогласование должно быть ликвидировано к концу активного участка полета ЛА. При этом условии в баках к концу работы ДУ остаются гарантированные расчетные остатки топлива. В результате анализа фактического рассогласования уровней БЦВМ формирует командный сигнал. После усиления этот сигнал преобразуется реверсивным электродвигателем в угловый поворот дросселя, установленного на одной из магистралей подачи топлива в камеру (на магистрали подачи окислителя). Предположим, что в начальный момент  $\tau_0$  на старте датчиками уровней зарегистрирован избыток окислителя  $\Delta h_{o, нач}$  (рис. 2.24). БЦВМ в ответ на эту информацию намечает программу опорожнения бака окислителя по линии 1. Если в следующий интервал времени приема информации  $\tau_1$  обнаруживается следование намеченной программы, то последняя сохраняется. Если в последующий интервал времени приема информации  $\tau_2$  обнаруживается отступление от заданной программы, то по фактическому состоянию рассогласования уровней на время  $\tau_2$  вырабатывается новая программа 2, в соответствии с которой происходит перестановка дросселя на линии окислителя в новое положение. Если процесс опорожнения баков с момента  $\tau_2$  оставить не-

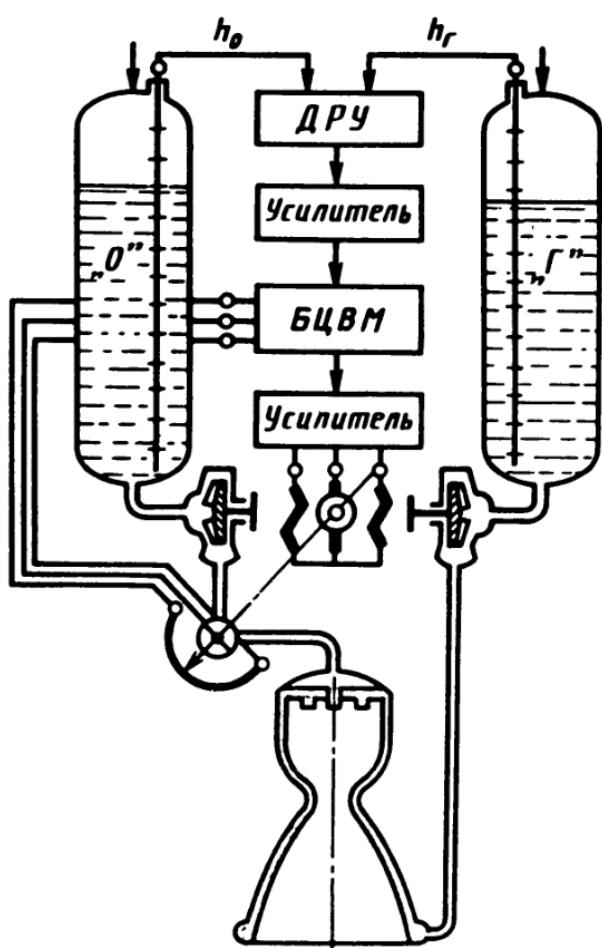
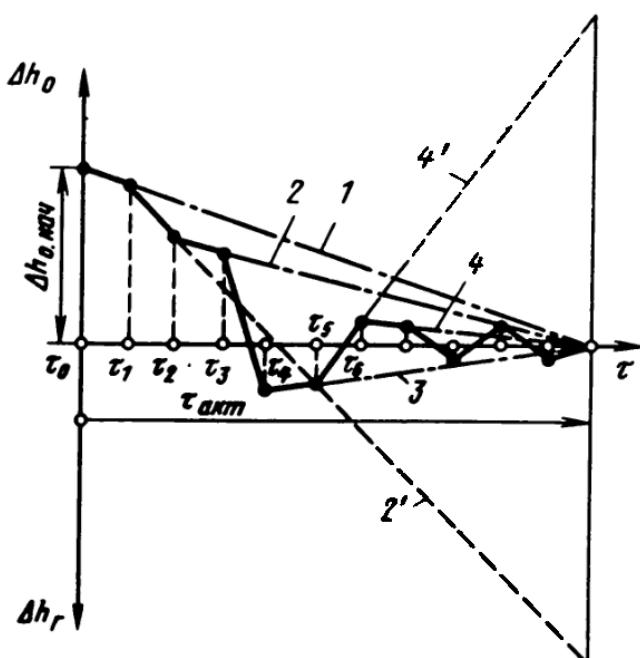


Рис. 2.23. Функциональная схема системы опорожнения баков

Рис. 2.24. Принцип действия системы опорожнения баков



управляемым, то к концу работы ДУ он может закончиться со значительным превышением остатков в баке горючего (пунктирная линия 2').

Если в интервал времени  $\tau_3$  приема информации БЦВМ новая программа опорожнения баков 2 сохраняется, то в работу ДУ не вносится никаких изменений. Но если в интервал времени  $\tau_4$  обнаруживается отступление от программы 2, то по фактическому рассогласованию уровней на момент  $\tau_4$  вырабатывается новая программа 3 и дроссель СОБ переставляется в новое положение, гарантирующее выполнение новой программы опорожнения топливных баков. В интервал времени  $\tau_5$  фактическое состояние уровней отвечает новой программе 3 и никаких изменений не происходит. Но если в интервал времени  $\tau_6$  обнаруживается отступление от программы 3, то вновь вырабатывается новая программа 4, которая обеспечивается изменением положения дросселя СОБ. Если не изменять программы опорожнения баков в момент  $\tau_6$ , то процесс опорожнения будет следовать пунктирной линии 4', и если не будет помех, то к моменту выключения ДУ в баке окислителя окажется его значительный остаток.

Процесс перестройки программы опорожнения баков с помощью СОБ происходит в течение всего времени активного полета ЛА исходя из анализа фактического рассогласования уровня топлива в каждый интервал времени. Дискретность СОБ обусловлена необходимым временем приема, анализа информации и временем принятия решения БЦВМ об изменении программы опорожнения топливных баков. При этом важно, чтобы показания дискретных уровнемеров поступали в память БЦВМ в каждый из промежутков времени между этими интервалами (принципиально показания уровнемеров могут быть и непрерывными).

Таким образом, в начальный момент полета ЛА СОБ оценивает перелив топлива в одном из баков ДУ и вырабатывает такую программу опорожнения перелитого бака, которая предусматривает наибольший слив излишков топлива в начальный период работы и прогрессивное его уменьшение к концу работы ДУ (см. программу 1 на рис. 2.24).

Программа слива излишков топлива обусловлена условием обеспечения гарантированных и равных остатков топлива в баках к концу работы ДУ, которые должны быть расчетными.

Слив излишков топлива из баков в процессе активного полета происходит по фактической оценке состояния его расходования из топливных баков.

Если фактическое состояние опорожнения баков не следует намеченной программе, то программа опорожнения топливных баков мобильно изменяется и представляет собой конечную сумму программ (см. ломаную траекторию на рис. 2.24).

В результате работы СОБ реализуются принципы решения проблемы обеспечения конечной массы ЛА, сформулированные выше.

Основной особенностью рассматриваемой системы управления конечной массой ЛА является то, что "слив" излишков топлива из баков осуществляется через камеру двигателя, в результате чего в ней изменяется

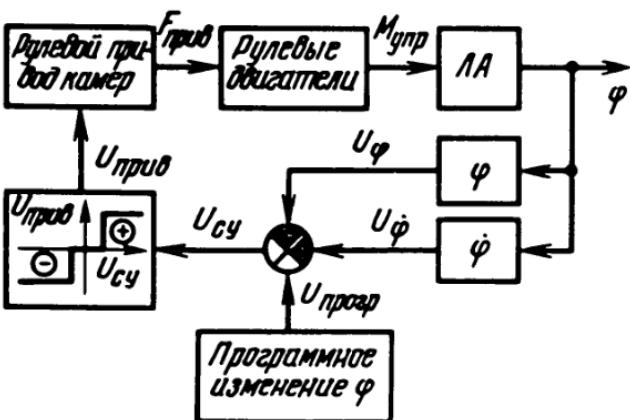
соотношение компонентов топлива. Естественно, что это обстоятельство не способствует строгому поддержанию оптимального значения соотношения компонентов топлива, соответствующего максимуму удельного импульса тяги двигателя. Из общей теории двигателей [8] известно также, что в области экстремума удельного импульса тяги ЖРД его связь с соотношением компонентов топлива имеет пологий характер. Поэтому без особого ущерба удельному импульсу тяги можно разрешить изменять соотношение компонентов топлива в пределах 3 – 5 % его оптимального значения. На этом основании настройка СОБ должна основываться на начальном положении дросселя, соответствующему оптимальному значению соотношения компонентов топлива. Рабочее отклонение дросселя СОБ должно быть ограничено допускаемым диапазоном изменения соотношения компонентов топлива, не приводящим к значительному изменению удельного импульса тяги двигателя. Это ограничение в СОБ обеспечивается местной обратной связью через электрический датчик положения дросселя (например, реостатного типа) с БЦВМ (см. рис. 2.23). СОБ относится к классу самонастраивающихся систем управления с автоматическим поиском оптимальных режимов работы.

## 2.2.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА ЛА

Стабилизация положения осей ЛА в пространстве и угол  $\theta_k$  конечного участка активного полета ЛА обеспечиваются автономной системой управления вектором тяги.

Угловая стабилизация положения осей ЛА обычно осуществляется отдельно в каждой из трех плоскостей: тангенциальной, крена и рыскания.

На рис. 2.25 приведена обобщенная функциональная схема системы управления вектором тяги одного из каналов управления. Объектом управления в этой системе является ЛА, а регулируемой величиной  $\varphi$  – угол отклонения каждой из осей ЛА от заданного положения. В состав регулятора входят: измерители угла и угловой скорости (обычно выполняемых в виде гироскопических приборов), суммирующее устройство, электрический усилитель (в виде поляризованного реле), рулевой привод поворота камер и рулевые двигатели, выполняющие роль исполнительных органов.



При отклонении оси ЛА от положения, заданного программой, измерители угла и угловой скорости фиксируют это отклонение, и на выходе измерителей появляются на-

Рис. 2.25. Функциональная схема системы стабилизации углового положения ЛА по одному каналу управления вектором тяги ДУ

пряжения  $U_\phi$  и  $U_{\dot{\phi}}$ , пропорциональные отклонениям. В результате сравнения этих напряжений с программным напряжением  $U_{\text{прогр}}$ , на выходе из суммирующего устройства формируется сигнал системы управления  $U_{\text{СУ}} = U_{\text{прогр}} - U_\phi - U_{\dot{\phi}}$ . Этот сигнал подается на поляризованное реле, которое в зависимости от знака  $U_{\text{СУ}}$  формирует на выходе сигнал на рулевой привод  $U_{\text{прив}}$ . Рулевой привод отклоняет ось поворотной камеры на угол, пропорциональный модулю управляющего сигнала. Это способствует устранению возникшего отклонения оси ЛА вследствие образовавшегося момента управления относительно центра масс ЛА при отклонении камеры.

На рис. 2.26 в обобщенном виде показаны возможные варианты компоновочных схем размещения поворотных камер на торцовой части ЛА, обеспечивающих управление вектором тяги по всем каналам управления ЛА: тангажу, рысканию и крену. Из рассмотрения этих вариантов видно, что при повороте трех и четырех камер управления вектором тяги обеспечивается поворотом каждой камеры в одной плоскости, т.е. камеры могут иметь одноосный шарнирный подвес на корпусе ЛА. При одной и двух

Число камер	Тип подвеса камеры	Тангаж	Рыскание	Крен
4	Шарнирный			
3	Шарнирный			
2	Карданов			
1 + 2	Карданов + Шарнирный			

Рис. 2.26. Обобщенные варианты компоновочных схем размещения качающихся камер двигателя для управления вектором тяги

камерах необходимо обеспечивать их поворот в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, т.е. камеры должны иметь двухосный (кардановый) подвес на корпусе ЛА. При повороте одной камеры в кардановом подвесе для управления ЛА по каналу крена необходима установка двух дополнительных рулевых камер с шарнирным подвесом. Кроме поворота камер применяется и ряд других способов управления вектором тяги (рис. 2.27).

Газовые рули (рис. 2.27, а), выполненные из жаропрочного графита, изменяют направление струи газов на выходе из сопла двигателя при помощи поворотного устройства. Недостаток этого способа состоит в том, что установленные в поток газов на выходе из сопла рули создают постоянное сопротивление газовому потоку. Кроме того, за время работы двигателя поверхность газовых рулей выгорает примерно на половину от первоначальной.

Этого недостатка можно избежать установкой на срезе сопла периферийных рулей (рис. 2.27, б), которые управляют вектором тяги за счет погружения щитковой поверхности руля в поток газа на срезе сопла двигателя. В нейтральном положении периферийные рули не создают сопротивления газовому потоку. Для управления креном периферийные рули устанавливаются с некоторым эксцентризитетом относительно оси сопла двигателя (на рис. 2.27, б они показаны штрихпунктиром).

Вместо поворота камеры возможен поворот только сопла двигателя (рис. 2.27, в) или торOIDального дефлектора, установленного на срезе сопла (рис. 2.27, г), или вращение сопла с косым срезом (рис. 2.27, д)<sup>1</sup>.

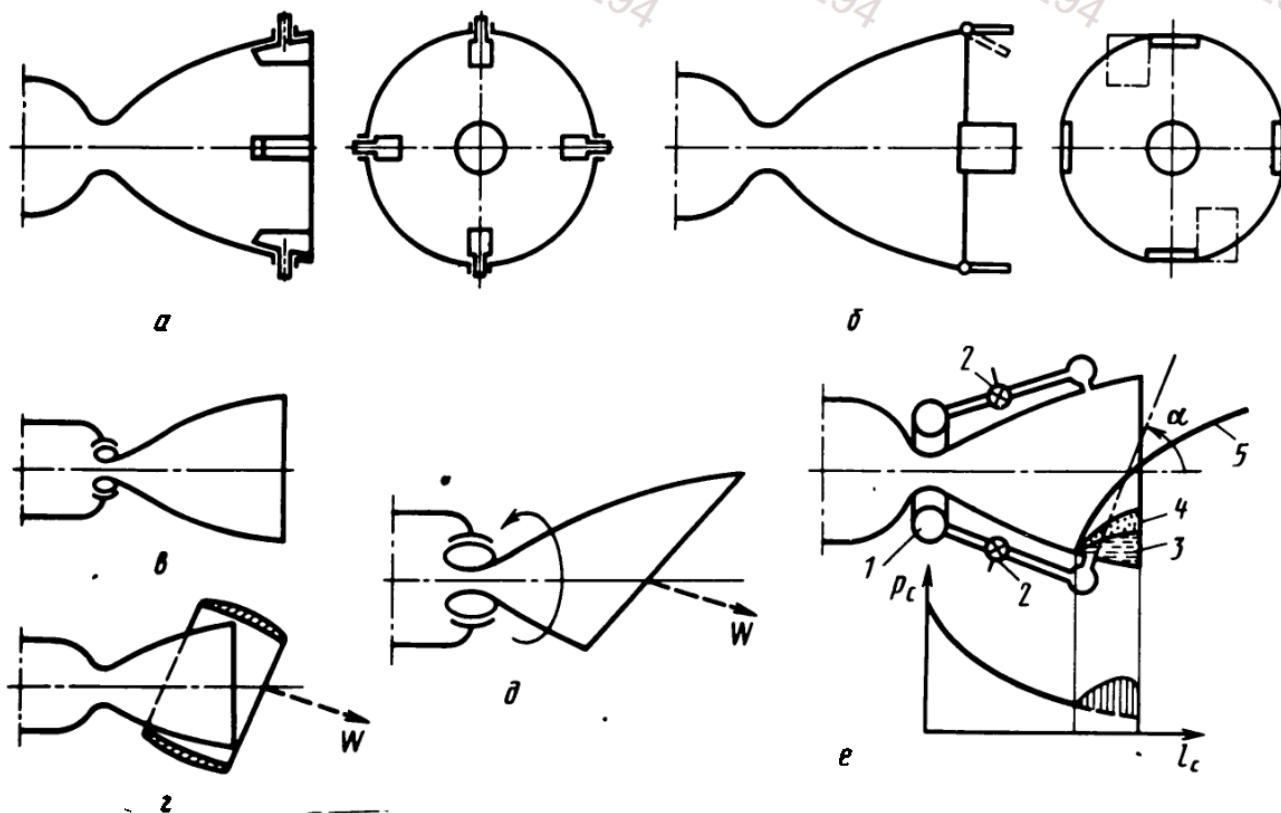


Рис. 2.27. Возможные способы управления вектором тяги ЖРДУ

<sup>1</sup> Схемы на рис. 2.27, в и д применяются в РДТТ.

Особого внимания заслуживает способ изменения вектора тяги с помощью вдува в закритическую часть сопла двигателя жидкости или газа (рис. 2.27, е). Жидкость (или газ) размещается в баллоне 1 и по команде системы управления через клапаны 2 поступает с небольшим избыточным давлением в расширяющуюся часть сопла 3 под углом  $\alpha$ . Вблизи стенки сопла, на границе сверхзвукового потока и паровой фазы жидкости 4 (или газа), реализуется скачок уплотнения 5. За скачком уплотнения образуется область повышенного давления (на рис. 2.27, е график  $p_c = f(l_c)$ ), где происходит отклонение газовой струи в сторону оси сопла, которое вызывает отклонение всего газового потока и создает тем самым эксцентризитет тяги сопла с направлением, противоположным отклонению газового потока. При вдуве 1 % расхода жидкости по отношению ко всему расходу газов через сопло возникает поперечная составляющая тяги, равная 0,5 % от суммарной продольной тяги двигателя. Таким образом, вдув газа или жидкости в закритическую часть сопла применяется для точного (прецзионного) управления вектором тяги.

Перспективным является также способ управления вектором тяги за счет перераспределения расходов топлива между жестко закрепленными на ЛА камерами в многокамерной двигательной установке. Однако широкое применение этого способа сдерживается техническими трудностями реализации регуляторов перераспределения расходов топлива с одновременным сохранением соотношения компонентов топлива, организацией их взаимодействия с системами РКС и СОБ и одновременным ограничением глубины изменения режимов работы камер двигателя.

### 2.2.3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ ЛА С ПОМОЩЬЮ ЖРДМТ

Движение ЛА в космическом полете отличается независимостью движения центра масс от угловых поворотов относительно его центра масс. Эта независимость требует отдельной системы управления движением относительно центра масс ЛА. Система управления, приводящая положение ЛА к заданному, называется системой ориентации, а само управление – ориентацией осей ЛА.

Принципиально структура системы управления угловым положением космических ЛА ничем не отличается от приведенной выше структуры системы управления вектором тяги (см. рис. 2.25). Только вместо рулевого привода в системе управления ориентацией ЛА будет электромеханический привод клапанного агрегата двигателя, а место рулевых двигателей займут жестко закрепленные на ЛА ЖРДМТ. Существенное отличие системы управления ориентацией ЛА от управления вектором тяги при работе маршевых двигателей состоит в том, что ЖРДМТ на космическом ЛА должны не только стабилизировать положение осей ЛА при работе маршевых двигателей, но и управлять ориентацией осей ЛА в процессе его свободного полета при отсутствии возмущающих сил и моментов или их чрезвычайно

малой величины. Поскольку ЖРДМТ выполняются с фиксированным уровнем тяги, а возмущения могут быть различными, то на значительные возмущения ЖРДМТ должны отвечать большой длительностью включения (порядка единиц секунд), а на малые — малой длительностью (порядка сотых долей секунд) с длительными паузами между ними. Таким образом, ЖРДМТ работают в импульсном режиме, который обеспечивается срабатыванием поляризованного реле либо специальной бортовой вычислительной машиной.

Существенным отличием системы управления ориентацией ЛА от системы управления вектором тяги является также жесткое закрепление ЖРДМТ, которые выполняют роль исполнительных органов этой системы. Рассмотрим задачи, возложенные на ЖРДМТ, и варианты из размещения на различных типах ЛА.

Орбитальные маневры ЛА производятся с помощью двигателей, ось приложения тяги которых проходит через центр масс ЛА. Такие двигатели в соответствии с назначением получили наименование жидкостных ракетных двигателей орбитального маневрирования (ЖРДОМ).

Неизбежная погрешность установки ЖРДОМ на ЛА вызывает появление эксцентриситета приложения тяги ЖРДОМ относительно центра масс ЛА, который создает вращение ЛА относительно его центра масс. Компенсация этого вращения возлагается на двигатели малой тяги, установленные на ЛА так, что ось приложения тяги этих двигателей не проходит через центр масс ЛА, а создает управляющий момент, способный компенсировать любые возмущения относительно центра масс. Поскольку возмущения могут возникать относительно любой из осей ЛА (продольной  $OX$ , вертикальной  $OY$  и поперечной  $OZ$ ), то ЛА должен быть снабжен комплектом двигателей, способных компенсировать возмущающие моменты относительно любой из его осей. Наиболее эффективным из всех вариантов активного управления ориентацией ЛА является применение в качестве исполнительных органов двигателей, использующих запасенное на борту ЛА жидкое одно- или двухкомпонентное топливо (ЖРДМТ).

На ЖРДМТ возлагается задача не только компенсации возмущений от ЖРДОМ или после расстыковки с последней ступенью носителя, или от действия аэродинамических и других возмущений, но также и управления ориентацией осей ЛА при наведении приборного оборудования на небесные или земные ориентиры (или другие планеты). Кроме этого на ЖРДМТ возлагается задача поддержания заданной ориентации осей (стабилизации положения осей ЛА) в режиме ориентированного полета ЛА или отслеживания состояния земных, небесных и других ориентиров, находящихся в плоскости орбиты ЛА, и обеспечениестыковки ЛА между собой. Таким образом, ЖРДМТ обеспечивают выполнение следующих типовых полетных задач:

- компенсация моментных возмущений, действующих на ЛА;
- переориентация осей;
- отслеживание трассы в плоскости орбиты полета;
- стабилизация положения осей;
- стыковка ЛА между собой.

Из перечня задач, возлагаемых на систему управления ориентацией, следует заключение о ее выделении в самостоятельный бортовой комплекс ЛА.

ЖРДМТ компонуются на ЛА так, чтобы обеспечивалось движение относительно центра масс ЛА по каждой из его осей. При этом возможны различные варианты размещения ЖРДМТ на ЛА, предусматривающие для ЛА, по форме близкого к круглому телу, компоновку двигателей в виде симметричной пространственной композиции ЖРДМТ (рис. 2.28), либо в виде асимметричной пространственной композиции размещения ЖРДМТ относительно центра масс ЛА (рис. 2.29).

При симметричной пространственной компоновке ЖРДМТ на ЛА двигательная установка рассредоточена по всему ЛА (рис. 2.28). Двигатели размещены по периферии корпуса на наибольшем возможном плече относительно центра масс ЛА, а топливные баки сосредоточены вблизи центра масс ЛА. Для этой компоновки предусмотрена установка 24-х ЖРДМТ, позволяющих управлять пространственным движением ЛА. Наибольший момент управления реализуется одновременным включением двух пар двигателей, установленных на плече  $l_{i_2}$  относительно центра масс ЛА, меньший момент управления — одновременным включением одной пары или двух пар двигателей, установленных на плече  $l_{i_1}$  (см. рис. 2.28). Управление относительно центра масс ЛА может быть реализовано попеременным включением одного двигателя из пары, установленного на плече  $l_{i_1}$  относительно центра масс ЛА. В приведенной компоновочной схеме размещения ЖРДМТ на ЛА каждые восемь двигателей ориентированы вдоль одной из осей ЛА. При одновременном включении двух или четырех одинаково ориентированных двигателей возможно движение центра масс вдоль каж-

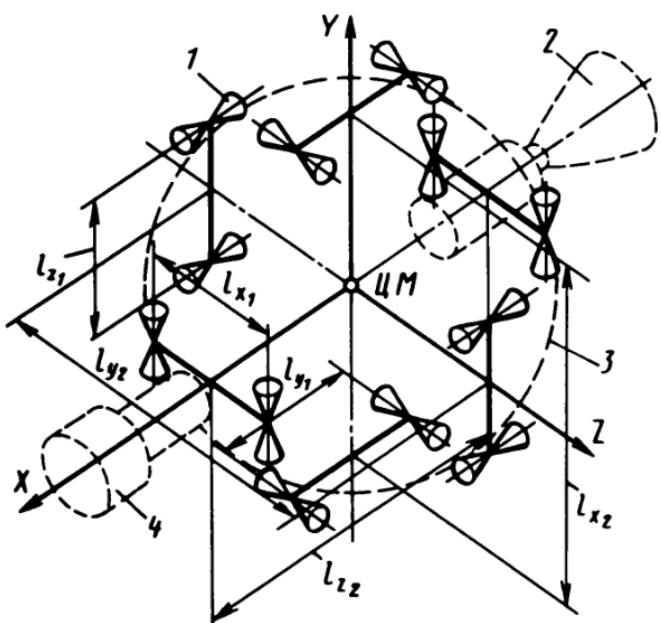


Рис. 2.28. Симметричное размещение ДУ на ЛА:  
1 – ЖРДМТ; 2 – ЖРДОМ; 3 – корпус ЛА; 4 – визир приборного оборудования ЛА

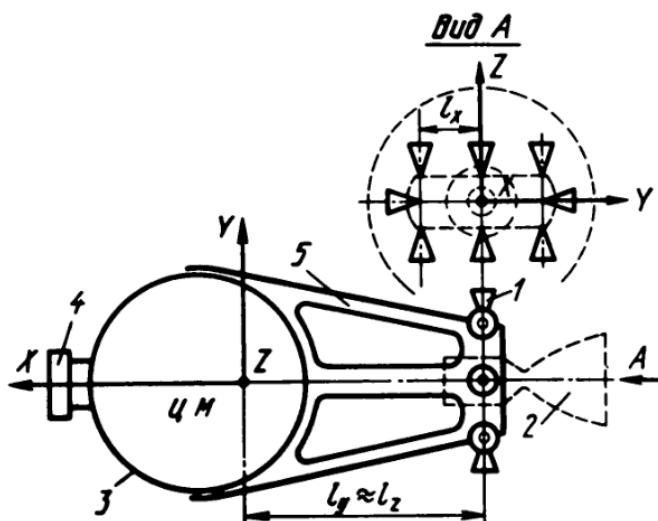


Рис. 2.29. Асимметричное размещение ЖРДМТ на ЛА:  
1 – ЖРДМТ; 2 – ЖРДОМ; 3 – корпус ЛА; 4 – визир приборного оборудования ЛА; 5 – отсек ДУ

дой из его осей, что обеспечиваетстыковку ЛА между собой или дублирует работу ЖРДОМ. Таким образом, комбинаторикой включения ЖРДМТ обеспечивается пространственное положение осей ЛА и его центра масс, что обеспечивает выполнение перечисленных выше полетных задач ЛА с помощью двигателей одной размерности. Для повышения точности управления заданной ориентации осей ЛА устанавливаются дополнительные комплекты ЖРДМТ меньшей размерности.

При асимметричной компоновке ЖРДМТ на ЛА (рис. 2.29) двигательная установка сосредоточена в одном отсеке ЛА и пристыковывается к корпусу ЛА как автономная система. При таком размещении ЖРДМТ на ЛА благодаря увеличению плеч относительно осей  $OY$  и  $OZ$  можно уменьшить число двигателей или их размерность. На рис. 2.29 показана упрощенная схема асимметричной компоновки ЖРДМТ на ЛА, обеспечивающая вращение ЛА относительно его осей с помощью восьми двигателей. При такой компоновке управление положением центра масс ЛА возлагается только на ЖРДОМ.

Для ЛА, корпус которого близок по форме к цилиндрическому телу (рис. 2.30), применяют один из видов компоновок двигателей, рассмотренных выше, или их комбинации. При этом основной особенностью компоновки для ЛА цилиндрической формы является поясное расположение ЖРДМТ на ЛА, при котором двигатели собираются в отдельные блоки. Размещение ЖРДМТ на ЛА, показанное на рис. 2.30, способно обеспечивать не только вращение ЛА относительно его центра масс, но и перемещать центр масс ЛА вдоль каждой из его осей. Такая особенность компо-

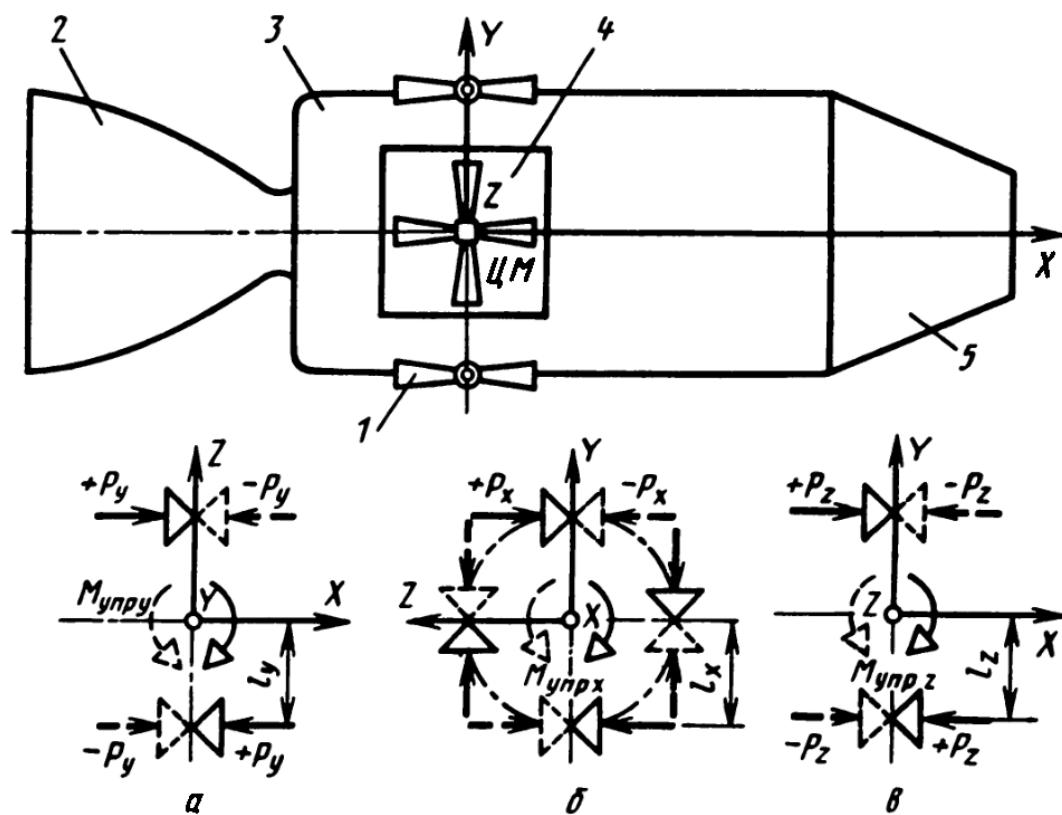


Рис. 2.30. Размещение ЖРДМТ на ЛА цилиндрической формы:  
а, б, в – схемы управления ЛА относительно осей  $OY$ ,  $OX$ ,  $OZ$  соответственно; 1 – ЖРДМТ; 2 – ЖРДОМ; 3 – корпус ЛА; 4 – блок ЖРДМТ; 5 – узелстыковки

новки ЖРДМТ на ЛА необходима для обеспечениястыковки ЛА между собой. Одновременно с этим дублируется работа ЖРДОМ. Поясное расположение ЖРДМТ на ЛА позволяет также сосредоточить в поясе ЖРДМТ всю двигательную установку ЛА и при расположении ДУ в районе центра масс обеспечить стабильные моменты инерции ЛА по каждой из его осей, а также возможность выполнения ДУ в виде автономного отсека ЛА. Такие способы размещения двигателей на ЛА характерны для орбитальных станций.

Летательные аппараты, выполненные в виде усеченного конуса (рис. 2.31), характерны для спускаемых аппаратов (СА). Поскольку практически все современные СА используют в плотных слоях атмосферы для торможения аэродинамическое качество, то для обеспечения статической устойчивости центр масс ЛАмещен относительно оси симметрии. При этом ориентация геометрических осей ЛА относительно вектора скорости (проходящего через центр масс ЛА) обеспечивает устойчивость движения СА только при расположении центра масс ниже оси симметрии ЛА. В этом случае между осью симметрии ЛА и вектором скорости образуется угол атаки, а ориентация положения осей СА обеспечивает движение ЛА большим основанием усеченного конуса (лобовой частью ЛА) вперед по отношению к набегающему потоку.

Устойчивость такого положения ЛА обеспечивается уравновешиванием момента, создаваемого аэродинамической силой и силой тяжести ЛА. Это свойство ЛА часто называют свойством самобалансировки, и для ЛА, близкого по форме к усеченному конусу, оно сохраняется лишь в области малых возмущений.

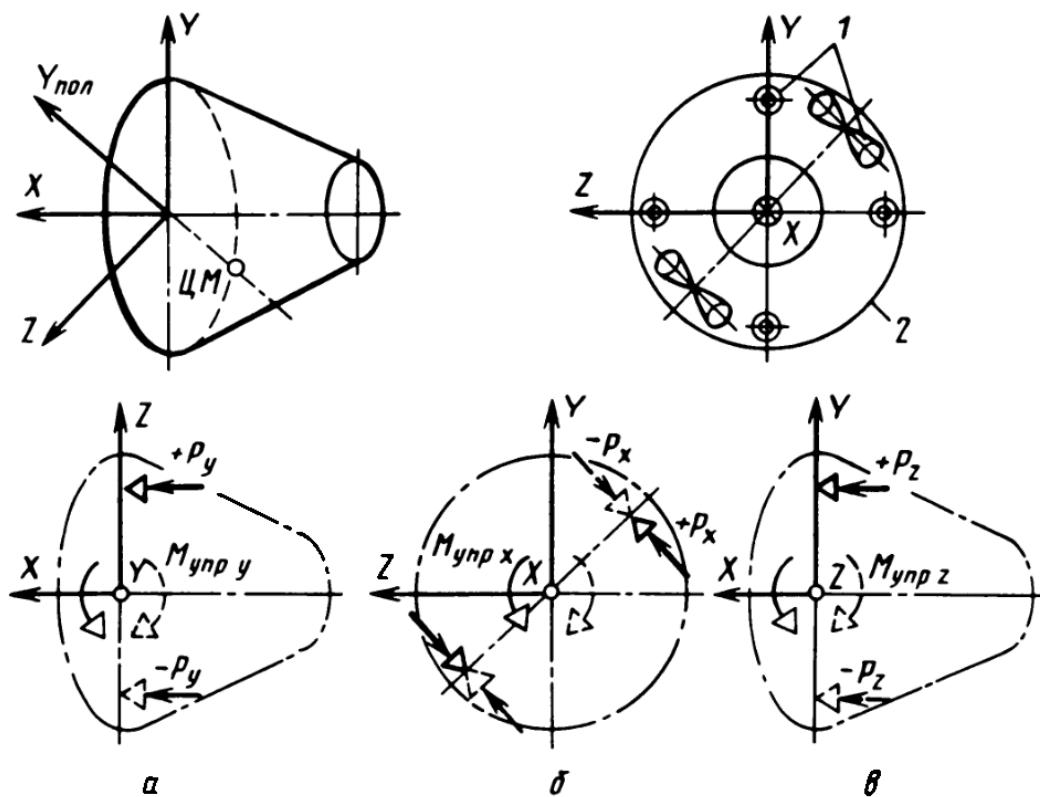


Рис. 2.31. Размещение ЖРДМТ на ЛА конической формы:  
а, б, в – схемы управления ЛА по каналу рыскания, крена и тангажа; 1 – ЖРДМТ;  
2 – корпус ЛА

Однако ветровые ударные нагрузки на корпус ЛА при входе в плотные слои атмосферы могут переориентировать положение центра масс ЛА, который может оказаться выше оси симметрии ЛА. В этом случае ЛА становится неустойчивым, а его движение под действием момента аэродинамических сил приводит к опрокидыванию ЛА и последующему за ним хаотическому движению. Для предотвращения потери устойчивости движения в плотных слоях атмосферы СА снабжаются комплектом двигателей, способных компенсировать ударные возмущения высоких уровней и тем самым сохранять устойчивость ориентации осей ЛА в области самобалансировки (в области самоустраниния малых возмущений).

Поскольку момент инерции усеченного конуса наименьший по отношению к оси  $OX$ , то для обеспечения самобалансировки СА по каналу крена устанавливается наибольшее число двигателей.

При управлении ЛА относительно центра масс в плотных слоях атмосферы принимается терминологическое обозначение движения ЛА по самолетному принципу: относительно оси  $OY$  (см. рис. 2.31, *а*) – по каналу рыскания; относительно оси  $OX$  (см. рис. 2.31, *б*) – по каналу крена; относительно оси  $OZ$  (см. рис. 2.31, *в*) – по каналу тангажа (часто эту терминологию переносят и на космические ЛА).

На рис. 2.31 показан вариант размещения минимального числа ЖРДМТ на СА из восьми двигателей.

Для ЛА треугольной формы в плане применяют компоновку двигателей, размещенных в кормовом отсеке (рис. 2.32). Кроме преимущества, обусловленного автономностью ДУ на ЛА, такое размещение двигателей обосновано тем, что ЛА треугольной формы с орбитального маневрирования в космосе целиком переходит на режим спускаемого аппарата с использованием в плотных слоях атмосферы аэродинамического качества. При спуске такого ЛА углы атаки составляют примерно  $40 - 45^\circ$ . При этом важно, чтобы двигатели находились в аэродинамической тени и не подвергались воздействию встречного аэродинамического потока. Поскольку управление ЛА по каналам тангажа, рыскания и крена (рис. 2.32, *а*, *б*, *в*) происходит приоритетно (т.е. по очереди), то в компоновочной схеме размещения ЖРДМТ на ЛА предусмотрено функциональное разделение двигателей по каждому каналу управления. Простейшая схема размещения двигателей на ЛА треугольной формы включает в свой состав два блока ЖРДМТ по пять двигателей в каждом. Комбинаторикой включения ЖРДМТ в этой компоновочной схеме возможны варианты функциональной замены двигателей по каналам тангажа и крена. Канал рыскания требует дублирования двигателей, а движение центра масс ЛА возлагается только на ЖРДОМ. Компоновочные схемы размещения ЖРДМТ на ЛА, показанные на рис. 2.29 и 2.32, применяются преимущественно для беспилотных ЛА, не требующихстыковки с другими ЛА.

Размещение ЖРДМТ на орбитальном самолете основано на автономно-блочном принципе. В общем случае на орбитальном ЛА (рис. 2.33) могут быть установлены три автономных двигательных отсека: два кормовых

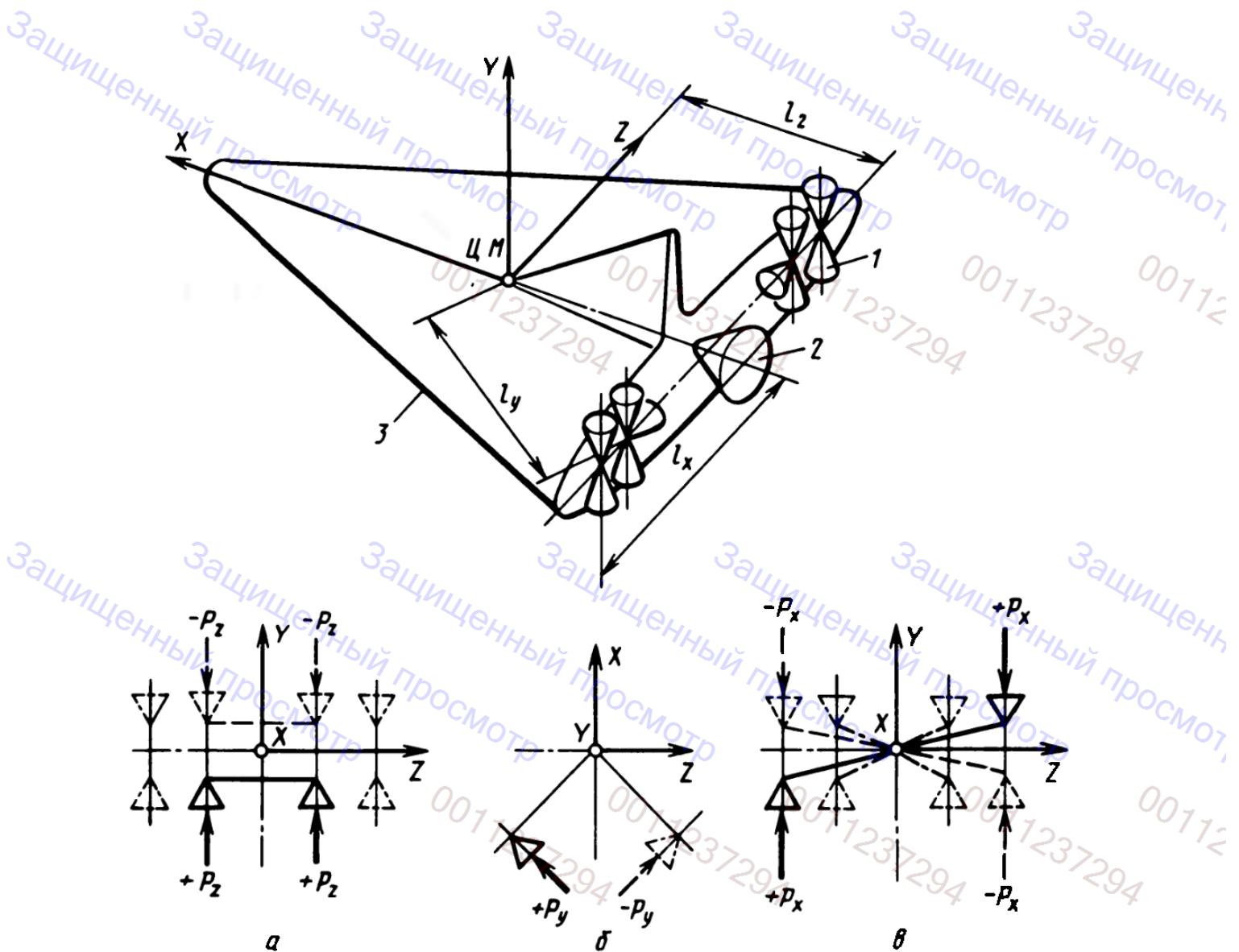


Рис. 2.32. Принципиальная схема размещения минимально потребного комплекта ЖРДМТ для ЛА треугольной формы:  
 $a, b, c$  – схемы управления ЛА по каналу тангажа, рыскания и крена соответственно;  
1 – ЖРДМТ; 2 – ЖРДОМ; 3 – корпус ЛА

и один носовой. В каждом из этих отсеков размещены блоки ЖРДМТ и ЖРДОМ, к которым подается топливо из объединенной (или автономной) системы питания, размещенной в отсеке ДУ.

На рис. 2.33,  $a, b, c$  показаны схемы включения ЖРДМТ по каналам тангажа, рыскания и крена при управлении ЛА с помощью кормовых отсеков.

Поскольку ЖРДМТ обеспечивает управление ЛА как на орбитальном участке полета, так и на этапе спуска ЛА в плотных слоях атмосферы и потребные моменты управления на этих участках существенно различны, то по каналам управления тангажа и рыскания (с наибольшими моментами инерции ЛА) устанавливаются несколько двигателей одной размерности. Путем комбинаторики их включения получают потребные моменты управления ЛА на различных этапах его полета. Для повышения точности управления возможна параллельная установка ЖРДМТ другой размерности.

На рис. 2.33 показана компоновка ЖРДМТ для двух кормовых отсеков, состоящих из 24-х двигателей без учета дублирования и носового отсека. С учетом двигателей носового отсека, дублирования, ЖРДМТ другой размерности и ЖРДОМ общее число двигателей на орбитальном самолете может составлять несколько десятков. Большое число двигателей, расположенных в нескольких автономных отсеках ДУ, является отличительной особенностью компоновочной схемы размещения двигателей на орбитальном самолете.

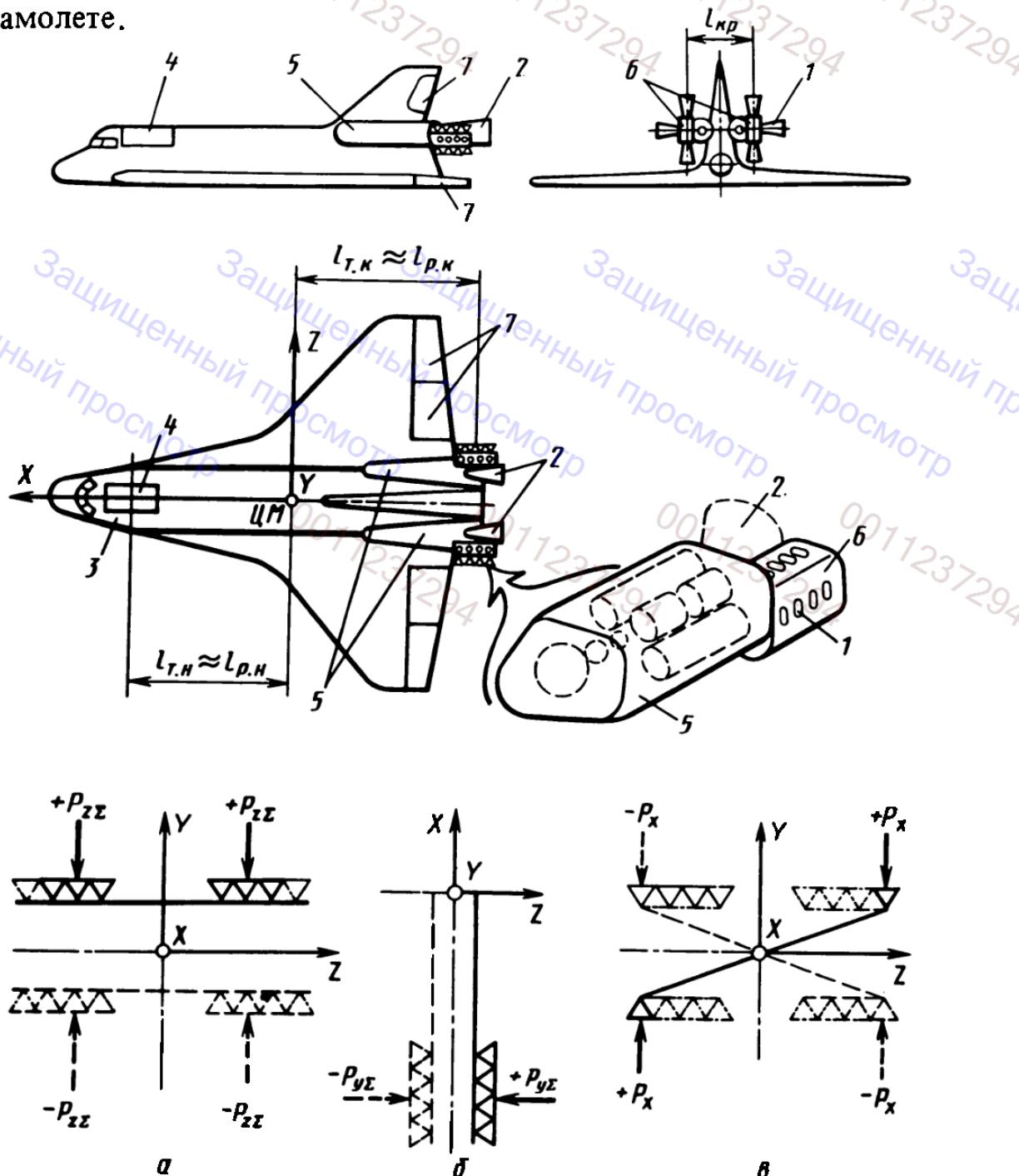


Рис. 2.33. Размещение ЖРДМТ на орбитальном самолете:

*a, б, в* – схемы управления ЛА по тангажу, рысканию и крену соответственно; 1 – ЖРДМТ; 2 – ЖРДОМ; 3 – корпус ЛА; 4 – носовой отсек ДУ с ЖРДМТ; 5 – кормовой отсек ДУ с ЖРДМТ и ЖРДОМ; 6 – блок ЖРДМТ; 7 – аэродинамические рули;  $l_{T,K}$ ;  $l_{T,H}$  – плечо установки ЖРДМТ для управления по каналу тангажа двигателями, размещенными в кормовом и носовом отсеках соответственно;  $l_{P,K}$ ;  $l_{P,H}$  – плечо установки ЖРДМТ для управления по каналу рыскания двигателями, размещенными в кормовом и носовом отсеках соответственно

## 2.2.4. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ДУ

Системы управления процессом функционирования ДУ относятся к внутридвигательным системам управления процессами в ДУ как к автономному комплексу.

Действительно, согласно рис. 2.20, на котором приведена структурная схема классификации задач, возлагаемых на системы управления ЖРДУ, правая ветвь этой структуры отражает задачи внутридвигательного обеспечения процесса функционирования ДУ. Однако полной автономией внутридвигательные системы управления не обладают, так как выполнение полетных задач может (и должно) воздействовать на контуры управления тягой и соотношения компонентов топлива со стороны РКС и СОБ через управление параметрами камер двигателей и газогенераторов. При описании работы РКС было указано, что эта система также воздействует на процесс останова ДУ. Она же может быть использована для реализации программного запуска ДУ.

Чисто внутренними задачами ДУ является управление режимом работы турбинного агрегата через управление параметрами газогенераторов, воспламенение горючих смесей в камерах и газогенераторах, а также управление наддувом баков и захолаживание агрегатов ДУ перед запуском при использовании низкокипящих или криогенных компонентов топлива. Если полетные задачи предусматривают стабилизацию тяги и соотношение компонентов топлива, то контуры управления камерами и газогенераторами становятся автономными и чисто внутридвигательными.

Поскольку глубокое изменение режимов работы ДУ, запуск и останов двигателя обеспечиваются в большинстве случаев лишь при косвенном участии внешних систем управления движением ЛА, то управление этими процессами следует также рассматривать как внутридвигательные.

Рассмотрим правую ветвь классификации, показанную на рис. 2.20 в виде самостоятельной, чисто внутренней системы управления процессом функционирования ДУ. При вытеснительной системе подачи топлива стабилизация и управление тягой и соотношением компонентов топлива в камере обеспечиваются путем взаимной настройки газовых редукторов давления подачи топлива.

При насосной системе подачи топлива стабилизация и управление параметрами камер и газогенераторов требует специальных контуров управления, включающих в свой состав автоматические регуляторы. На чувствительные элементы сравнения этих регуляторов должны быть поданы параметры регулирования и командные сигналы. В работе [4], на основе линейного анализа отклонений основных параметров ДУ, показано, что в качестве косвенных параметров регулирования тяги могут быть использованы давление топлива перед форсунками ( $p_f$ ), давление в камере двигателя ( $p_k$ ), перепад давлений на форсунках ( $\Delta p_f$ ) и другие давления в трактах питания топливом камер и газогенераторов ДУ. На рис. 2.34 показана

область отклонения параметров (в безразмерной форме)  $\bar{P}_\Phi$ ;  $\bar{P}_K$ ;  $\Delta\bar{P}_\Phi$  в заданном диапазоне изменения тяги  $\bar{P} = \pm 5\%$ . Из рисунка видно, что этому диапазону изменения тяги соответствует отклонение давления перед форсунками в области  $\bar{P}_\Phi \pm 2,5\%$ , отклонение давления в камере двигателя в области  $\bar{P}_K \pm 5\%$  и перепад давлений на форсунках двигателя в области  $\Delta\bar{P}_\Phi \pm 10\%$ . Чем больше область отклонения косвенного параметра регулирования в заданном диапазоне регулируемой величины, тем выгоднее его использование в регуляторах, так как уменьшаются требования к точности его измерения. Чем меньше агрегатов ДУ входит в замкнутый контур управления, тем большее их число остается без контроля со стороны регуляторов. Наибольшее число агрегатов ДУ входит в замкнутый контур управления тягой при выборе косвенного параметра регулирования давления в камере двигателя. Однако пульсации давления, сопровождающие работу камеры, высокотемпературный газ, длинные трубопроводы искажают передачу сигналов от камеры к регулятору и уменьшают надежность работы как камеры двигателя, так и регулятора. В каждом конкретном случае в результате компромиссного решения может быть выбран тот или иной косвенный параметр.

Условная принципиальная обобщенная схема регулятора тяги показана на рис. 2.35. Условность ее состоит в том, что мембранный элемент сравнения (обладающий малой величиной хода) без усилителя непосредственно воздействует на исполнительный орган, принципиальность – в том, что подвод давлений в элемент сравнения выполнен так, что при увеличении командного давления дроссель регулятора открывается (тяга увеличивается), а при увеличении давления косвенных параметров – закрывается (тяга уменьшается). Такой подвод давлений в регулятор соответствует его включению в отрицательную обратную связь к объекту управления (двигательной установке).

Обобщенность схемы регулятора состоит в том, что она принимается одинаковой для всех типов регуляторов с перечислением всех возможных косвенных параметров регулирования, но в каждом конкретном случае используется только один из них. Регулятор тяги может быть установлен

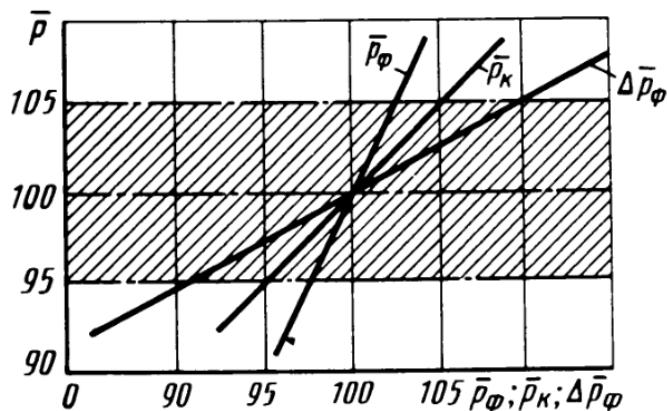


Рис. 2.34. Область отклонения косвенных параметров регулирования в назначенному диапазоне изменения тяги

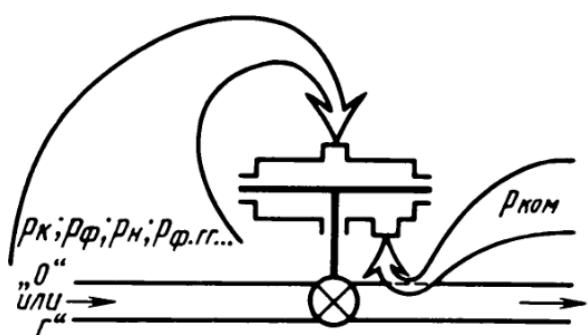


Рис. 2.35. Условная принципиальная общенная схема регуляторов тяги

Рис. 2.36. Условная принципиальная обобщенная схема стабилизаторов соотношения компонентов топлива

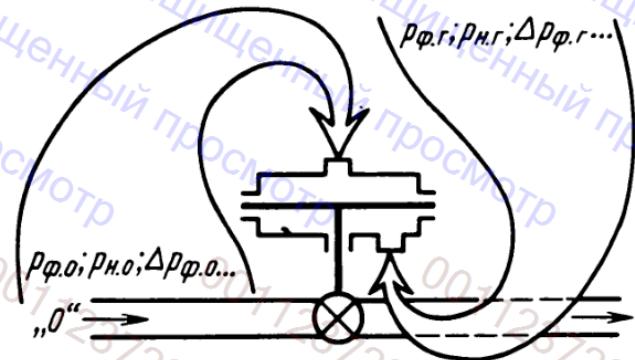
на любой магистрали подачи топлива. Аналогично регулятору тяги на рис. 2.36 показана условная принципиальная обобщенная схема стабилизатора соотношения компонентов топлива, используемого для камер и газогенераторов. В качестве косвенных параметров регулирования в этой схеме могут быть использованы давления компонентов топлива той магистрали, на которой установлен стабилизатор, а в качестве командных сигналов — те же давления, но другой топливной магистрали. Всякое рассогласование давлений в результате действия стабилизатора приводит к восстановлению соотношения этих давлений, а значит, и к восстановлению соотношения расходов компонентов топлива, так как давления являются косвенными параметрами регулирования расходов топлива.

Естественно, что в стабилизаторах соотношения расходов топлива могут сравниваться лишь одинаковые давления. При неодинаковых давлениях в полость мембранныго элемента регулятора со стороны меньшего давления устанавливается пружина, восстанавливающая равновесное состояние мембраны.

В качестве косвенных параметров регулирования кроме давлений в регуляторах тяги и стабилизаторах могут быть использованы расходы топлива (точнее, соответствующие им перепады давлений на дроссельных расходомерах).

Рассмотрим некоторые из возможных принципиальных схем расположения регуляторов тяги и стабилизаторов соотношения компонентов топлива в различных системах питания.

В пневмогидравлических системах двигательных установок с автономным топливом для питания турбины управление тягой и соотношением компонентов топлива требует установки двух регуляторов (рис. 2.37). Регулятор тяги 2 устанавливается на линии питания турбины (перед газогенератором). При выборе давления в камере двигателя в качестве косвенного параметра регулирования тяги в замкнутый контур управления входят все агрегаты ДУ кроме сопла двигателя и топливных баков. В этом случае в режиме стабилизации тяги регулятором компенсируются отклонения параметров всех входящих в замкнутый контур агрегатов ПГС ДУ. Естественно, что такие контуры необходимы тогда, когда выполнение по летных задач ЛА предусматривает преимущественный режим стабилизации тяги. Изменение режима работы ДУ осуществляется путем изменения командного давления ( $p_{ком}$ ). Изменением этого давления (в частном случае) может быть реализован входной сигнал в ДУ со стороны регулятора кажущейся скорости. Стабилизатор соотношения компонентов топлива 1 сравнивает давления перед форсунками в камере двигателя. Исполнитель-



ный орган стабилизатора установлен на линии питания окислителем камеры двигателя. Косвенным параметром регулирования расхода окислителя в этом случае является давление перед форсунками окислителя, а командным сигналом – давление перед форсунками горючего. Контур управления стабилизации расходов локальный и ограничен участком гидравлической сети от места отбора на регулятор давления перед форсунками окислителя до места установки дросселя регулятора.

В оба контура управления ДУ частично входят одни и те же агрегаты ПГС ДУ. Поэтому каждое срабатывание одного из контуров управления является возмущением для другого.

В пневмогидравлической системе ДУ с питанием турбины основными компонентами топлива для управления параметрами необходима установка трех регуляторов (рис. 2.38). С помощью регулятора 2 поддерживается или изменяется тяга двигателя. Косвенным параметром регулирования тяги в этом случае является давление перед форсунками газогенератора (точнее, давление горючего перед входом в тракт охлаждения газогенератора). Стабилизатор 1 поддерживает постоянным заданное значение соотношения компонентов топлива в газогенераторе путем взаимной стабилизации дав-

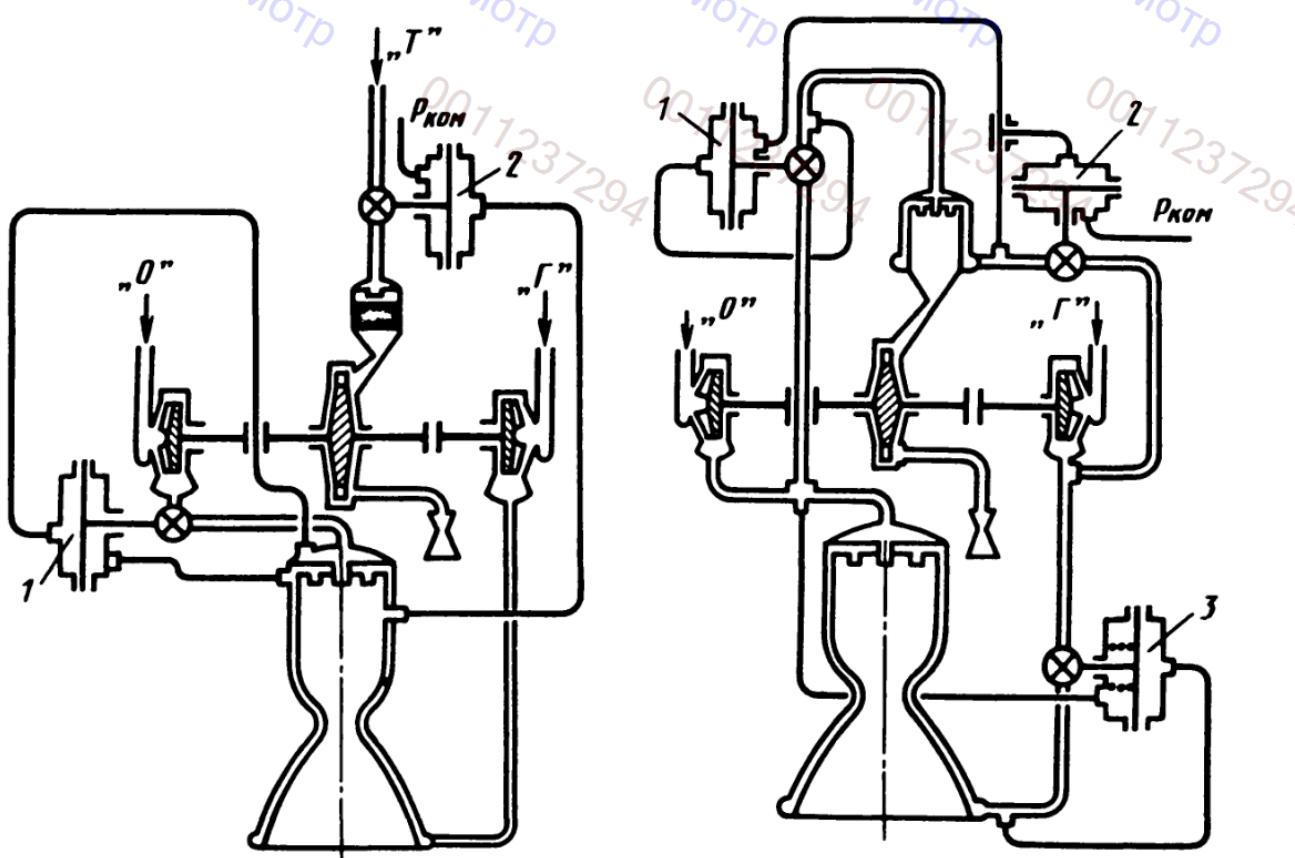


Рис. 2.37. Система управления параметрами ДУ при питании турбины автономным рабочим телом:

1 – стабилизатор соотношения компонентов топлива в камере; 2 – регулятор тяги

Рис. 2.38. Система управления параметрами ДУ при питании турбины собственными компонентами топлива:

1 – стабилизатор соотношения компонентов топлива в газогенераторе; 2 – регулятор тяги; 3 – стабилизатор соотношения компонентов топлива в камере двигателя

Рис. 2.39. Схема системы управления параметрами ДУ, обеспечивающая наибольшую скорость изменения режима работы ДУ:

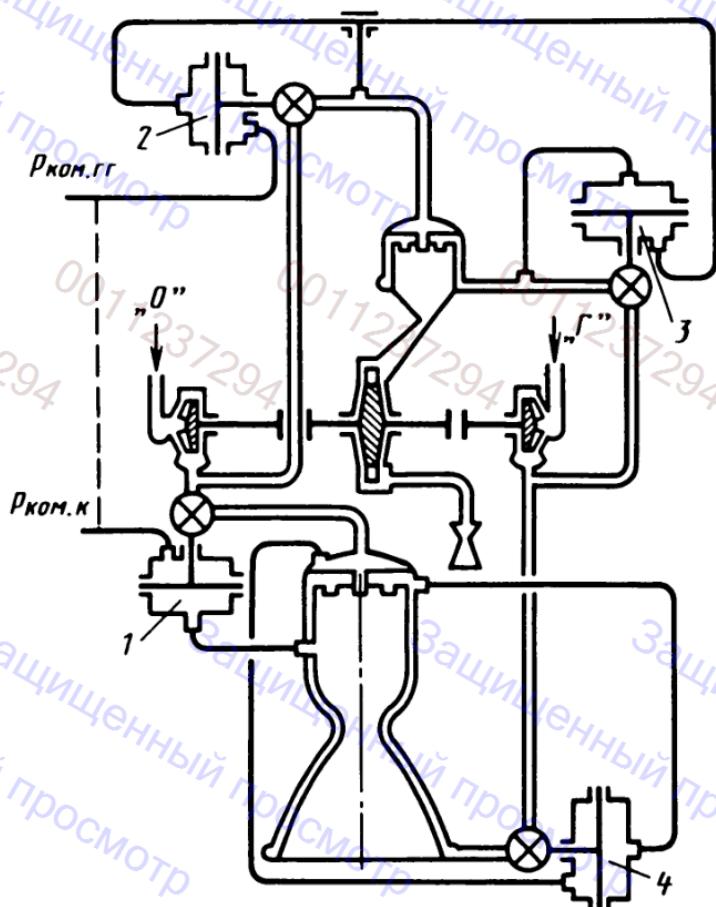
1 – регулятор тяги; 2 – регулятор управления режимом работы газогенератора; 3 – стабилизатор соотношения компонентов топлива газогенератора; 4 – стабилизатор соотношения компонентов топлива в камере двигателя

лений подачи топлива в газогенератор. Стабилизатор 3 поддерживает постоянным оптимальное соотношение компонентов топлива в камере за счет взаимной стабилизации давлений подачи топлива в камеру двигателя.

Каждый из трех контуров регуляторов давления сугубо локален и не включает в свой состав ни одного агрегата ПГС ДУ. Кроме того, устройство таких регуляторов (если они не содержат в своем составе усилители) исключает трубопроводы связи элемента сравнения с регулируемой величиной, а имеют лишь трубопроводы связи с задающими параметрами (командой). Это обстоятельство определяет основное преимущество таких регуляторов (иногда их называют регуляторами давления "за собой"). Естественно, что точность поддержания с их помощью назначенных параметров ДУ ниже, чем контуров, включающих в свой состав агрегаты ДУ. Основным преимуществом регуляторов с сугубо локальным контуром является их высокое быстродействие. Это преимущество оказывается определяющим в системах управления программного типа и в системах слежения, в которых командные сигналы чаще изменяются во времени, чем остаются постоянными.

На рис. 2.39 приведена схема системы управления ДУ с четырьмя регуляторами, обеспечивающими наибольшую скорость изменения режимов работы ДУ при повышенных требованиях к точности воспроизведения этих режимов.

Действие регуляторов тяги 1 и стабилизатора соотношения расходов топлива в камере двигателя 4 происходит в темпе изменения командного давления  $p_{ком}$ , и камера двигателя практически отслеживает эти действия. Турбонасосный агрегат вследствие своей инерционности сохраняет прежний режим работы. При уменьшении тяги это приводит к значительным перепадам на дросселях регуляторов 1 и 4. При увеличении тяги темп изменения режима работы двигателя определяется темпом увеличения частоты вращения ротора ТНА. Для согласования режимов работы камеры и ТНА



в рассматриваемой системе управления ДУ перед газогенератором устанавливаются регуляторы режима работы ТНА 2 и 3. Регулятор 2 согласует частоту вращения ротора ТНА с режимом работы камеры двигателя, а регулятор 3 обеспечивает заданную величину соотношения компонентов топлива в газогенераторе. В момент изменения командного давления в регуляторе тяги 1 должно быть соответственно изменено командное давление в регуляторе управления режимом работы 2. Синхронное согласование изменения командных сигналов  $p_{ком,к}$  и  $p_{ком,гг}$  на рисунке обозначено пунктиром. Требование повышенной точности поддержания назначенных режимов работы в рассматриваемой системе управления обеспечивается включением камеры двигателя в состав контура управления тягой и форсуночной головки – в состав контура стабилизатора 4. Кроме того, на установившемся режиме работы ДУ регуляторы 1 и 2 последовательно дублируют друг друга, что также повышает точность управления тягой. Регулятор 2 и стабилизатор 3 имеют локальные контуры управления, не включающие в свой состав агрегатов ДУ. Для увеличения их быстродействия эти регуляторы должны быть выполнены по схеме регуляторов прямого действия. При выполнении оговоренных выше условий в значительной степени уменьшаются дефекты рассмотренного закона управления, связанного с неизбежной потерей экономичности и большими перепадами давлений на дросселях регуляторов.

На рис. 2.40 приведена простейшая система управления параметрами ДУ с дожиганием окислительного генераторного газа после турбины в камере двигателя, в состав которой входят два регулятора. Регулятор тяги 1 установлен на линии питания горючим газогенератора, а стабилизатор соотношения компонентов топлива в камере – на линии питания горючим камеры двигателя. При изменении командного давления в регуляторе 1 изменяется подача горючего в газогенератор. В результате соотношение компонентов топлива в газогенераторе изменяется, так как в данной системе отсутствует стабилизатор соотношения компонентов топлива в газогенераторе. В связи с этим в газогенераторе изменяется также и температура газа, что приводит к изменению адиабатной работы газа, подаваемого на турбину. Это, в свою очередь, способствует изменению мощности турбины, а значит, и режима работы ТНА. В конечном итоге изменяется режим работы камеры двигателя при сохранении в ней оптимального значения соотношения компонентов топлива вследствие работы стабилизатора 2.

При такой схеме расстановки регуляторов контур управления тягой имеет наибольший коэффициент усиления. В рассматриваемой системе питания возможна установка регулятора тяги на линии питания газогенератора окислителем. В этом случае изменение мощности турбины будет происходить вследствие изменения расхода при незначительном изменении температуры. При уменьшении расхода окислителя температура генераторного газа будет возрастать, что потребует установки стабилизатора на линии питания горючим газогенератора. Через газогенератор проходит весь расход окислителя, и поэтому потребные усилия для привода дросселя на линии окислителя будут значительными.

С целью повышения точности системы управления, показанной на рис. 2.40, в контур управления тягой включены все агрегаты ДУ (кроме сопла двигателя и топливных баков), а контур стабилизации соотношения компонентов топлива в камере хотя и является локальным, но отличается от предыдущих локальных быстродействующих контуров управления тем, что косвенный параметр регулирования ( $p_{н.г}$ ) измеряется не "за собой", а "перед собой" (т.е. перед регулятором, а не за ним). В этом случае на дросселе регулятора происходит срабатывание меньшего перепада давления. Следует отметить, что рассмотренная система управления внутридвигательными контурами ДУ применяется крайне редко, так как основное применение систем питания с дожиганием имеет место на баллистических ЛА и носителях космических ЛА, где управляют параметрами ДУ РКС и СОБ.

На рис. 2.41 показана система управления параметрами ДУ с дожиганием окислительного газа после турбины и постоянной температурой в газогенераторе. Эта система предусматривает регулирование тяги двигателя и конечной массы ЛА с помощью внешних (аппаратных) систем РКС и

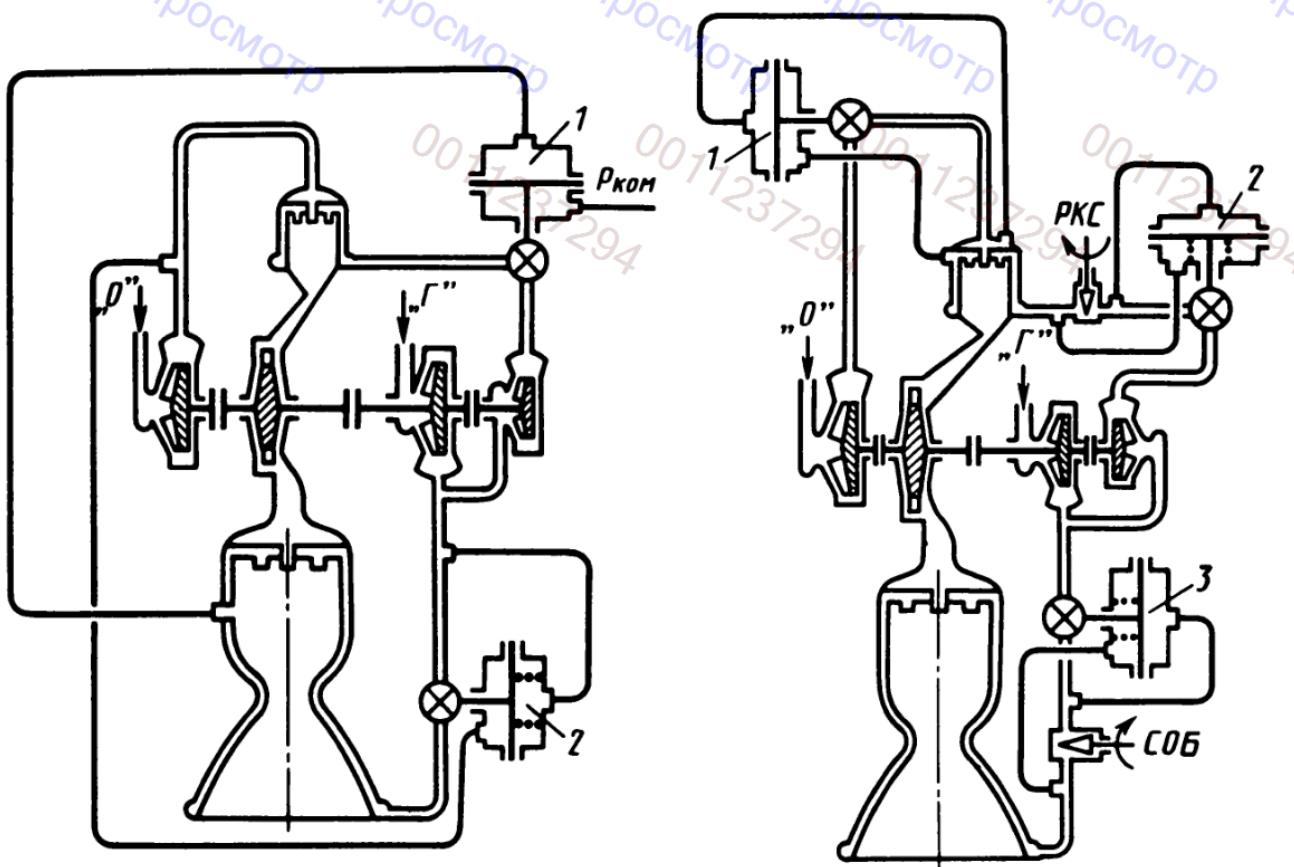


Рис. 2.40. Простейшая система управления параметрами ДУ с дожиганием окислительного генераторного газа:

1 – регулятор тяги; 2 – регулятор соотношения компонентов топлива в камере двигателя

Рис. 2.41. Система управления параметрами ДУ с дожиганием окислительного газа после турбины и постоянной температурой в газогенераторе:

1 – стабилизатор соотношения компонентов топлива в газогенераторе; 2 – регулятор расхода горючего в газогенераторе; 3 – регулятор расхода горючего в камере двигателя

СОБ. Однако при этом оказывается возможным (а иногда и необходимым) сопровождение работы внешних контуров управления параллельной работой внутренних контуров управления параметрами агрегатов ДУ. С целью обеспечения эффективной работы газогенератора (с наименьшими энергетическими потерями) последний требует автономного регулирования соотношения компонентов топлива для поддержания в газогенераторе постоянной (наибольшей из допустимых значений) температуры генераторного газа. Эту задачу в рассматриваемой системе управления выполняет стабилизатор 1. В замкнутый контур управления этого стабилизатора включены участок магистрали подачи окислителя в газогенератор и форсуночная полость окислителя.

Регулятор расхода горючего в газогенератор 2 использует дроссель системы РКС как расходомерное устройство. Его элемент сравнения измеряет разность давлений до и после дросселя РКС. При неподвижном положении дросселя РКС регулятор 2 поддерживает в газогенераторе заданный расход горючего. При этом регулятор 2 как бы "помогает" системе РКС выполнять назначенный режим работы ДУ, устранив своим действием влияние на этот режим внутренних возмущений со стороны ДУ.

Аналогичную роль выполняет регулятор 3 расхода горючего, поступающего в камеру двигателя. Используя дроссель СОБ как измерительное устройство (задающее режим по расходу) элемент сравнения этого регулятора измеряет перепад давлений до и после дросселя СОБ и способствует на магистрали подачи горючего стабилизации расхода в перерывах между дискретными срабатываниями СОБ. Таким образом, регулятор расхода 3 (точнее регулятор перепада давлений) "помогает" СОБ выполнять намеченную программу дозирования расхода компонента топлива.

Рассмотрим ещё одну особенность регуляторов внутридвигательного контура, которая относится к управлению режимом работы ТНА. В работе [4] показано, что в зависимости от сочетания моментных характеристик турбины и насосов ТНА может обладать как свойством самостабилизации режима работы (свойством устойчивости), так и свойством дестабилизации совместного режима работы (свойством неустойчивости).

Свойство устойчивости или неустойчивости системы питания ТНА проявляется в зависимости от способа питания турбины рабочим телом. При питании турбины от автономного источника (от баллонной системы питания автономным топливом) ТНА всегда устойчив. Питание турбины от газогенератора тем же топливом от насоса с приводом от ротора основного ТНА, вызывает неустойчивость. В самом деле, в этом случае расход топлива для питания турбины ТНА пропорционален угловой частоте вращения его ротора. Если предположить, что на линии питания газогенератора нет дозирующего дросселя, то всякое увеличение частоты вращения ротора ТНА вызывает увеличение расхода рабочего тела на турбину и наоборот. Таким образом, устойчивость ТНА определяется схемным решением ДУ и при питании турбины через насос, связанный с роторной частью ТНА, приобретается свойство неустойчивости. Вследствии этого, всякое схемное реше-

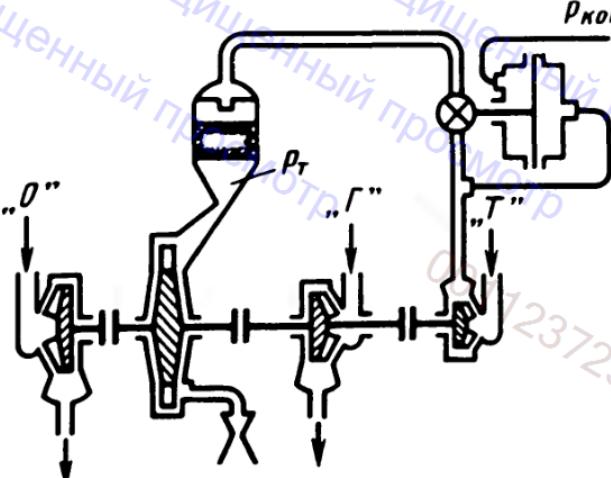


Рис. 2.42. Система управления с неустойчивым внутридвигательным объектом

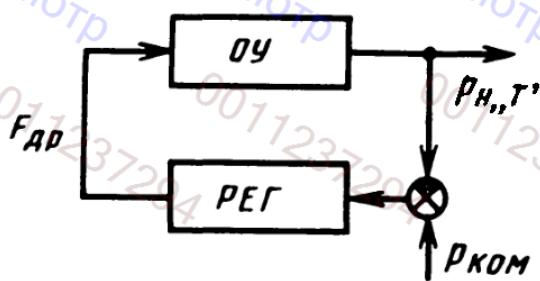


Рис. 2.43. Функциональная схема контура управления питанием турбоагрегата рабочим телом

ние ДУ, связанное с питанием турбины рабочим телом, через роторную часть ТНА, вызывает естественную неустойчивость системы: газогенератор – ТНА – насос питания турбины. Без специальных мероприятий по стабилизации режима неустойчивой системы питания ТНА она неработоспособна. Мероприятием, стабилизирующим неустойчивость системы питания ТНА является установка на линии питания газогенератора регулятора давления или расхода топлива.

Рассмотрим простейший случай стабилизации неустойчивого объекта: газогенератор – ТНА – насос питания турбины на примере питания турбины автономным рабочим телом (рис. 2.42).

Замкнутый внутридвигательный контур управления системы питания ТНА должен иметь в качестве регулируемой величины угловую скорость вращения ТНА. Косвенным параметром этой регулируемой величины может служить давление за насосом компонента топлива, питающего через газогенератор турбину ТНА.

Функциональная схема такого контура показана на рис. 2.43. Объектом управления в ней является газогенератор, ТНА и насос компонента "Т" (рис. 2.44), которые находятся в последовательном соединении друг с другом.

Примем уравнение динамики ТНА (как это было показано в работе [4]) в виде следующего выражения:

$$2\pi J_{\text{тна}} \frac{d\Delta n}{d\tau} + \left( \frac{\partial M_n}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n} \right) \Delta n = \frac{\partial M_T}{\partial n} \Delta p_T,$$

где  $J_{\text{тна}}$  – момент инерции роторной части ТНА;  $M_n$  – момент, потребляемый насосами;  $M_T$  – момент, располагаемый со стороны турбины;  $\Delta n$  –

Рис. 2.44. Функциональная схема объекта управления



отклонение угловой скорости вращения ТНА (выходная величина);  $\Delta p_T$  – отклонение давления перед турбиной (входная величина). Запишем это уравнение в следующей форме:

$$\frac{2\pi J_{\text{TNA}} n_N}{\frac{\partial M_T}{\partial n} p_{TN}} \frac{d\bar{n}}{d\tau} + \frac{\left( \frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n} \right) n_N}{\frac{\partial M_T}{\partial n} p_{TN}} \bar{n} = \bar{\Delta p}_T, \quad (2.1)$$

где  $\bar{n} = \frac{\Delta n}{n_N}$ , а  $\bar{\Delta p}_T = \frac{\Delta p_T}{\Delta p_{TN}}$  – безразмерные отклонения частоты вращения и давления соответственно.

Индекс "N" здесь и далее вводится для обозначения номинальной величины параметра. Обозначим коэффициент при первой производной  $T_{\text{TNA}}$  и коэффициент при  $\bar{n}$  – символом  $\rho_{\text{TNA}}$ . Тогда это уравнение примет вид, соответствующий свойствам инерционного звена в форме Стодола:

$$T_{\text{TNA}} \frac{d\bar{n}}{d\tau} + \rho_{\text{TNA}} \bar{n} = \bar{\Delta p}_T.$$

Решением этого дифференциального уравнения будет

$$\bar{n}(\tau) = \frac{\bar{\Delta p}_T}{\rho_{\text{TNA}}} \left( 1 - e^{-\frac{\rho_{\text{TNA}}}{T_{\text{TNA}}} \tau} \right).$$

Анализ этого решения показывает (рис. 2.45), что в зависимости от знака коэффициента  $\rho_{\text{TNA}}$  переходные процессы либо затухают ( $\rho_{\text{TNA}} > 0$ ), либо расходятся ( $\rho_{\text{TNA}} < 0$ ), либо свойства инерции перерождаются в свойства интегрирующего звена ( $\rho_{\text{TNA}} = 0$ ), которые соответствуют безразличному состоянию равновесия, т.е. границе устойчивости.

Таким образом, знак коэффициента  $\rho_{\text{TNA}}$  отражает свойства устойчивости объекта управления (в рассматриваемом случае – ТНА), а его величина – степень устойчивости. Этот коэффициент получил название коэффициента самовыравнивания, так как его знак и величина определяют способ-

ность объекта самостоятельно сохранять (или терять) равновесный режим работы.

Согласно выражению (2.1) коэффициент самовыравнивания определяется выражением

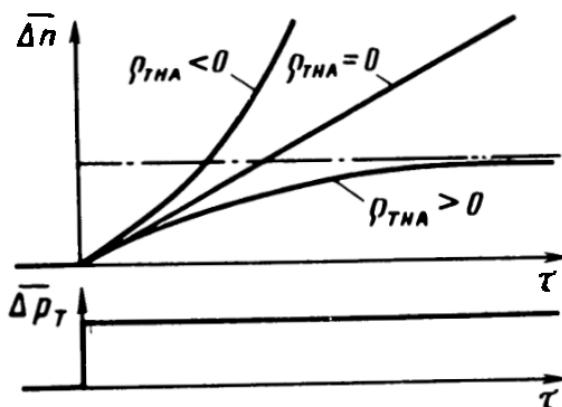
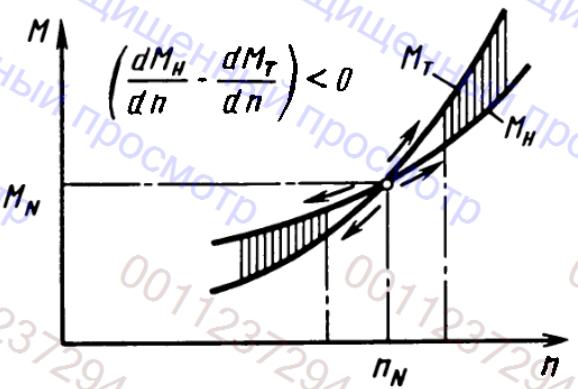


Рис. 2.45. Возможные виды переходных процессов роторной части турбонасосного агрегата

Рис. 2.46. Моментные характеристики роторной части турбонасосного агрегата при питании турбины через газогенератор от собственного насоса без дозирующего дросселя



$$\rho_{\text{тна}} = \frac{\left( \frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n} \right) n_N}{\frac{\partial M_T}{\partial p_T} p_T N},$$

а его знак ( $\text{sign}\rho_{\text{тна}}$ ) – знаком разности  $(\frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n})$ , отражающей разность приращений моментов потребляемого насосами и располагаемого со стороны турбины:

$$\text{sign}\rho_{\text{тна}} = \text{sign}\left(\frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n}\right).$$

Так как все остальные параметры, определяющие коэффициент  $\rho_{\text{тна}}$ , являются положительными числами, то отрицательный знак изменения разности приращений потребляемого и располагаемого моментов насосов и турбины возможен лишь при таком сочетании моментных характеристик, который показан на рис. 2.46. Он соответствует питанию турбины рабочим телом через газогенератор от собственного насоса без дозирующего дросселя (или при его фиксированном положении).

Рассмотрим объект управления, содержащий в своем составе ТНА с отрицательным самовыравниванием, т.е. отвечающий уравнению динамики неустойчивого инерционного звена:

$$T_{\text{тна}} \frac{d\bar{n}}{d\tau} - \rho_{\text{тна}} \bar{\Delta p}_T = \bar{\Delta F}_{\text{др}}. \quad (2.2)$$

Примем уравнение динамики газогенератора в виде идеального звена

$$\bar{\Delta p}_T = K_{\text{гр}} \bar{\Delta F}_{\text{др}}, \quad (2.3)$$

где  $\bar{\Delta F}_{\text{др}} = \Delta F_{\text{др}} / F_{\text{др, max}}$  – относительное изменение площади дросселя перед газогенератором (входная величина), т.е. без учета его инерционных свойств и запаздывания разложения однокомпонентного топлива, так как их временные показатели на один-два порядка меньше времени  $T_{\text{тна}}$ .

Для насоса автономного компонента топлива уравнение динамики (согласно работе [4]) будет

$$\bar{\Delta p}_{\text{н..T..}} = K_{\text{н..T..}} \bar{\Delta n}, \quad (2.4)$$

где  $\bar{\Delta p}_{\text{н,"T"}}$  =  $\frac{\Delta p_{\text{н,"T"}}}{p_{\text{н,"T"}}N}$  – безразмерное отклонение давления за насосом "T" (выходная величина). В уравнениях (2.3) и (2.4)  $K_{\text{ГГ}}$  и  $K_{\text{н,"T"}}$  – коэффициенты усиления газогенератора и насоса "T" соответственно.

Из [4]:

$$K_{\text{ГГ}} = \frac{\dot{m}_{\text{ГГ,ж}} N F_{\text{др}} N}{\dot{m}_{\text{н,"T"}} N F_{\text{др max}}} = \frac{F_{\text{др}} N}{F_{\text{др max}}},$$

так как на установившемся режиме  $\dot{m}_{\text{ГГ,ж}} N = \dot{m}_{\text{н,"T"}} N$ ;

$$K_{\text{н,"T"}} = \frac{n_N}{p_{\text{н,"T"}} N} \frac{\partial p_{\text{н,"T"}}}{\partial n}.$$

Совместное решение уравнений (2.2), (2.3) и (2.4) дает уравнение объекта управления

$$\frac{T_{\text{тна}}}{K_{\text{н,"T"}}} \frac{d\bar{\Delta p}_{\text{н,"T"}}}{d\tau} - \frac{\rho_{\text{тна}}}{K_{\text{н,"T"}}} \bar{\Delta p}_{\text{н,"T"}} = K_{\text{ГГ}} \bar{F}_{\text{др}}$$

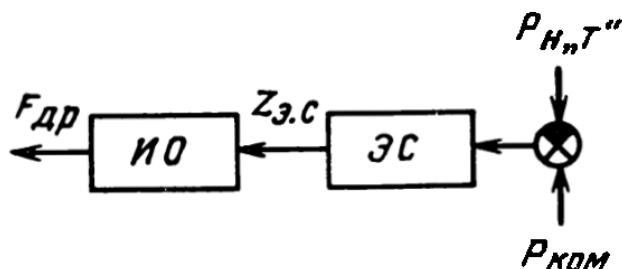
или

$$T_{\text{об}} \frac{d\bar{\Delta p}_{\text{н,"T"}}}{d\tau} - \rho_{\text{об}} \bar{\Delta p}_{\text{н,"T"}} = K_{\text{ГГ}} \bar{F}_{\text{др}}, \quad (2.5)$$

где  $T_{\text{об}} = \frac{T_{\text{тна}}}{K_{\text{н,"T"}}}$  – постоянная времени объекта управления;  $\rho_{\text{об}} = \frac{\rho_{\text{тна}}}{K_{\text{н,"T"}}}$  – коэффициент самовыравнивания объекта управления.

Простейший регулятор прямого действия (рис. 2.47) состоит из двух последовательно соединенных звеньев: элемента сравнения ЭС и исполнительного органа (дросселя) ИО. Упрощенное уравнение динамики такого регулятора (без учета массы подвижных частей и гидравлического сопротивления, обусловленного силами трения) с учетом его включения в отрицательную обратную связь к объекту управления для режима стабилизации ( $\bar{\Delta p}_{\text{ком}} = 0$ ) имеет вид

$$\bar{F}_{\text{др}} = -K_{\text{и.о}} K_{\text{э.с}} \bar{\Delta p}_{\text{н,"T"}}, \quad (2.6)$$



где  $K_{\text{и.о}}$  и  $K_{\text{э.с}}$  – коэффициенты усиления исполнительного органа и элемента сравнения соответственно.

Рис. 2.47. Функциональная схема регулятора прямого действия

Совместное решение уравнений (2.5) и (2.6) дает уравнение динамики системы управления для невозмущенного (собственного) движения

$$T_{\text{об}} \frac{d \bar{\Delta p}_{\text{н''Т''}}}{d\tau} - \rho_{\text{об}} \bar{\Delta p}_{\text{н''Т''}} = -K_{\text{гг}} K_{\text{и.о}} K_{\text{э.с}} \bar{\Delta p}_{\text{н''Т''}}$$

или

$$T_{\text{об}} \frac{d \bar{\Delta p}_{\text{н''Т''}}}{d\tau} + (K_{\text{гг}} K_{\text{и.о}} K_{\text{э.с}} - \rho_{\text{об}}) \bar{\Delta p}_{\text{н''Т''}} = 0. \quad (2.7)$$

Известно, что для устойчивости линейной системы автоматического управления необходимо и достаточно, чтобы действительные части корней характеристического уравнения, соответствующие дифференциальному, были отрицательными числами. Характеристическое уравнение, соответствующее уравнению (2.7), будет

$$T_{\text{об}} \lambda + (K_{\text{гг}} K_{\text{и.о}} K_{\text{э.с}} - \rho_{\text{об}}) = 0.$$

Соответственно его единственный действительный корень

$$\lambda = \frac{\rho_{\text{об}} - K_{\text{гг}} K_{\text{и.о}} K_{\text{э.с}}}{T_{\text{об}}}.$$

Для обеспечения устойчивости требуется выполнение условия  $\lambda < 0$ . Коэффициент  $T_{\text{об}} > 0$ , так как он имеет размерность времени. Тогда условие устойчивости сводится к выполнению неравенства

$$K_{\text{гг}} K_{\text{и.о}} K_{\text{э.с}} > \rho_{\text{об}}. \quad (2.8)$$

Это условие может быть выполнено за счет соответствующего выбора коэффициентов усиления регулятора.

Уравнение динамики для исполнительного органа регулятора прямого действия имеет вид

$$\bar{\Delta F}_{\text{др}} = \left( \frac{\partial F_{\text{др}}}{\partial z_{\text{э.с}}} \right) \frac{z_{\text{э.с max}}}{F_{\text{др max}}} \bar{\Delta z}_{\text{э.с}},$$

где  $z$  — перемещение подвижных частей элемента сравнения;  $\bar{\Delta z}_{\text{э.с}} = \frac{\Delta z_{\text{э.с}}}{z_{\text{э.с max}}}$  — безразмерное относительное отклонение перемещения подвижных частей элемента сравнения (входная величина), а комплекс величин  $\frac{\partial F_{\text{др}}}{\partial z_{\text{э.с}}} \frac{z_{\text{э.с max}}}{F_{\text{др max}}} = K_{\text{и.о}}$  — коэффициент усиления исполнительного органа.

Для режима стабилизации (при отсутствии изменения командного

давления) уравнение динамики для элемента сравнения определяется из его баланса сил

$$c_{\text{э.с}} \Delta z_{\text{э.с}} = F_{\text{э.с}} \Delta p_{\text{н''Т''}},$$

где  $c_{\text{э.с}}$  и  $F_{\text{э.с}}$  – жесткость элемента сравнения и его эффективная площадь,  $\Delta p_{\text{н''Т''}}$  – входная величина.

Записывая этот баланс сил относительно выходной величины (перемещения) и переходя к безразмерной форме записи, получаем

$$\bar{\Delta}z_{\text{э.с}} = \frac{F_{\text{э.с}}}{c_{\text{э.с}}} \frac{p_{\text{н''Т''}N}}{z_{\text{э.сmax}}} \bar{\Delta}p_{\text{н''Т''}} = \frac{\partial z_{\text{э.с}}}{\partial p_{\text{н''Т''}}} \frac{p_{\text{н''Т''}N}}{z_{\text{э.сmax}}} \bar{\Delta}p_{\text{н''Т''}},$$

где комплекс величин

$$\frac{\partial z_{\text{э.с}}}{\partial p_{\text{н''Т''}}} \frac{p_{\text{н''Т''}N}}{z_{\text{э.сmax}}} = K_{\text{э.с}}.$$

С учетом выражения всех коэффициентов, входящих в неравенство (2.8), оно может быть записано в виде

$$\begin{aligned} & \frac{F_{\text{др}N}}{F_{\text{дрmax}}} \left( \frac{\partial F_{\text{др}}}{\partial z_{\text{э.с}}} \right) \left( \frac{\partial z_{\text{э.с}}}{\partial p_{\text{н''Т''}}} \right) \frac{p_{\text{н''Т''}N}}{F_{\text{дрmax}}} > \\ & > \frac{\left( \frac{\partial M_{\text{н}}}{\partial n} - \frac{\partial M_{\text{T}}}{\partial n} \right) p_{\text{н''Т''}N}}{\left( \frac{\partial M_{\text{T}}}{\partial p_{\text{T}}} \right) \left( \frac{\partial p_{\text{н''Т''}}}{\partial n} \right) p_{\text{T}N}}. \end{aligned} \quad (2.9)$$

Из (2.9) видно, что правая часть неравенства определяется характеристиками и параметрами агрегатов ДУ, а левая – характеристиками и параметрами регулятора.

Отношение  $F_{\text{др}N}/F_{\text{дрmax}} \approx 0,5$ , так как условие работоспособности регулятора должно обеспечивать устранение возмущений любого знака, что определяется установкой дросселя на номинальном режиме в виде его полуоткрытого состояния. Величина  $F_{\text{дрmax}}$  определяется размером трубопровода, на котором устанавливается регулятор.

Удовлетворение неравенства (2.9) возможно за счет соответствующего увеличения частных производных, входящих в его левую часть и связанных с характеристиками регулятора. Со стороны исполнительного органа увеличение частной производной  $\frac{\partial F_{\text{др}}}{\partial z_{\text{э.с}}}$  приводит к выбору такой статической характеристики дросселя, которая вызывает полное изменение проходного сечения при минимальном его перемещении (рис. 2.48). Необходимый

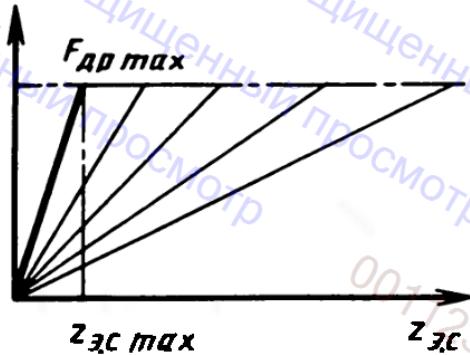


Рис. 2.48. Статические характеристики исполнительного органа регулятора

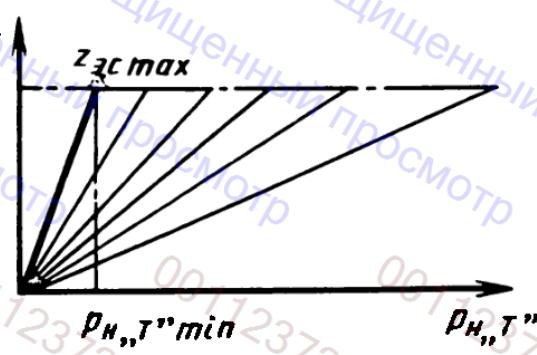


Рис. 2.49. Статические характеристики элемента сравнения регулятора

наклон статической характеристики дросселя обеспечивается его соответствующим профилированием.

Со стороны элемента сравнения увеличение производной  $\frac{\partial z_{\text{э.с}}}{\partial p_{n,T}}$  приводит к выбору такой его статической характеристики, которая обеспечивает заданное максимальное перемещение при наименьшем отклонении измеряемого давления ( $p_{n,T_{\min}}$ ) относительно уровня командного сигнала (рис. 2.49). Необходимый наклон статической характеристики элемента сравнения обеспечивается за счет увеличения его площади или при линейной связи  $z_{\text{э.с}} = f(p_{n,T})$  уменьшения жесткости измерительного элемента, так как  $\frac{\cdot \partial z_{\text{э.с}}}{\partial p_{n,T}} = \frac{F_{\text{э.с}}}{c_{\text{э.с}}}$ .

При удовлетворении неравенства (2.9) обеспечивается стабилизация и управление режимом работы ТНА, т.е. устойчивость внутреннего контура управления по отношению к апериодической границе. Усугубление неравенства (2.9) приводит к повышению степени устойчивости контура управления по отношению к этой границе.

Неудовлетворение неравенства (2.9) вызывает дестабилизацию внутреннего контура управления ДУ. На практике это приводит в процессе работы ДУ либо к полному открытию дросселя регулятора, либо к полному его закрытию и соответственно – к увеличению частоты вращения или останову ротора ТНА.

Приведенный анализ относится ко всем схемным решениям питания ТНА компонентами топлива от насосов, связанных с ротором ТНА. Если в таком анализе учесть объем камеры газогенератора, запаздывание воспламенения топлива, массу перемещающихся элементов регулятора, силы трения движения и другие динамические факторы агрегатов системы питания и элементов управления, то в результате получим уравнение динамики контура управления высокого порядка.

При исследовании устойчивости этого контура критериальными способами кроме апериодической границы обнаруживается также устойчивость

контура управления по отношению к колебательной границе устойчивости, что для практики не менее важно. Однако подобные вопросы представляют собой самостоятельную задачу и являются предметом исследования динамических свойств ДУ.

В заключение следует отметить основные особенности внутридвигательных контуров управления ЖРДУ:

1) внутридвигательные контуры управления параметрами ДУ не являются полностью автономными и чаще всего взаимодействуют с внешними (аппаратными) системами управления (РКС, СОБ);

2) внутридвигательные контуры управления не в состоянии контролировать работу сопла двигателя и топливных баков, так как косвенные параметры, применяемые для управления ДУ, не могут включить эти агрегаты в свой замкнутый контур;

3) для повышения точности в замкнутый контур управления параметрами ДУ должно быть включено наибольшее количество агрегатов ПГС ДУ, а для увеличения скорости изменения параметров контуры управления должны быть локальными, т.е. могут не включать в свой состав ни одного агрегата ПГС ДУ;

4) поскольку различные контуры управления включают в свой состав одни и те же агрегаты ДУ, то срабатывание одного контура всегда приводит к возмущениям в другом;

5) одной из важных чисто внутридвигательных задач управления процессом функционирования ДУ является обеспечение регуляторами устойчивости контуров управления, включающих в свой состав неустойчивые системы питания турбины ТНА от насосов, приводящихся ее ротором.

## 2.2.5. РЕГУЛЯТОРЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЖРДУ

Регуляторы систем управления агрегатами ДУ относятся в иерархической структуре ЖРДУ к уровню элементов подсистемы управления процессом функционирования ДУ (см. рис. 2.4).

Регулятор сам по себе является сложным агрегатом. Его конструктивные элементы нагружены высоким давлением и могут подвергаться воздействиям высоких температур. Конструктивные схемы и состав регуляторов, применяемых в ЖРДУ, весьма разнообразны (рис. 2.50).

По назначению регуляторы ЖРДУ различают для управления тягой и соотношением компонентов топлива. Как было показано выше, регуляторы тяги могут воздействовать на изменение расхода топлива непосредственно перед камерами двигателя или перед газогенераторами. Управление соотношением компонентов топлива необходимо как для камер, так и для газогенераторов. Для внутридвигательных контуров управление соотношением компонентов топлива камер двигателей сводится к стабилизации его оптимальной величины, а при глубоком изменении режима работы камер – к его уменьшению пропорционально глубине изменения режима [23]. Для газогенераторов требуется стабилизация такого соотношения

компонентов топлива, которое ограничивает температуру газов, подаваемых на турбины.

По параметрам управления регуляторы разделяются на регуляторы расхода и давления. Поскольку давление в трактах питания топливом современных ЖРД достаточно велико, то в отношении надежности преимущество имеют регуляторы расходов, в которых элементы сравнения нагружены невысоким перепадом давлений, воспринимаемых со стороны дроссельных расходомеров.

По составу регуляторы могут быть прямого действия (не содержащие усилителя) и регуляторы с усилителем. Регуляторы прямого действия применяются в тех случаях, когда требуется их высокое быстродействие. Однако в зависимости от уровня изменения входного воздействия системам управления с такими регуляторами присущее свойство увеличения статической ошибки с увеличением диапазона изменения входных воздействий (см. [4]). Применение в регуляторах усилителей с обратной связью способствует уменьшению этой ошибки, но одновременно с этим ухудшается быстродействие системы управления. Усилители компенсируют нежелательное влияние инерционных и гидродинамических сил дросселя — исполнительного органа и оказываются необходимыми при больших расходах топлива, проходящих через регуляторы. Возможные виды и характеристики усилителей приведены в работе [4].

По типу элемента сравнения различают следующие регуляторы:

плунжерные, мембранные или сильфонные. Мембранные элементы сравнения находят преимущественное применение в регуляторах с усилителями, так как имеют небольшую величину полного перемещения. В регуляторах прямого действия мембранные элементы сравнения применяют-

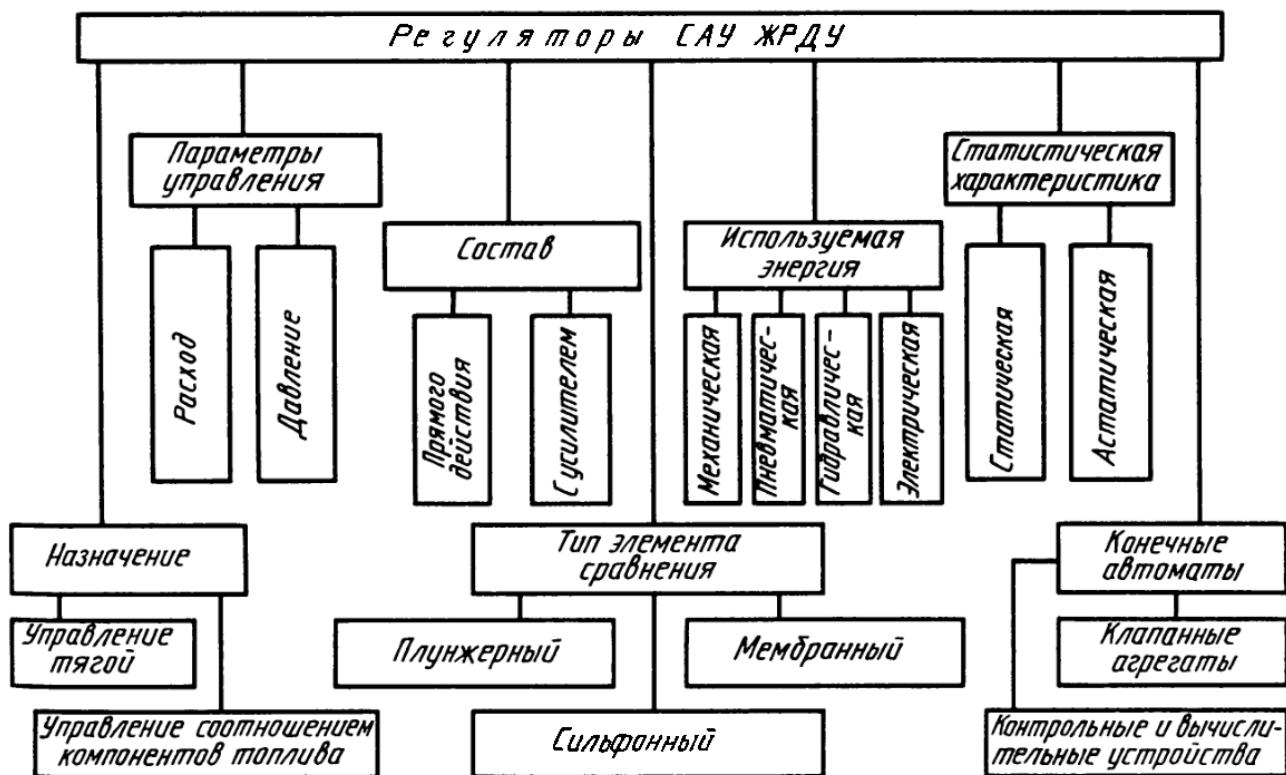


Рис. 2.50. Классификация регуляторов САУ ЖРДУ

ся в случаях, когда перемещение исполнительных органов ограничено, например, в регуляторах с большим коэффициентом усиления или в безрасходных (или малорасходных) газовых редукторах. Применение плунжерных и сильфонных элементов не имеет ограничений, и поэтому их применяют преимущественно в регуляторах прямого действия. Возможные виды и характеристики элементов сравнения приведены в работе [4]. По виду используемой энергии регуляторы разделяют на механические, пневматические, гидравлические и электрические. Регуляторы (как правило, прямого действия), командный сигнал которых реализуется с помощью пружин, относятся к механическим регуляторам. Если командный сигнал задается давлением газа, то такой регулятор относится к пневматическим. Однако если с другой стороны элемента сравнения подается газ или жидкость, то в этом случае регулятор может быть классифицирован как пневмомеханический и пневмогидравлический. К чисто гидравлическим регуляторам относятся стабилизаторы соотношения компонентов топлива, выполненные по схеме регуляторов прямого и непрямого действия. Регуляторы с усилителем классифицируют в этом случае по виду рабочего тела или энергии, применяемых в усилителях. Чаще других видов рабочих тел в усилителях регуляторов ЖРДУ применяют собственные компоненты топлива. Поэтому преимущественное распространение получили гидравлические усилители. Электрические усилители естественны в тех случаях, когда первый сигнал от элемента сравнения является электрическим.

По виду статических характеристик регуляторы ЖРДУ разделяют на статические и астатические.

Астатические регуляторы, которые потенциально не обладают статической ошибкой, пока не нашли применения в ЖРД вследствие высокой чувствительности к флюктуациям измеряемой величины (в случае применения интегрирующего усилителя), а также конструктивной сложности (в случае применения изодромного усилителя). Подробная оценка динамических свойств таких САУ приведена в работе [4]. Все САУ с регулятором прямого действия и с инерционным усилителем (имеющим в своем составе жесткую обратную связь входа с выходом) обладают свойством статизма (т.е. однозначного соответствия входной и выходной величин). Всем САУ со статическими регуляторами присущи свойства статизма, т.е. проявления статических ошибок.

Последнее направление классификации регуляторов ЖРДУ предусматривает особый класс автоматов, который имеет два, несколько или конечное множество фиксированных состояний в отличие от принципа непрерывного действия всех остальных регуляторов. Это так называемый класс конечных автоматов, характеризующийся тем, что под воздействием внешних команд и внутренних связей они способны принимать конечное число дискретных состояний. К первому виду конечных автоматов относятся все клапанные агрегаты. Два конечных состояния (автомат типа реле) имеют все пусковые и запорные клапаны. Первое исходное состояние таких клапанов: "открыт" или "закрыт", а второе состояние, обратное первому – "закрыт" или "открыт".

Главный топливный клапан двигателей больших тяг может иметь три состояния: "закрыт", "частично открыт", "полностью открыт". Частичное открытие клапана обеспечивает двухступенчатый запуск и останов ЖРДУ больших тяг. Три состояния также занимают распределительные и заправочно-дренажные топливные клапаны, с помощью которых обеспечивается частичная или полная подача топлива в агрегаты ДУ, перепуск топлива (или его дренаж) или перераспределение топлива между магистральными топливоподачи. При глубоком изменении режимов работы ЖРДУ число фиксированных состояний клапанов, дозирующих расход топлива в камеру двигателя, должно соответствовать числу назначенных режимов работы ДУ.

Ко второму виду конечных автоматов относятся контрольные и вычислительные устройства. Это двухпозиционные контрольные приборы, концевые выключатели, реле времени. К этому виду также следует отнести бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ).

Действительно, для управления параметрами ЖРДУ с помощью БЦВМ требуется предварительное преобразование непрерывной информации о протекании рабочих процессов в дискретную цифровую информацию (рис. 2.51). Такое преобразование происходит в блоке аналого-цифрового преобразующего устройства (АЦПУ). Сама БЦВМ, получив конечное число сигналов о состоянии процессов в ЖРДУ, формирует на выходе конечное число решений после сравнения входных сигналов с их эталонными значениями, заложенными в устройство памяти БЦВМ. Выходная дискретная информация снова преобразуется в непрерывный аналоговый сигнал с помощью цифро-аналогового преобразователя (ЦАП) и передается на исполнительные органы (ИО). Исполнительные органы изменяют регулируемые величины 1 ДУ. Это изменение вызывает отклонение косвенных параметров управления 2, и цикл обмена информацией повторяется сначала, как в обыкновенной замкнутой системе автоматического управления. Процедура получения решений с помощью БЦВМ носит дискретный характер, а формирование конечного числа решений под воздействием внешних команд (рабочих сигналов) и внутренних связей (программы) позволяет в рассматриваемом случае классифицировать БЦВМ как конечный автомат.

Рассмотрим в качестве примера некоторые типовые варианты конст-

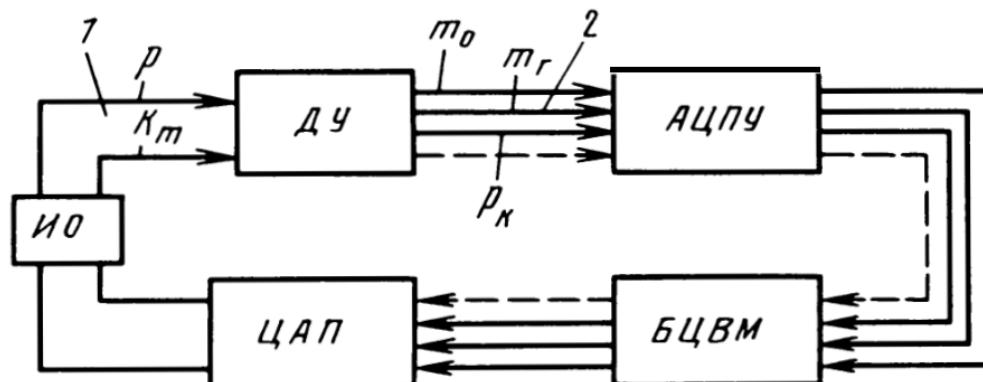


Рис. 2.51. Принципиальная схема управления параметрами ЖРДУ с помощью БЦВМ:  
1 – регулируемые величины; 2 – косвенные параметры управления

руктивных и принципиальных схем автоматических регуляторов, применяемых для управления параметрами камер и газогенераторов ЖРДУ.

На рис. 2.52 показана конструктивная схема пневмогидравлического мембранныго регулятора давления прямого действия. Мембрана этого регулятора жестко соединена с дросселем. Дроссель регулятора выполнен в виде полого цилиндра, на боковой поверхности которого имеются три узкие фрезерованные прорези. Центрирующая дроссель часть корпуса имеет такие же прорези. При полном совпадении прорезей дросселя с прорезями корпуса образуется максимальное проходное сечение для топлива, протекающего через регулятор. Нейтральное положение мембранны соответствует примерно полуприкрытым дросселем 3 прорезям корпуса 2. Это положение показано на рис. 2.52. Полное перекрытие прорезей корпуса происходит при перемещении дросселя на величину, равную ширине прорезей. Таким образом, желаемая величина максимального хода в таком регуляторе может быть получена путем выбора соответствующей жесткости мембранны и ширины прорезей, а максимальная площадь проходного сечения — необходимого числа прорезей. Как было показано в предыдущем разделе, дроссель, полное открытие которого происходит при минимальном перемещении, обладает высоким коэффициентом усиления.

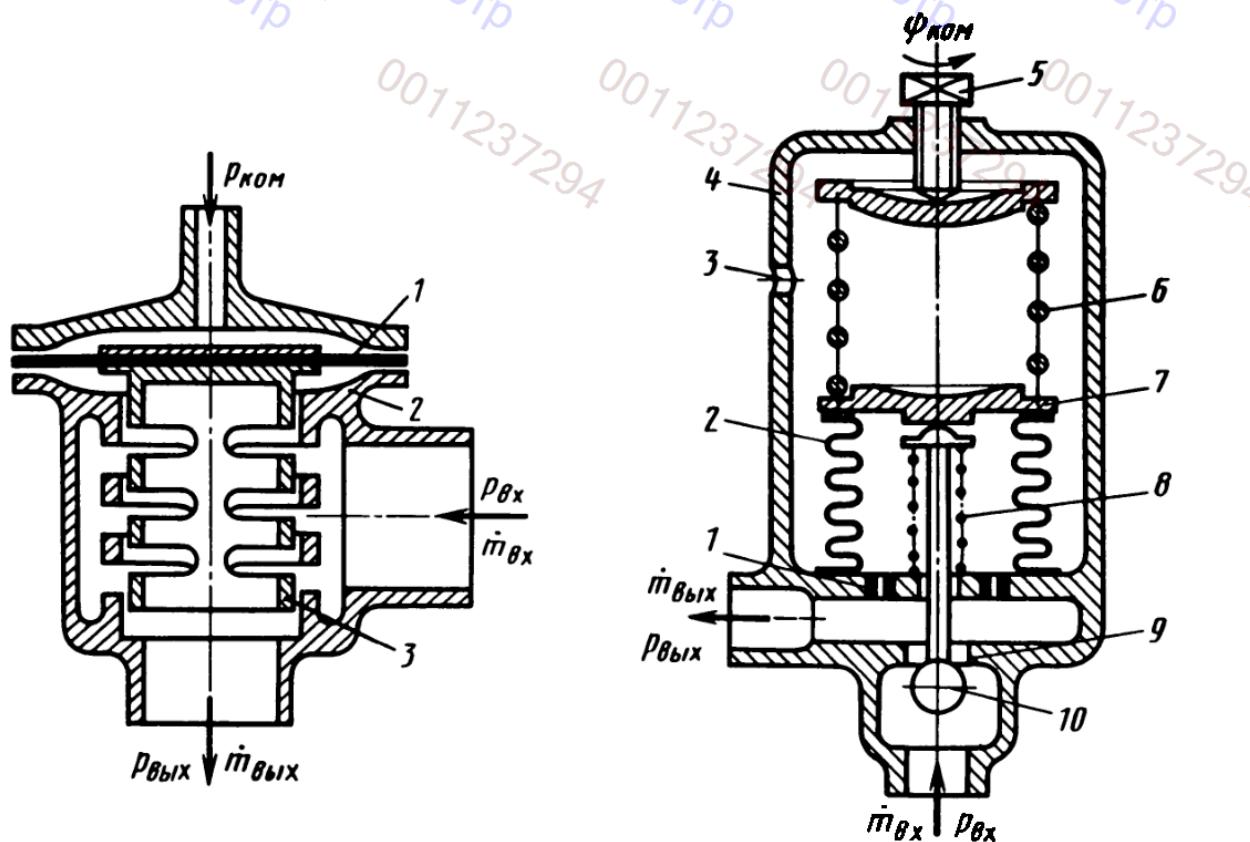


Рис. 2.52. Конструктивная схема пневмогидравлического мембранныго регулятора давления прямого действия:

1 – мембрана; 2 – корпус; 3 – дроссель

Рис. 2.53. Конструктивная схема гидромеханического сильфонного регулятора давления прямого действия

1 – жиклер; 2 – сильфон; 3 – дренажное отверстие; 4 – корпус; 5 – настроочный винт; 6 – настроечная пружина; 7 – жесткое днище сильфона; 8 – подкрепляющая пружина; 9 – седло дросселя; 10 – дроссель

Если мембранию выполнить достаточно большого размера (в пределах разумной компоновки с дросселем), а ее материал будет обладать минимальной жесткостью (последнему условию отвечает резиновая мембрана), то элемент сравнения также будет иметь высокий коэффициент усиления.

В целом регулятор, показанный на рис. 2.52, обладает высоким коэффициентом усиления, что при его установке в контур управления параметрами газогенератора способствует стабилизации неустойчивой системы питания ТНА.

Недостатком такого регулятора является отсутствие в его конструкции демпфирующих устройств. Склонность к колебательному характеру движения дросселя можно уменьшить путем уменьшения его массы и выбором оптимального зазора между дросселем и направляющей частью корпуса, который должен обеспечить необходимую величину силы трения, используя физические свойства топлива. Выбор оптимального зазора можно обеспечить опытным путем на специальных установках маятникового типа, имитирующих колебания дросселя и вязкостные свойства топлива.

На рис. 2.53 показана конструктивная схема гидромеханического сильфонного регулятора давления прямого действия. Сильфон регулятора воспринимает давление за дросселем через жиклеры. Это давление создает усилие на жесткое днище сильфона. Оно сравнивается с усилием, создаваемым настроенной пружиной 6 в результате затяжки винта. Для исключения дополнительного давления на жесткое днище сильфона (например, от нагрева газа в этой полости) в корпусе регулятора имеется дренажное отверстие. Разность усилий от настроенной пружины и давления за дросселем определяет положение дросселя относительно седла 9 в соответствии с уровнем затяжки настроенного винта 5 ( $\psi_{\text{ком}}$ ). Для уменьшения нелинейной силы трения покоя шток дросселя 10 выполнен самоориентирующимся. В этом случае для гарантированного контакта штока дросселя с жестким днищем сильфона 7 необходима установка подкрепляющей (ориентирующей) положение штока дросселя) пружины 8.

Несмотря на то, что сильфон допускает большие перемещения, в этом типе регулятора следует ограничивать максимальный ход подвижных частей. Это связано с тем, что при перемещении дросселя 10 изменяется сила жестко связанной с ним настроенной пружины 6. В результате регулятор реализует тем большую статическую ошибку по выходному давлению, чем больше ход его подвижных частей. Применение газа или жидкости для формирования командного сигнала (как это имело место в регуляторе, показанном на рис. 2.52) не связывает величину усилия командного сигнала с ходом подвижных частей, а статическая ошибка реализуется лишь вследствие изменения силы сопротивления собственно чувствительного элемента. При малой жесткости чувствительного элемента изменение этой силы незначительное, а значит, незначительной будет и статическая ошибка.

Для коррекции динамических ошибок в регуляторе предусмотрена установка жиклеров 1 для введения необходимой величины силы трения движения, способной уменьшить склонность к колебаниям подвижных час-

тей и одновременно реализовать необходимое быстродействие регулятора. Однако эффективное действие жиклеров возможно лишь при полном заполнении жидкостью внутренней полости сильфона. Поскольку внутренняя полость сильфона не имеет дренажа, то в процессе окончательной сборки регулятора необходимо ее предварительно заполнить топливом и законсервировать это топливо во внутренней полости сильфона (устройство консервации топлива внутри сильфонной полости регулятора на рис. 2.53 не показано). Вначале работы регулятора (в момент начала трогания подвижных частей) эта полость должна быть расконсервирована, что обеспечит эффективную работу демпфирующих жиклеров с момента начала работы регулятора.

На рис. 2.54 показана принципиальная схема гидромеханического плунжерного регулятора расхода прямого действия. Плунжер 1 этого регулятора воспринимает разность давлений от командного дросселя 5 как от измерительно-дозирующего устройства через трубопроводы. Для уравновешивания плунжера со стороны меньшего давления на него действует пружина 2. Плунжер регулятора 1, выполняющий роль элемента сравнения, через шток связан с дросселем исполнительного органа регулятора. При любом изменении расхода через магистраль топливоподачи, на которой установлен командный дроссель и дроссель исполнительного органа регулятора, изменяется перепад давлений на командном дросселе. Воспринимая это изменение, плунжер 1 регулятора через шток передставляет дроссель исполнительного органа 6 в такое положение, которое восстанавливает заданный расход.

Основной недостаток такого регулятора состоит в наличии подводящих трубопроводов, внутри которых при изменении давлений происходит перемещение жидкости, обусловленное ходом плунжера. Перемещение жидкости в подводящих трубопроводах связано с преодолением инерции ее массы, заключенной в трубопроводе. Динамический процесс преодоления инерции массы жидкости связан с изменением давления в трубопроводе, которое уменьшается при разгоне жидкости и увеличивается при ее торможении. Это обстоятельство вызывает динамические погрешности и приводит к дополнительным нагрузкам на элементы регулятора.

При оценке баланса сил, действующих на подвижную часть регулятора прямого действия, возникает также трудность в определении гидродина-

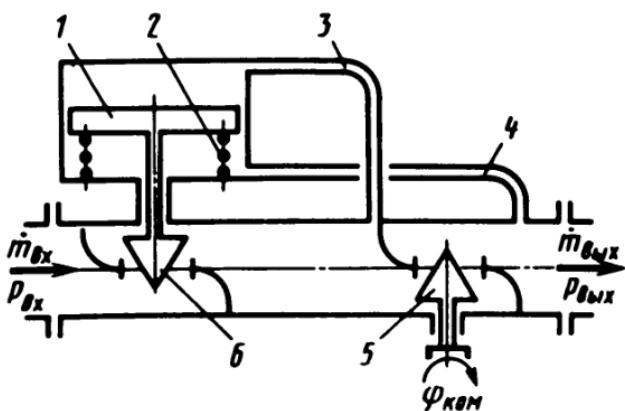


Рис. 2.54. Принципиальная схема гидромеханического плунжерного регулятора прямого действия:  
1 – плунжер; 2 – подкрепляющая пружина; 3, 4 – импульсные трубопроводы перепада давления; 5 – командный дроссель измерительно-дозирующего устройства; 6 – дроссель исполнительного органа регулятора

мических сил, действующих на дроссель исполнительного органа регулятора и создаваемых течением жидкости через зазор между дросселем и его седлом. Эта сила связана с распределением давления между профилем подвижного элемента дросселя исполнительного органа и его седлом, которая практически не поддается расчетному определению.

На рис. 2.55 показана конструктивная схема гидромеханического плунжерного регулятора расхода прямого действия. Плунжерный чувствительный элемент 4 этого регулятора, размещенный в корпусе 1, воспринимает разницу давлений до и после командного дросселя 10 через отверстия 2 и 8. Для уравновешивания плунжера со стороны низкого давления установлена пружина 5. Конструктивно плунжер 4 объединен с дросселем исполнительного органа 7, который выполнен в виде полого кольцевого цилиндра со скошенным торцем, имеющим в месте пересечения с потоком топлива из отверстий 6 острую кромку. Опытом установлено, что при встрече потока жидкости с острой кромкой дросселя возникает наименьшая гидродинамическая сила, действующая на дроссель исполнительного органа. Командный дроссель измерительно-дозирующего устройства 10 также выполнен в форме полого кольцевого цилиндра с острой кромкой, перекрывающей отверстия 9. Для демпфирования подвижных частей регулятора со стороны подачи высокого давления предусмотрена установка жиклера 3, способствующего уменьшению амплитуд колебаний подвижных элементов регулятора.

В двигателях больших тяг большие расходы топлива требуют значительных поперечных размеров трубопроводов. Это приводит к увеличению размеров дросселей исполнительных органов регуляторов, что вызывает увеличение их массы и резкое возрастание гидростатических и гидродинамических нагрузок на подвижные элементы исполнительных органов. В

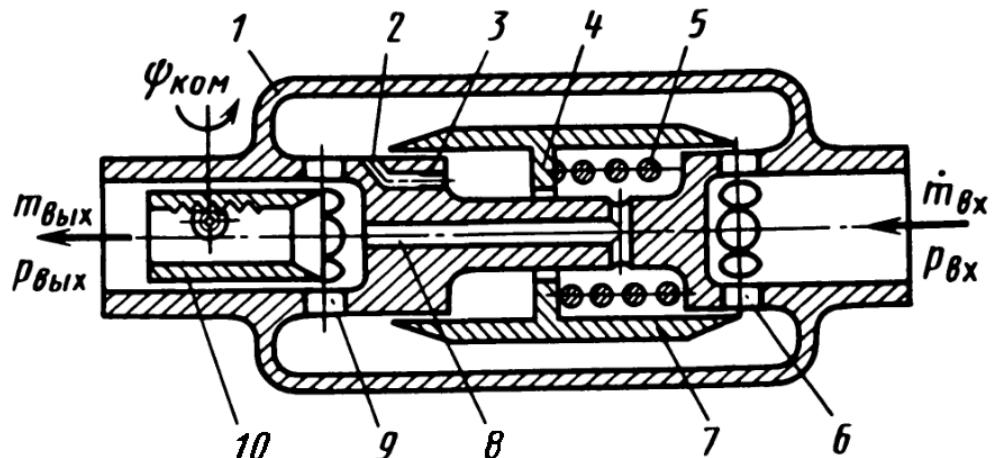


Рис. 2.55. Конструктивная схема гидромеханического плунжерного регулятора расхода прямого действия:

1 – корпус; 2 – отверстие для сообщения плунжерного элемента сравнения с давлением до измерительно-дозирующего дросселя; 3 – жиклер; 4 – плунжер; 5 – подкрепляющая пружина; 6 – проходные отверстия дросселя исполнительного органа; 7 – дроссель исполнительного органа; 8 – отверстие для сообщения плунжерного элемента сравнения с давлением после измерительно-дозирующего устройства; 9 – проходные отверстия командного измерительно-дозирующего устройства; 10 – командный дроссель измерительно-дозирующего устройства

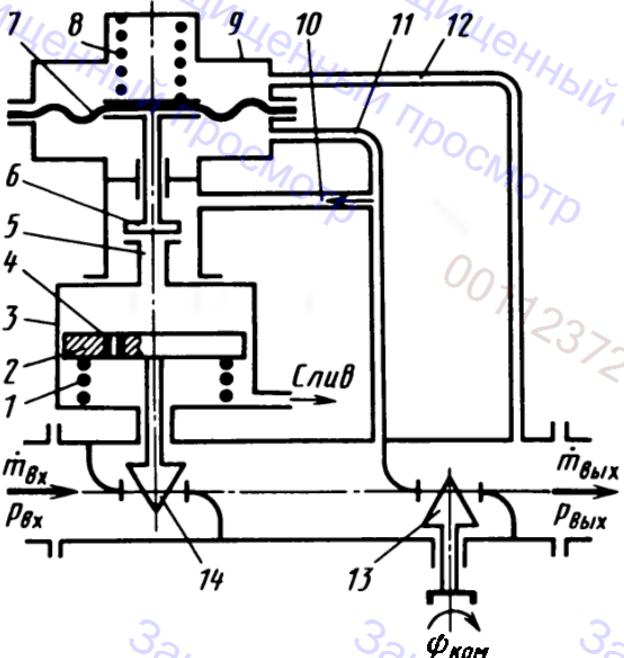


Рис. 2.56. Принципиальная схема регулятора расхода с гидромеханическим усилителем:  
 1 – возвратная пружина поршня усилителя; 2 – поршень усилителя; 3 – корпус усилителя; 4 – проточный жиклер; 5 – сопло золотникового устройства; 6 – заслонка золотникового устройства; 7 – мембрана элемента сравнения; 8 – подкрепляющая пружина; 9 – корпус элемента сравнения; 10 – трубопровод питания усилителя; 11, 12 – импульсные трубопроводы перепада давлений; 13 – командный дроссель измерительно-дозирующего устройства; 14 – дроссель исполнительного органа регулятора

таких случаях для компенсации этих сил в состав регуляторов вводят усилители. Регуляторы с усилителями уменьшают статические и динамические погрешности системы управления, но в зависимости от схемы, как правило, уменьшают быстродействие СУ [4].

На рис. 2.56 показана принципиальная схема регулятора расхода с гидромеханическим усилителем. Мембранный элемент сравнения, состоящий из корпуса 9 и мембраны 7, воспринимает разность давлений от измерительно-дозирующего устройства через трубопроводы 11 и 12. Для компенсации разности усилий, действующих на мембрану со стороны меньшего давления, устанавливается пружина 8. Мембрана через шток связана с плоской заслонкой 6 золотникового устройства усилителя. Неподвижное сопло 5 этого устройства связано с корпусом усилителя 3, в цилиндрической части которого размещен поршень 2 с пружиной 1. В поршень усилителя установлен жиклер 4, через который обеспечивается постоянный проток рабочего тела (компоненты топлива или гидросмеси) из верхней полости цилиндра в его нижнюю полость. Нижняя полость цилиндра усилителя соединена магистралью со входом топлива в насос или с дренажом. Питание усилителя топливом происходит через трубопровод 10. При открытом положении заслонки 6 топливо поступает в верхнюю полость цилиндра усилителя. Если при открытом положении заслонки расход топлива через сопло-заслонку больше расхода через жиклер 4, то давление топлива в верхней полости цилиндра усилителя возрастает и поршень 2 движется вниз, сжимая пружину 1. При этом через шток поршень передавляет дроссель 14 исполнительного органа в новое положение, которое соответствует его прикрытию. Такое состояние подвижных элементов регулятора соответствует увеличению перепада давлений на командном дросселе 13 измерительно-дозирующего устройства, а движение дросселя 14 отвечает действию регулятора, направленному на восстановление заданного перепада давлений (т.е. расхода) на командном дросселе путем уменьшения подачи топлива через исполнительный орган регулятора. При уменьшении перепада

да давлений на мембране 7 элемента сравнения заслонка 6 закрывает сопло 5. В этом случае давление в верхней полости цилиндра усилителя падает вследствие постоянного протока жидкости из верхней полости цилиндра через жиклер 4 на слив. Под действием пружины поршень усилителя 2, а следовательно, и дроссель регулятора 14 перемещаются вверх. Открытие проходного сечения исполнительного органа регулятора в этом случае соответствует восстановлению заданного перепада давлений на командном дросселе 13 (а следовательно, и расхода) вследствие увеличения расхода топлива через исполнительный орган регулятора.

Все подвижные элементы регулятора остаются в состоянии покоя при условии равенства расходов через сопло – заслонку и проточный жиклер 4. Это состояние отвечает требуемому значению расхода, заданному положением командного дросселя 13.

Аналогичный принцип действия у регуляторов давления с гидромеханическим усилителем. Его принципиальная схема показана на рис. 2.57. При увеличении давления в верхней полости мембранныго узла мембрана 6 через связанный с ней пружиной 7 шток открывает конический золотник

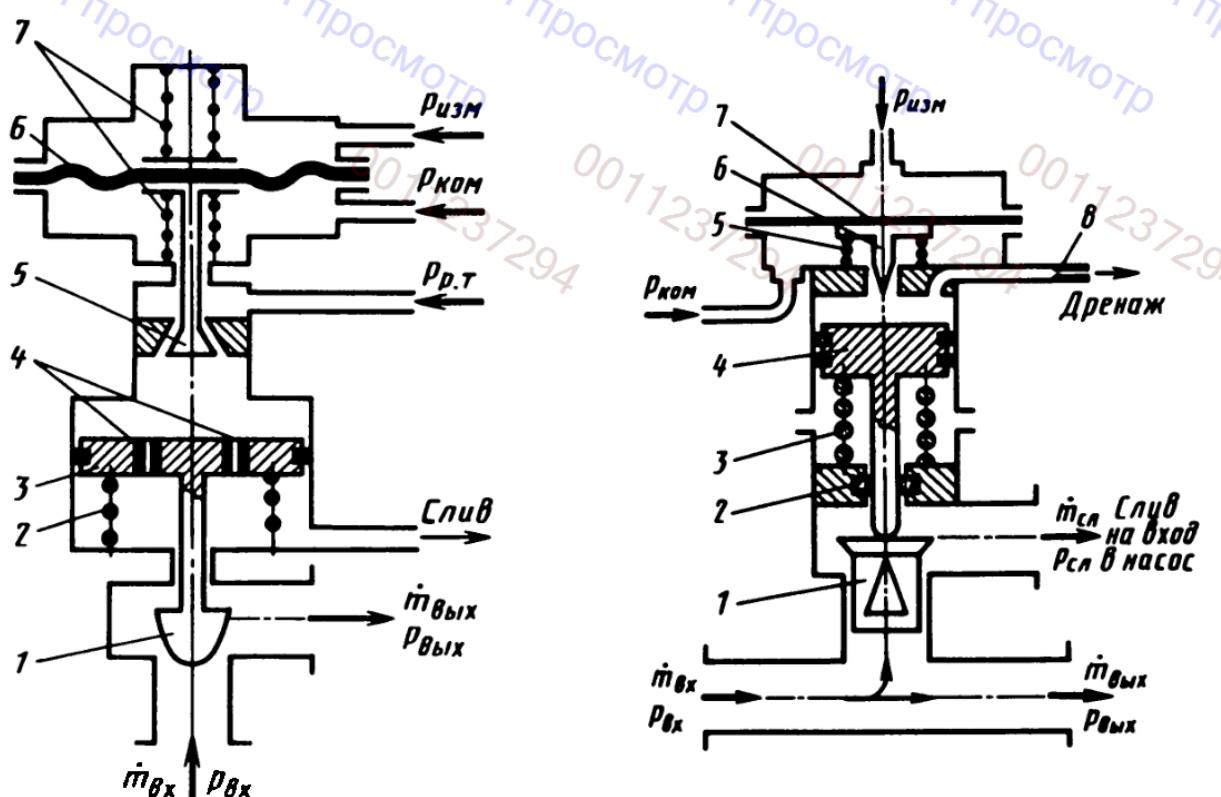


Рис. 2.57. Принципиальная схема регулятора давления с гидромеханическим усилителем:

1 – дроссель исполнительного органа; 2 – возвратная пружина поршня усилителя; 3 – поршень усилителя; 4 – проточные жиклеры; 5 – конический золотник; 6 – мембрана элемента сравнения; 7 – ориентирующие пружины

Рис. 2.58. Принципиальная схема регулятора давления с пневмомеханическим усилителем:

1 – дроссель исполнительного органа; 2 – уплотнение штока поршня усилителя; 3 – возвратная пружина поршня усилителя; 4 – поршень усилителя; 5 – пружина, ориентирующая иглу золотника; 6 – игла золотника; 7 – мембрана элемента сравнения; 8 – жиклер

5 усилителя. Рабочее тело (компонент топлива или гидросмесь) поступает через открытый золотник в верхнюю полость гидроцилиндра усилителя. Если расход рабочего тела через золотник больше расхода через проточные жиклеры 4, то поршень 3 перемещается вниз, сжимая пружину 2 и прикрывая проходное сечение дросселем 1. Этим действием регулятор компенсирует увеличение измеряемого элементом сравнения давления. При уменьшении измеряемого давления против назначенного командного давления мембрана закрывает золотник 5. Под действием возвратной пружины 2 поршень усилителя и связанный с ним дроссель движутся вверх. В результате увеличения проходного сечения дросселя регулятора давление и расход за регулятором возрастают, что компенсирует падение измеряемого регулятором давления. При равенстве расходов через золотник и проточные жиклеры поршня усилителя подвижная система регулятора остается неподвижной. Это состояние отвечает равенству командного и измеряемого давлений.

Обратная приведенному выше описанию схема взаимодействия элементов регулятора произойдет при изменении командного давления. При его увеличении дроссель исполнительного органа увеличивает проходное сечение. При уменьшении командного давления дроссель исполнительного органа уменьшает проходное сечение. Таким образом, с помощью регулятора двигатель изменяет режим работы в ответ на изменение командного сигнала.

Если регулятор установлен на линии питания окислителем и в качестве измеряемой величины на его мембранный элемент подается косвенный параметр расхода в этой магистрали и если вместо командного воздействия на мембранный элемент подать соответствующий косвенный параметр расхода горючего, то регулятор становится стабилизатором соотношения компонентов топлива (точнее, стабилизатором давлений). При установке регулятора на линии горючего в качестве командного сигнала назначается соответствующее давление окислителя.

Рассмотрим еще одну принципиальную схему регулятора давления с пневмомеханическим усилителем (рис. 2.58). Этот регулятор отличается от других тем, что устанавливается в магистраль слива топлива на вход в насос. Эффект изменения расхода и давления в основной топливной магистрали при такой установке регулятора достигается за счет слива части топлива через перепускную магистраль на вход в топливный насос.

Пневматический усилитель такого регулятора использует в качестве рабочего тела командный газ, подаваемый под мембрану 7 элемента сравнения регулятора. Подача газа в пневматическую полость усилителя дозируется золотниковым устройством типа игла – очко. Связанная с помощью пружины 5 игла золотника 6 отслеживает перемещение мембранны 7. Рабочая полость пневматического цилиндра 4 постоянно сообщена через жиклер 8 с атмосферой. При равенстве расходов газа через золотниковое устройство и жиклер поршень усилителя находится в неподвижном положении. Это состояние отвечает равенству командного и измеряемого давле-

ий. При прогибе мембранны в сторону открытия золотника, вызываемом либо увеличением командного давления, либо уменьшением измеряемого давления, расход газа со стороны золотникового устройства увеличивается, давление в рабочей полости усилителя возрастает и поршень усилителя 4, сжимая возвратную пружину 3, переставляет дроссель исполнительного органа 1 в новое положение, которое соответствует уменьшению перепускаемого расхода топлива. В топливной магистрали это действие вызывает соответствующее увеличение расхода и давления.

Прогиб мембранны 7 в обратном направлении вызывает обратные действия регулятора, которые в конечном итоге приводят к увеличению перепускаемого расхода топлива, а в топливной магистрали – соответственно к уменьшению расхода и давления.

Следует особо отметить, что логический принцип действия регуляторов, установленных на перепускных магистралях, противоположен принципу действия регуляторов, установленных на топливоподающих магистралях. Действительно, для регулятора, установленного на топливной магистрали (см. рис. 2.57), увеличение командного давления приводит к открытию дросселя регулятора, а для регулятора, установленного на перепускной магистрали (см. рис. 2.58), то же действие приводит к закрытию дросселя регулятора. Если регулятор, предназначенный для управления параметрами топливной магистрали, можно инвертировать заменой командного воздействия на давление измеряемого параметра с целью его установки на перепускную магистраль, то подобная инверсия регулятора, специально предназначенного для работы в перепускной магистрали, невозможна.

Несмотря на то, что в настоящем разделе не приведены описания динамических свойств регуляторов (они приведены в работе [4]), следует отметить, что без учета нелинейного вида сил трения покоя, не зависящего от скорости движения, все регуляторы прямого действия в динамике представляют собой типовое звено второго порядка:

$$T_{\text{рег}2}^2 \frac{d^2 \overline{\Delta z}}{d\tau^2} + T_{\text{рег}1} \frac{d\overline{\Delta z}}{d\tau} + \overline{\Delta z} = K_{\text{рег}1} \overline{\Delta p}_{\text{изм}} - K_{\text{рег}2} \overline{\Delta p}_{\text{ком}},$$

где  $\overline{\Delta z} = \frac{\Delta z}{z_{\max}}$  – относительное перемещение подвижных частей регулятора;  $z_{\max}$  – максимальное перемещение подвижных частей регулятора;

$T_{\text{рег}2}^2 = \frac{m_{\text{рег}}}{c_{\text{э.с}}}$  ( $T_{\text{рег}2}^2$  – постоянная времени, отражающая инерцию массовых сил, способствующих колебательному движению),  $m_{\text{рег}}$  – масса подвижных частей;  $c_{\text{э.с}}$  – жесткость элемента сравнения;

$$T_{\text{рег}1} = \frac{k_{\text{тр.дв}}}{c_{\text{э.с}}} \quad (T_{\text{рег}1} \text{ – постоянная времени регулятора, отражающая демпфирующие свойства подвижных частей}); \quad k_{\text{тр.дв}} \text{ – коэффициент пропорциональности между силой трения и скоростью перемещения};$$

$K_{\text{рег}_1} = \frac{F_{\text{э.с}} p_{\text{изм.Н}}}{c_{\text{э.с}} z_{\text{max}}}$  – коэффициент усиления регулятора, отражающий изменение относительного перемещения от воздействия относительной величины измеряемого давления  $\overline{\Delta p}_{\text{изм}} = \frac{\Delta p_{\text{изм}}}{p_{\text{изм.Н}}}$ ;  $p_{\text{изм.Н}}$  – номинальное значение измеряемой величины;  $F_{\text{э.с}}$  – эффективная площадь элемента сравнения;  $c_{\text{э.с}}$  – жесткость элемента сравнения;  $K_{\text{рег}_2} = \frac{F_{\text{э.с}} p_{\text{ком.Н}}}{c_{\text{э.с}} z_{\text{max}}}$  – коэффициент усиления регулятора, отражающий изменение относительного перемещения от воздействия относительной величины командного давления  $\overline{\Delta p}_{\text{ком}} = \frac{\Delta p_{\text{ком}}}{p_{\text{ком.Н}}}$ ;  $p_{\text{ком.Н}}$  – номинальное значение измеряемой величины ( $K_{\text{рег}_1} \approx K_{\text{рег}_2}$ ).

Для обеспечения высокого быстродействия и одновременного ограничения степени колебательности необходимо выполнение условия

$$T_{\text{рег}_1} \leq 2\sqrt{T_{\text{рег}_2}^2} \quad \text{или} \quad K_{\text{тр}} \leq 2\sqrt{m_{\text{рег}}},$$

что соответствует слабо выраженному колебательному характеру движения подвижных частей регулятора. Последнее условие при заданной массе исполнительного органа (дросселя) может быть выполнено только за счет соответствующего обеспечения необходимой величины коэффициента  $k_{\text{тр}}$ , который определяется физическими свойствами демпфирующей среды (топлива) и зазором в подвижных элементах регулятора или выбором проходных сечений демпфирующих устройств и вязкостными свойствами рабочих тел в этих демпферах. Определение реальных величин сил трения, пропорциональных скорости движения, и нелинейных сил трения покоя, не зависящих от скорости движения, производится опытным путем на специальных установках, имитирующих колебательное движение подвижных частей регуляторов и вязкостные свойства демпфирующих рабочих тел.

Все рассмотренные выше регуляторы с усилителем в динамике представляют собой типовое инерционное звено

$$T_y \frac{d\overline{\Delta z}_y}{d\tau} + \overline{\Delta z}_y = K_{\text{рег}_1} \overline{\Delta p}_{\text{изм}} - K_{\text{рег}_2} \overline{\Delta p}_{\text{ком}},$$

где  $\overline{\Delta z}_y = \frac{\Delta z}{z_{y\text{max}}}$  – относительное перемещение штока усилителя;  $z_{y\text{max}}$  –

максимальное перемещение штока усилителя;  $T_y = \frac{m_{\text{р.т.у}}}{\dot{m}_{\text{р.т.у}}}$ , постоянная времени усилителя;  $m_{\text{р.т.у}}$  – масса рабочего тела в усилителе;  $\dot{m}_{\text{р.т.у}}$  – расход рабочего тела через усилитель;  $K_{\text{рег}_1}$  и  $K_{\text{рег}_2}$  – коэффициенты

усиления регулятора по отношению к измеряемому и командному сигналам соответственно.

Инерционному звену соответствует апериодический переходный процесс.

Таким образом, регуляторы с усилителем сами по себе не реализуют колебательных движений, а их быстродействие определяется выбором параметров усилителя. При этом предполагается, что со стороны подвижной части усилителя к исполнительному органу приложены усилия на порядок больше, чем инерционные силы от масс перемещающихся частей усилителя с дросселем, а элемент сравнения имеет ничтожно малые массы и силы трения движения.

Во всех случаях нелинейные силы трения покоя, не зависящие от скорости движения, не рассматриваются, так как предполагается, что в конструкции регуляторов предусмотрены все меры по их устранению. В противном случае, вследствие знакопеременного характера этих сил, возможно возникновение автоколебаний подвижных частей регулятора в контурах управления двигателей. Автоколебания, как правило, имеют частоту на порядок меньше собственной частоты регуляторов и представляют собой опасный диапазон частот для корпусов летательных аппаратов.

В частности, источником нелинейных сил трения покоя и вызываемых ими автоколебаний подвижных частей регуляторов могут служить сальниковые уплотнительные устройства (поз. 2 на рис. 2.58), которые не поддаются строгому технологическому контролю. С этих позиций вместо сальниковых уплотнений лучше применять сильфонные.

Рассмотренные выше уравнения динамики типовых регуляторов приведены относительно перемещения подвижных частей. В таком представлении коэффициенты уравнения имеют простейшее выражение и четкий физический смысл. Для полного описания динамики регулятора следует добавить к уравнению перемещений уравнение связи перемещений подвижных частей с площадью дросселя исполнительного органа в виде

$$\overline{\Delta F_{\text{др}}} = K_{\text{и.о}} \overline{\Delta z}_{\text{и.о}},$$

где коэффициент усиления исполнительного органа

$$K_{\text{и.о}} = \frac{\partial F_{\text{др}}}{\partial z_{\text{и.о}}} \frac{z_{\text{и.о max}}}{F_{\text{др. max}}} .$$

В этом уравнении не содержится параметров, учитывающих массу дросселя и сил трения в элементах уплотнений, так как они или учтены в уравнении динамики регулятора прямого действия или компенсированы в усилительном устройстве.

## 2.2.6. УСТРОЙСТВО И ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОВЫХ РЕДУКТОРОВ

В системах питания двигателевых установок широко используют автоматический регулятор давления газа, обычно именуемый газовым редуктором. Задачей этого агрегата является поддержание постоянного давления газа или программного его изменения в подсистемах наддува баков или в подсистемах управления.

По режиму работы редукторы разделяют на две группы. В первую группу входят расходные редукторы, работающие с момента включения при протекании через них определенного количества газа (питание основных баков, питание газогенератора с автономным рабочим телом турбины и пр.). Во вторую группу входят безрасходные редукторы, которые работают в подсистемах управления, не имеющих постоянного расхода (питание агрегатов управления, программных и стабилизирующих регуляторов, электропневмоклапанов и др.).

Газовый редуктор обычно выполняют по схеме автоматического регулятора прямого действия, у которого регулирующий орган непосредственно соединен с чувствительным элементом, сравнивающим усилие от давления подачи с усилием настроенной пружины.

Редукторы различаются между собой по типу чувствительных элементов, которые могут быть выполнены в виде мембранны, плунжера или сильфона. В соответствии с этим редукторы называют "мембранными", "плунжерными" или "сильфонными".

Как правило, исполнительный орган редуктора клапан — выполняют не разгруженным от сил, вызываемых давлением газов, входящих и выходящих из редуктора. По направлению действия неуравновешенной силы от давления газа на клапан редукторы разделяют на редукторы "прямого" и "обратного" хода. В редукторах прямого хода газ высокого давления открывает клапан, а в редукторах обратного хода, наоборот, закрывает.

От направления движения клапана под действием сил, вызываемых вы-

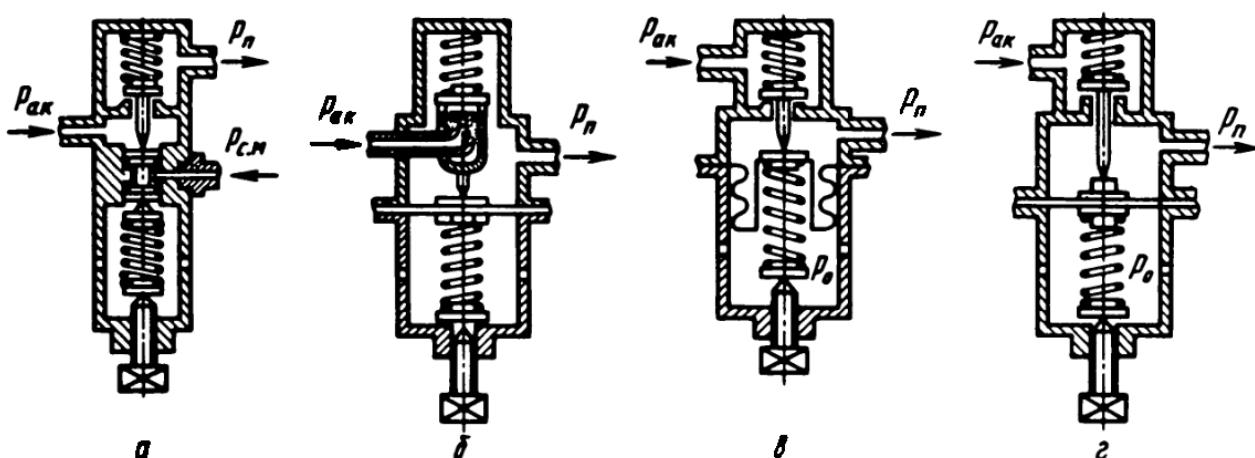


Рис. 2.59. Принципиальные схемы газовых редукторов:

а – плунжерный редуктор прямого хода; б – мембранный редуктор прямого хода; в – сильфонный редуктор обратного хода; г – мембранный редуктор обратного хода

соким давлением газов, определяется характер изменения выходного давления в зависимости от изменения давления на входе в редуктор (статическая характеристика). У редукторов прямого хода с падением давления на входе выходное давление падает, а у редукторов обратного хода возрастает.

По соображениям надежности в ЖРДУ преимущественно применяют редукторы обратного хода. В случае поломки дополнительной пружины в редукторе обратного хода клапан закрывается, а в редукторе прямого хода полностью открывается. Последнее обстоятельство может привести к разрыву стенок баков из-за большого заброса давления.

Различные принципиальные схемы газовых редукторов показаны на рис. 2.59.

На рис. 2.60 показана конструктивная схема расходного газового редуктора. Сжатый газ из аккумулятора поступает через входной штуцер 10 и проволочный фильтр 9 в зазор, образуемый между редуцирующим клапаном 7 и его седлом 8. Этот зазор после поступления газа высокого давления определяется балансом сил, действующих на подвижную часть редуктора: клапан 7 со штоком, жесткие центральные элементы основной мембранны 12 и компенсационной мембранны 5. Основной вклад в этот баланс сил вносит сила предварительной затяжки настроенной пружины 13. В зависимости от этой силы устанавливается определенная величина зазора между клапаном и седлом, проходя через который газ высокого давления, реализуя процесс глубокого дросселирования, понижает свое давление и через выходной штуцер 3 подается на наддув баков. По мере израсходования газа из аккумуляторов давление его падает. При этом зазор между редуцирующим клапаном и седлом увеличивается так, что давление за редуктором остается постоянным. Однако при этом каждое новое перемещение редуцирующего клапана от исходного положения уменьшает силу действия настроенной пружины 13, что вносит статическую ошибку по давлению на выходе из редуктора. Для уменьшения этой ошибки увеличивают длину настроенной пружины, а полный ход клапана ограничивают пределами 1 – 1,5 мм. Необходимый при этом расход газа обеспечивают поперечными размерами клапана и седла. Уменьшению статической ошибки при поддержании заданного давления способствует также применение компенсационной мембранны 5, которая нагружена разностью давлений на входе и выходе из редуктора.

Настройка редуктора производится на специальном стенде с помощью винта 15 по образцовому манометру, подсоединяемому к редуктору через вентиль 4. После настройки исходное положение винта 15 надежно застопоривается гайкой и отгибной шайбой 14. При включении редуктора зазор между клапаном и седлом будет максимальным, и при малых объемах газовой подушки в баке с топливом возможны забросы давлений. Для их предотвращения редуктор оборудован предохранительным клапаном 2, пружина 1 которого настраивается на срабатывание последнего после превышения допускаемого давления.

Для предотвращения перекосов подвижной части относительно направляющих поверхностей на штоке клапана 7 предусмотрен шаровой шарнир 11 с плоской пятой. Для избежания механического разрыва пяточного контакта в редукторе установлена дополнительная пружина 6. На верхнюю часть корпуса редуктора надевается чехол с электрическим подогревателем (на рис. 2.60 не показан).

На рис. 2.61 показана принципиальная схема безрасходного командного редуктора. Этот редуктор предназначен для наддува газом замкну-

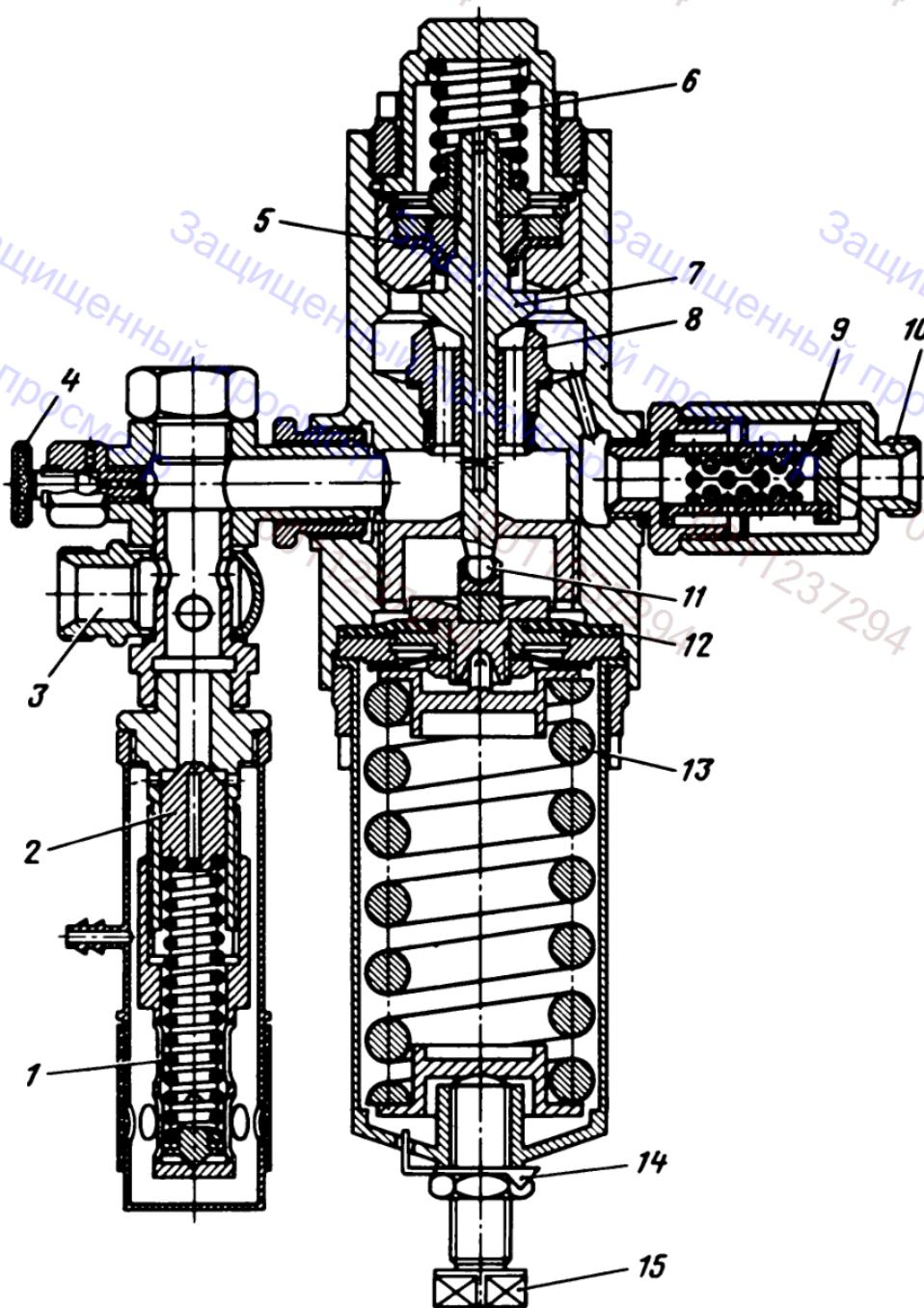
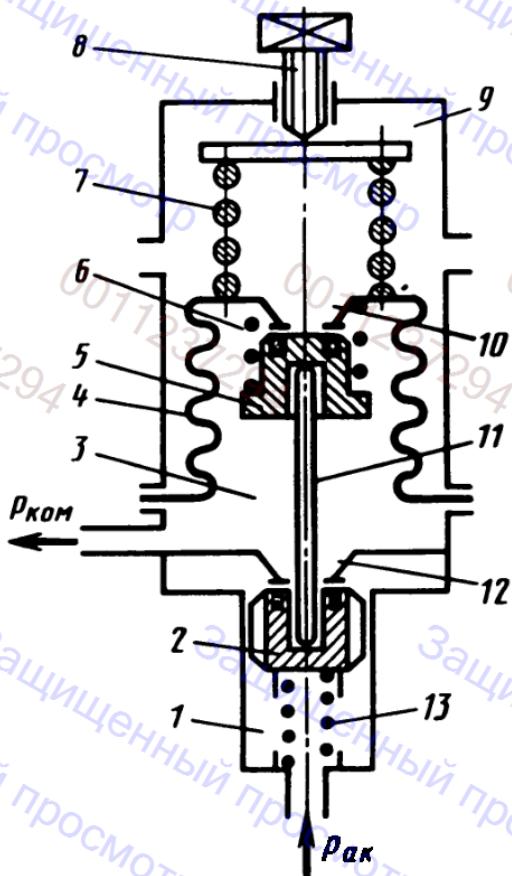


Рис. 2.60. Конструктивная схема расходного редуктора:

- 1 – пружина предохранительного клапана;
- 2 – предохранительный клапан;
- 3 – выходной штуцер;
- 4 – запорный вентиль контрольного манометра настройки;
- 5 – компенсационная мембрана;
- 6 – дополнительная пружина;
- 7 – редуцирующий клапан;
- 8 – седло редуцирующего клапана;
- 9 – фильтр;
- 10 – входной штуцер;
- 11 – шарнир;
- 12 – основная мембрана;
- 13 – настроечная пружина;
- 14 – контролючное устройство;
- 15 – настроечный винт

Рис. 2.61. Принципиальная схема безрасходного командного редуктора:

1 – полость высокого давления; 2 – редуцирующий клапан; 3 – полость командного давления; 4 – сильфон; 5 – стравливающий клапан; 6 – пружина стравливающего клапана; 7 – настроечная пружина; 8 – настроечный винт; 9 – дренажная полость; 10 – седло стравливающего клапана; 11 – шток; 12 – седло редуцирующего клапана; 13 – пружина редуцирующего клапана



тых командных полостей регуляторов и поддержания в них постоянного давления в режиме стабилизации параметров агрегатов ДУ или их изменении при управлении режимом работы.

В отличие от расходного редуктора безрасходный имеет два клапана: редуцирующий 2 и стравливающий 5 клапаны, соединенные последовательно друг с другом штоком 11.

Для подачи в регулятор командного давления его настроечная пружина 7 редуктора затягивается на нужную величину угловым поворотом настроечного винта 8. Сжимаясь при этом, настроечная пружина 7 через жесткое днище сильфона 4 прижимает седло 10 к стравливающему клапану 5 и через шток 11 открывает редуцирующий клапан 2. Через образовавшийся зазор между клапаном 2 и его неподвижным седлом 12 газ из полости высокого давления 1 поступает в полость командного давления 3 и через нее – в регулятор. В замкнутой командной полости регулятора давление газа начинает повышаться. Одновременно повышается давление газа и в полости командного давления 3 редуктора. Повышение командного давления при открытом редуцирующем клапане 2 приводит к перемещению жесткого днища сильфона 4 и следованию за этим движением клапана 2 под действием пружины 13. Вся подвижная система остановится, когда редуцирующий клапан 2 сядет на свое седло 12. При этом в полости 3 редуктора (и в регуляторе) установится давление, соответствующее уравновешенному пружиной 7 балансу сил на сильфонном узле. Если в результате действия регулятора в его командной полости давление повышается, то оно повышается и в полости 3 редуктора. Это приводит к перемещению жесткого днища сильфона 4 и к появлению зазора между седлом 10 и клапаном 5, так как клапан 5 прижат своей пружиной 6 к штоку 11, который упирается в закрытый клапан 2, а седло стравливающего клапана 10 движется вместе с жестким днищем сильфона 4. Через образовавшийся зазор командный газ сбрасывается из полости 3 в дренажную полость 9, а из нее – за борт ЛА. Зазор между стравливающим клапаном и его седлом исчезает, когда давление в командной полости редуктора уменьшается до уровня настройки. Если в результате действия регулятора в его командной полости давление пони-

жается, то оно понижается и в полости 3 редуктора. Это приводит к перемещению жесткого днища сильфона 4 под действием пружины 7 и к появлению зазора между неподвижным седлом 12 и редуцирующим клапаном 2. Поступление газа из полости высокого давления 1 в полость 3 через этот зазор восстановит настроечный уровень командного давления, а клапан 2 будет прижат к седлу 12. Так, в результате попеременного открытия стравливающего или редуцирующего клапанов будет обеспечено постоянное давление командного воздуха в регуляторе. При неизменяющемся давлении в замкнутой полости регулятора оба клапана командного редуктора будут закрыты. Для герметизации клапанов их рабочие поверхности выполняют из мягкого пластиичного материала.

Режим управления параметрами агрегатов ДУ обеспечивается поворотом настроечного винта 8, в результате чего происходит изменение командного давления газа.

**Статические характеристики газовых редукторов.** Статической характеристикой газового редуктора как элемента системы автоматического управления называется зависимость выходной величины (давление подачи) от входной (давление в аккумуляторе). В качестве входных параметров могут быть также рассмотрены внешние возмущающие воздействия: расход газа, его температура, давление окружающей среды, ускорение ЛА и прочие факторы.

В связи с тем, что время работы двигательной установки довольно значительно (30 – 100 с), а редуктор по своей конструкции является быстро-действующим автоматическим регулятором прямого действия, то в большинстве случаев можно считать, что при нормальной работе подвижная система редуктора успевает занять на каждом режиме равновесное положение. Поэтому статическую характеристику редуктора можно считать характеристикой установившихся режимов работы и строить ее исходя из баланса только внешних сил, действующих на подвижную систему. Нелинейной знакопеременной силой трения покоя при составлении баланса сил намерено пренебрегаем.

При подсчете сил, действующих на элементы подвижной системы, будем считать, что давление газа изменяется только в самом узком сечении клапана и что в расчет принимается эффективная площадь мембранны  $F_{\text{м.эф}}$ , которая в простейшем случае может быть определена из выражения

$$F_{\text{м.эф}} = 0,33 F_{\text{м}} \left[ 1 + \frac{D_1}{D_{\text{м}}} + \left( \frac{D_1}{D_{\text{м}}} \right)^2 \right], \quad (2.10)$$

где  $F_{\text{м}}$  – геометрическая площадь мембранны;  $D_1$  – диаметр жесткого центра мембранны;  $D_{\text{м}}$  – наружный диаметр мембранны.

Схема мембранныго редуктора обратного хода приведена на рис. 2.62, а. Баланс сил, действующих на его подвижную систему, если считать силы, передвигающие систему в сторону открытия клапана, положительными, будет следующим:

$$c_1(l_{\text{зат.1}} - z_i) + p_{\text{п}} F_{\text{кл}} + p_0 F_{\text{м.эф}} = \\ = c_2(l_{\text{зат.2}} + z_i) + p_{\text{аки}} F_{\text{кл}} + p_{\text{п}} F_{\text{м.эф}}$$

Здесь  $c_1$  – жесткость пружины мембранны;  $z_i$  – высота подъема клапана в любой момент времени;  $c_2$  – жесткость пружины клапана;  $l_{\text{зат.1}}$  и  $l_{\text{зат.2}}$  – начальная затяжка пружин, которая определяется настройкой редуктора на заданное давление подачи при начальном давлении в аккумуляторе и заданном расходе газа;  $p_{\text{п}}$  – давление газов на выходе из редуктора (давление подачи);  $F_{\text{кл}}$  – площадь клапана, на которую действует давление газа;  $p_0$  – давление окружающей среды;  $p_{\text{аки}}$  – давление газов на входе в редуктор (в газовом аккумуляторе) в любой момент времени.

Пружина клапана необходима для силового замыкания подвижной системы, так как шток клапана в рассматриваемой конструкции не жестко закреплен с мембраной.

Из баланса сил находим давление на выходе из редуктора:

$$p_{\text{п}} = \frac{c_1 l_{\text{зат.1}} - c_2 l_{\text{зат.2}} - z_i(c_1 + c_2) - p_{\text{аки}} F_{\text{кл}} + p_0 F_{\text{м.эф}}}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}}.$$

Удобнее провести анализ этой зависимости, записав ее в виде суммы составляющих давлений:

$$p_{\text{п}} = \frac{c_1 l_{\text{зат.1}} - c_2 l_{\text{зат.2}}}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}} - z_i \frac{c_1 + c_2}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}} - p_{\text{аки}} \frac{F_{\text{кл}}}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}} + p_0 \frac{F_{\text{м.эф}}}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}}.$$
(2.11)

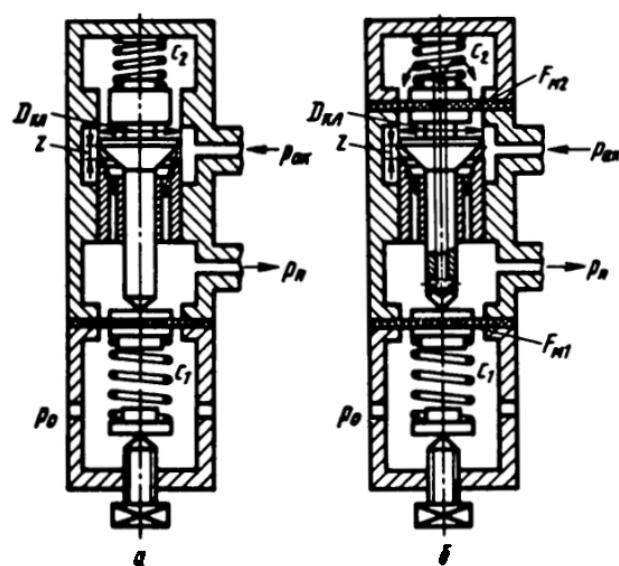
Введем условные обозначения слагаемых суммы (2.11):

$$p_{\text{п}} = \text{I} - \text{II} - \text{III} + \text{IV}.$$

Из последней записи видно, что первый и четвертый члены суммы не изменяются во время работы редуктора, в то время как второй зависит от высоты подъема клапана, а третий – от давления на входе в редуктор.

Закон изменения второго и

**Рис. 2.62. Расчетная схема газового редуктора:**  
редуктор без компенсирующего устройства (а) и с компенсирующим устройством (б)



третьего членов слагаемых суммы (2.11) во время работы редуктора различен. В начале работы второй член мал из-за незначительной высоты подъема клапана, а третий велик из-за высокого давления в аккумуляторе. Во время работы второй член будет возрастать, а третий – уменьшаться. Так как они оба вычитаются из постоянной величины, то до некоторой степени могут взаимно компенсироваться. Действительно, если для любого момента работы будет выполняться равенство

$$z_i \frac{c_1 + c_2}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}} + p_{\text{аки}} \frac{F_{\text{кл}}}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}} = \text{const.} \quad (2.12)$$

то давление на выходе из редуктора будет оставаться постоянным.

В конструкциях редукторов, применяемых в системах питания, выполнить это условие на всем диапазоне изменения давления на входе затруднительно.

Если редуктор работает в безрасходной системе, то это значит, что клапан всегда касается седла, т.е.  $z_i = 0$ . Для этого случая из (2.11) получаем

$$p_{\text{п}} = \frac{c_1 l_{\text{зат.1}} - c_2 l_{\text{зат.2}}}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}} - p_{\text{аки}} \frac{F_{\text{кл}}}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}} + p_0 \frac{F_{\text{м.эф}}}{F_{\text{м.эф}} - F_{\text{кл}}}, \text{ или } p_{\text{п}} = \text{I} - \text{III} + \text{IV}.$$

Из этого выражения видно, что давление на выходе из безрасходного редуктора оставаться постоянным не может. Оно будет увеличиваться по мере падения давления в аккумуляторе.

Графически характеристику газового редуктора  $p_{\text{п}} = f(p_{\text{ак}})$  можно представить как сумму составляющих ее давлений согласно выражению (2.11). На рис. 2.63, а приведен график, на котором отложены последовательно отдельные члены суммы составляющих давлений  $p_{\text{п}}$  в зависимости от давления  $p_{\text{ак}}$  для случая работы редуктора без расхода газа. Видно, что давление на выходе из редуктора в рабочем диапазоне изменения давления в аккумуляторе возрастает. С момента равенства давлений на входе и на выходе характеристика резко падает.

Если редуктор работает с расходом газа через клапан, то высота подъема клапана по мере расхода газа из баллона увеличивается, что одновременно приводит к изменению силы затяжки пружин, а значит, и к изменению давления на выходе. Характеристика такого редуктора приведена на рис. 2.63, б.

Вследствие того, что давление в аккумуляторе изменяется значительно (в 5 – 10 раз), а допуск на отклонение давления подачи от номинального значения невелик, то редуктор такой простой конструкции не всегда может удовлетворить требованиям точности поддержания выходного давления. Отсюда возникает необходимость введения дополнительных устройств для

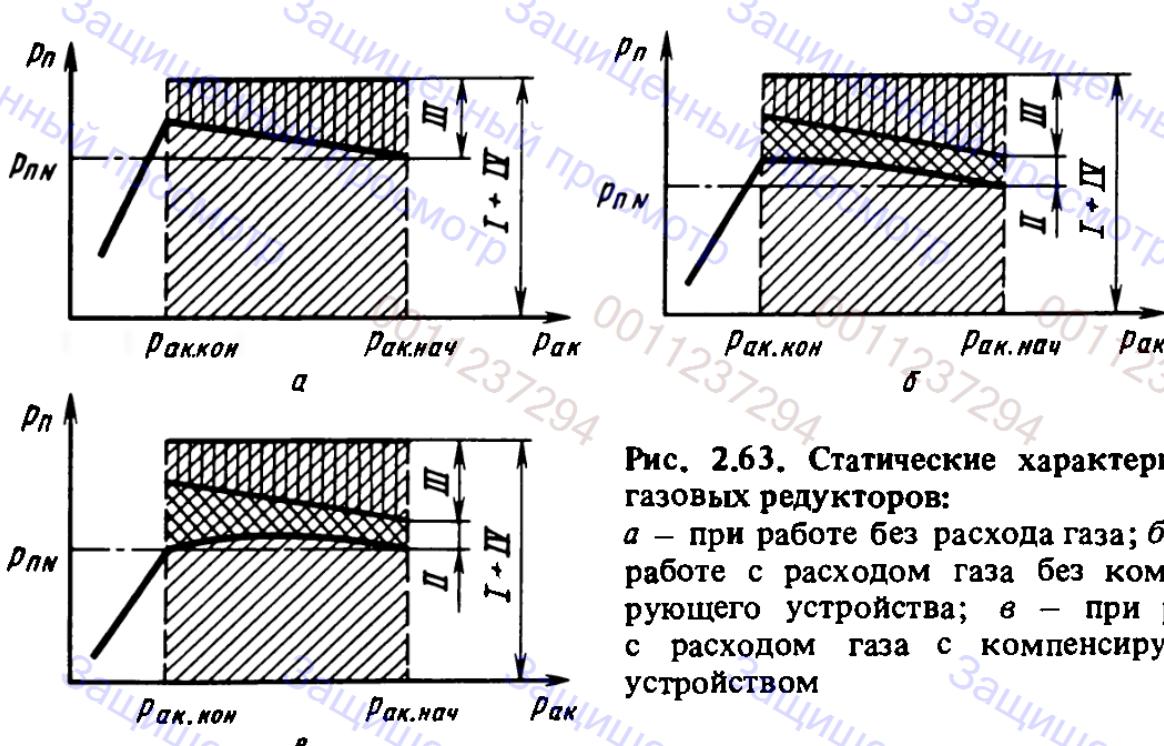


Рис. 2.63. Статические характеристики газовых редукторов:

*а* – при работе без расхода газа; *б* – при работе с расходом газа без компенсирующего устройства; *в* – при работе с расходом газа с компенсирующим устройством

улучшения характеристик редуктора. Одним из таких устройств является дополнительная компенсирующая мембрана.

Схема мембранныго редуктора, в конструкцию которого внесено компенсирующее устройство, показана на рис. 2.62, б. Это устройство состоит из второй мембранны, отделяющей вторую камеру низкого давления от камеры высокого давления. Как показано на схеме, газ из первой камеры низкого давления попадает во вторую камеру по каналу малого сечения в штоке клапана.

Составим баланс сил, действующих на подвижную систему редуктора с компенсирующей мембранны:

$$c_1(l_{\text{зат.1}} - z_i) + p_n F_{\text{кл}} + p_0 F_{M1} + p_{\text{аки}} F_{M2} = \\ = c_2(l_{\text{зат.2}} + z_i) + p_{\text{аки}} F_{\text{кл}} + p_n F_{M1} + p_n F_{M2}.$$

Отсюда находим величину давления на выходе из редуктора:

$$p_n = \frac{c_1 l_{\text{зат.1}} - c_2 l_{\text{зат.2}} - z_i(c_1 + c_2) - p_{\text{аки}}(F_{\text{кл}} - F_{M2}) + p_0 F_{M1}}{F_{M1} + F_{M2} - F_{\text{кл}}}.$$

Представив это выражение в виде ряда слагаемых, получим

$$p_n = \frac{c_1 l_{\text{зат.1}} - c_2 l_{\text{зат.2}}}{F_{M1} + F_{M2} - F_{\text{кл}}} - z_i \cdot \frac{c_1 + c_2}{F_{M1} + F_{M2} - F_{\text{кл}}} - \\ - p_{\text{аки}} \frac{F_{\text{кл}} - F_{M2}}{F_{M1} + F_{M2} - F_{\text{кл}}} + p_0 \frac{F_{M1}}{F_{M1} + F_{M2} - F_{\text{кл}}},$$

или  $p_n = I - II - III + IV$ .

Из этой суммы видно, что первый и четвертый члены постоянны и не зависят от условий работы редуктора. Второй член зависит от величины подъема клапана, а третий – от двух величин: давления газа на входе в редуктор и разности площадей клапана и эффективной площади второй мембранны. Поэтому величина третьего слагаемого может легко изменяться по желанию конструктора.

Площадь второй мембранны выбирают исходя из следующих соображений. Поскольку закон изменения величин второго и третьего членов разный, то получить их сумму постоянной в соответствии с выражением (2.12) на всем диапазоне давлений на входе в редуктор не представляется возможным. Но задавшись равенством давления на выходе из редуктора для двух любых точек характеристики (обычно это делают для начала и конца работы двигательной установки, т.е.  $p_{\text{п.нач}} = p_{\text{п.кон}}$ ), можно получить соотношение

$$z_{\text{нач}}(c_1 + c_2) + p_{\text{ак.нач}}(F_{\text{кл}} - F_{M2}) = z_{\text{кон}}(c_1 + c_2) + p_{\text{ак.кон}}(F_{\text{кл}} - F_{M2}),$$

из которого легко определить необходимый размер второй мембранны:

$$F_{M2} = F_{\text{кл}} - \frac{z_{\text{кон}} - z_{\text{нач}}}{p_{\text{ак.нач}} - p_{\text{ак.кон}}} (c_1 + c_2).$$

В этом случае, как и для основной мембранны, площадь  $F_{M2}$  является эффективной, а ее геометрический размер рассчитывается в соответствии с выражением (2.10).

Характеристика редуктора в этом случае будет такой, как показано на рис. 2.63, в. Небольшие отклонения давления на выходе редуктора от номинального допускаются, если они укладываются в поле допуска.

В области малых давлений на входе в редуктор ( $p_{\text{ак.}i} \leq p_{\text{п}}$ ) давление на выходе поддерживаться постоянным не будет и характеристика будет резко падающей.

Аналогично можно построить характеристику и для плунжерного редуктора с компенсацией, схема которого приведена на рис. 2.59, а.

Пользуясь изложенной методикой, можно построить статические характеристики редуктора для случая работы его без расхода газа через клапан и для случая, когда через клапан во время работы редуктора протекает газ, поступающий в баки для вытеснения компонентов топлива.

Для подтверждения расчетных данных проводится экспериментальное снятие статических характеристик редуктора на специальной установке, позволяющей изменять расходы газа и подогревать или охлаждать газ, поступающий в редуктор. Снятие характеристик при различных расходах и различной температуре газа позволяет проверить эксплуатационные качества редуктора.

**Динамические характеристики редуктора.** Динамические характеристи-

ки редуктора предусматривают изучение характера изменения во времени давления подачи и давления на входе в редуктор на неустановившихся процессах при включении и выключении двигательной установки и при переводе двигателя с режима на режим. Поскольку газовый редуктор является автоматическим регулятором, работающим в составе двигательной установки, то изменение давлений на входе и выходе редуктора следует искать как результат динамического взаимодействия регулятора с объектом регулирования.

В полной постановке для нестационарных процессов аналитическое решение такой задачи представляет значительные трудности, так как она описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений высоких порядков, решаемой только численными способами [21]. Наиболее надежным путем изучения динамических характеристик является эксперимент, в процессе которого малоинерционными датчиками записываются по времени необходимые величины.

Однако предварительно следует рассмотреть физическую картину динамических процессов, на основе которой можно правильно оценить опытные результаты и иметь возможность влиять на них в нужном направлении путем изменения конструкции отдельных элементов редуктора.

Запуск двигательной установки всегда производится с помощью редуктора, заранее отрегулированного на определенное давление подачи. Это значит, что до пуска газа из аккумулятора клапан редуктора полностью открыт. В момент открытия пускового клапана газ под большим давлением поступает через полностью открытую щель клапана в камеру низкого давления и дальше в систему питания двигателя.

Вследствие того, что редуктор является регулятором прямого действия, усилие для передвижения клапана создается чувствительным элементом (мембраной). Но мембрана сможет передвинуться в новое положение только после того, как давление газов из камеры низкого давления уравновесит силу пружины, а это произойдет только после достижения заданного давления на выходе. Таким образом, уменьшение проходного сечения клапана редуктора начнется только после достижения заданного давления подачи, а так как детали из-за своей инерционности мгновенно переместиться в новое положение не могут, то обязательно произойдет заброс хода.

Следствием этого заброса будет переход подвижной системы в новое положение, при котором проходная площадь клапана значительно меньше необходимой. В результате реализуется колебательный процесс установления номинального проходного сечения, который передается в полость высокого и низкого давления.

Осциллограмма нормального процесса запуска редуктора приведена на рис. 2.64, а. Здесь выход на режим происходит с малым числом колебаний.

В случае неудачно спроектированного редуктора в пусковой период могут возникнуть значительные колебания.

Осциллограмма процесса запуска, при котором возникают незатухающие колебания, изображена на рис. 2.64, б. Редуктор, в котором возникают подобные колебания в двигательной установке, не может быть использован.

Для того чтобы уменьшить вероятность возникновения колебаний,

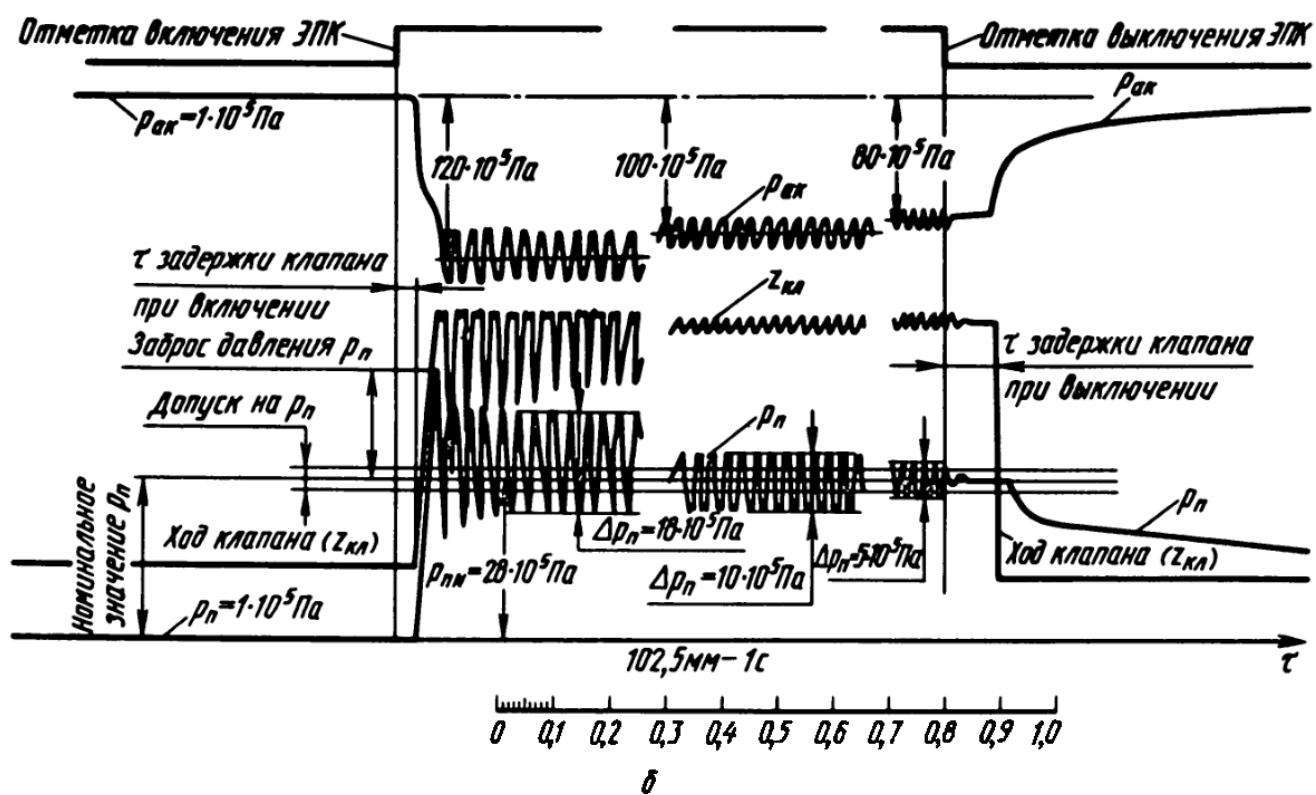
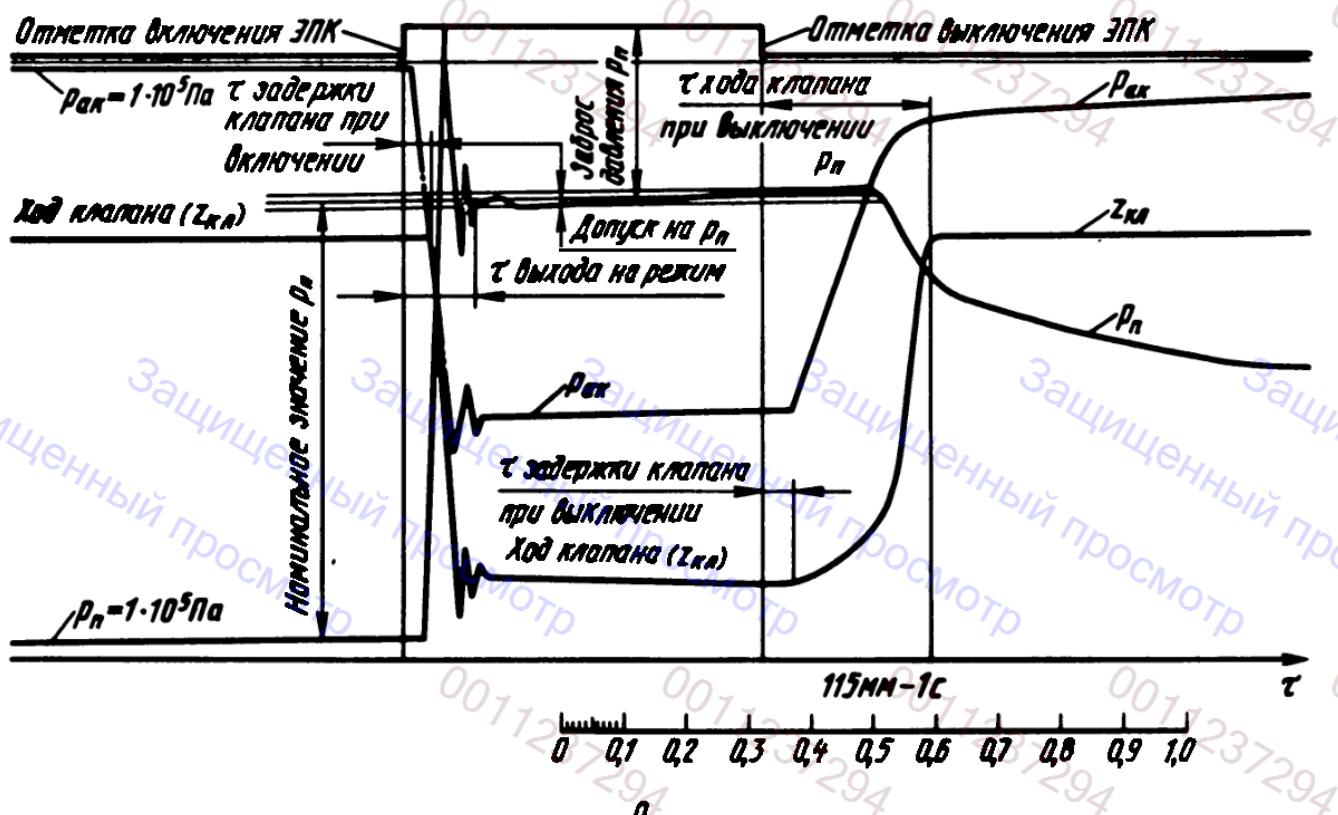


Рис. 2.64. Примеры осциллограмм динамических характеристик газовых редукторов:  
а – редуктор с компенсирующим устройством и демпфером; б – без компенсирующего устройства и демпфера

в конструкцию редукторов включают специальные гидравлические, механические или пневматические демпфера. Назначение этих устройств сводится к созданию сил, противодействующих колебаниям подвижной системы при их возникновении.

В конструкции редуктора (см. рис. 2.60) демпфером является комбинация из второй (верхней) камеры низкого давления и канала малого сечения в штоке клапана. Очевидно, при медленном изменении давления в полости низкого давления в основной камере и во второй камере давления будут успевать выравниваться через канал малого сечения в штоке клапана.

При быстрых изменениях давления в основной камере давление во второй камере изменяется мало, что приводит к возникновению линейной силы "вязкого" трения газа в канале малого сечения, которая препятствует колебаниям подвижной системы (пневматический способ демпфирования подвижных частей). В плунжерном редукторе (см. рис. 2.59, а) демпфером служит полость, проточенная в самом плунжере, в которой установлено кольцо, выполненное заодно с корпусом редуктора с небольшим зазором относительно подвижного штока. Вся полость заполняется вязким смазочным материалом под давлением  $p_{\text{см}}$  большим, чем  $p_{\text{ак}}$ . При сравнительно медленных движениях смазочный материал легко перетекает через зазор между кольцом и центральной частью плунжера из одной полости проточенной части плунжера в другую. При возникновении колебаний подвижной системы плунжер перемещается с большими скоростями. В этом случае вследствие вязкости смазочного материала и малых зазоров возникают гидравлические силы, направленные против скорости движения. Эти силы препятствуют колебательному движению плунжера и демпфируют его гидравлическим способом.

Механический способ демпфирования подвижных частей заключается в том, что шток клапана зажимается разъемной втулкой с определенным усилием, которое за счет нанесенной на ее поверхность твердого смазочного материала способствует демпфированию колебаний.

Так или иначе действие демпфера сводится к уменьшению амплитуд и числа колебаний подвижных частей редуктора. Однако неправильным было бы считать, что колебания подвижных частей редуктора во всех случаях являются нежелательными.

Известно, что апериодический процесс выхода на режим системы второго порядка (какой в динамике является подвижная система редуктора как инерционная масса с упругим элементом) наиболее длителен. При медленном апериодическом процессе установления номинального зазора клапана возможен значительный заброс давления в баках, так как в момент пуска двигательной установки давление в аккумуляторе наиболее высокое, а в исходном положении клапан редуктора полностью открыт.

В линейной постановке задача выбора демпфирующего усилия при заданной массе подвижных частей  $m$  и жесткости пружины  $c$  решается исходя из анализа уравнения динамики, полученного из баланса сил, составленного для клапанного механизма при его движении:

$$m \frac{d^2 \Delta z}{d\tau^2} + k_{\text{тр}} \frac{d\Delta z}{d\tau} + (c_1 + c_2) \Delta z = -p_{\text{ак}} F_{\text{кл}} - p_{\text{п}} (F_{\text{м}} - F_{\text{кл}}), \quad (2.13)$$

где  $k_{\text{тр}}$  – коэффициент пропорциональности между силой трения и скоростью перемещения. Приводя это уравнение к безразмерному виду, получаем

$$\begin{aligned} \frac{m}{c_1 + c_2} \frac{d^2 \bar{\Delta z}}{d\tau^2} + \frac{k_{\text{тр}}}{c_1 + c_2} \frac{d\bar{\Delta z}}{d\tau} + \bar{\Delta z} &= \\ = \frac{F_{\text{кл}} p_{\text{ак, нач}}}{(c_1 + c_2) z_{\text{max}}} \bar{\Delta p}_{\text{ак}} - \frac{(F_{\text{м}} - F_{\text{кл}}) p_{\text{п}} N}{(c_1 + c_2) z_{\text{max}}} \bar{\Delta p}_{\text{п}} \end{aligned}$$

или в компактной форме записи

$$\begin{aligned} T_{\text{ред2}}^2 \frac{d^2 \bar{\Delta z}}{d\tau^2} + T_{\text{ред1}} \frac{d\bar{\Delta z}}{d\tau} + \bar{\Delta z} &= \\ = -K_{\text{ред1}} \bar{\Delta p}_{\text{ак}} - K_{\text{ред2}} \bar{\Delta p}_{\text{п}}. \end{aligned} \quad (2.14)$$

Здесь  $\bar{\Delta z} = \frac{\Delta z}{z_{\text{max}}}$  – относительная величина хода клапана;  $\bar{\Delta p}_{\text{ак}} = \frac{\Delta p_{\text{ак}}}{p_{\text{ак, нач}}}$  – относительное изменение входного давления;  $\bar{\Delta p}_{\text{п}} = \frac{\Delta p_{\text{п}}}{p_{\text{п}} N}$  –

относительное изменение выходного давления;  $T_{\text{ред2}}^2$  – постоянная времени, характеризующая инерционные силы;  $T_{\text{ред1}}$  – постоянная времени, характеризующая демпфирующие силы;  $K_{\text{ред1}}$  и  $K_{\text{ред2}}$  – коэффициенты усиления.

Из основ теории автоматического управления [4] известно, что уравнение (2.14) может иметь апериодические решения при условии

$$T_{\text{ред1}} > 2T_{\text{ред2}}$$

и колебательные процессы – при

$$T_{\text{ред1}} < 2T_{\text{ред2}}. \quad (2.15)$$

Для получения меньшей продолжительности и небольшой степени колебательности динамических процессов рекомендуется выполнение следующих соотношений:

$$\begin{aligned} T_{\text{ред1}} &\leq 2T_{\text{ред2}}, \text{ или } T_{\text{ред1}} \leq 2\sqrt{T_{\text{ред2}}^2} \\ \text{или } k_{\text{тр}} &\leq 2\sqrt{m}. \end{aligned}$$

Последнему условию как раз и удовлетворяет газовый редуктор с пневма-

тическим демпфированием, осцилограмма запуска которого приведена на рис. 2.64, а.

Редуктор, осцилограмма которого изображена на рис. 2.64, б, специально лишен компенсационной мембранны, а значит, и демпфирующего устройства. В результате реализовано условие (2.15) в виде

$$T_{\text{ред1}} \ll 2T_{\text{ред2}},$$

что привело к значительным амплитудам и малому декременту затухания колебаний. Высокая степень колебательности в свою очередь реализует релейную характеристику сил трения покоя, которые всегда имеют место в подвижной системе. Сила трения покоя  $R$  меняет знак при изменении направления скорости движения. В правую часть уравнения динамики (2.13) или (2.14) в качестве действующих сил для рассматриваемого случая следует добавить  $\pm R$ , после чего оно становится существенно нелинейным. С помощью одного из методов решения таких уравнений (в частности, метода фазовых траекторий [4]) можно показать, что подобного рода системы, имеющие жесткую обратную связь, нелинейный элемент и подвод энергии от неколебательного источника, склонны при жестком возбуждении к воспроизведению нелинейных автоколебаний, которые и записаны на осцилограмме, приведенной на рис. 2.64, б. Естественно, что в эксплуатацию такой редуктор допущен быть не может.

## 2.2.7. КОНЕЧНЫЕ АВТОМАТЫ ЖРДУ

В разд. 2.2.5 в классификации регуляторов ЖРДУ (см. рис. 2.50) конечные автоматы выделены в специальный класс автоматических устройств, способных под воздействием внешних команд и внутренних связей принимать конечное число дискретных состояний.

Несмотря на то, что эти автоматы причислены к регуляторам систем управления ЖРДУ, по существу они представляют собой существенно отличный от регуляторов непрерывного действия класс релейных дискретных автоматов. С их помощью организуется протекание нестационарных процессов запуска и останова ЖРДУ, а также глубокое изменение режимов работы ДУ. Логика взаимодействия этих автоматов обеспечивает наиболее ответственные в смысле надежности ЖРДУ участки процесса функционирования ДУ. В прямом смысле автоматическими регуляторами конечные автоматы не являются, так как не содержат в своем составе элементов сравнения, т.е. не способны непрерывно контролировать свои действия, а также действия агрегатов, которыми они призваны управлять (за исключением БЦВМ). Контроль действий конечных автоматов и протекание рабочих процессов в агрегатах ДУ, вызванных этими действиями, осуществляется с помощью взаимодействия реле давлений и реле времени. Однако этот контроль также носит дискретный характер и осуществляется по одной характерной точке протекания рабочих процессов в ДУ.

Вследствие этого конечные автоматы рассматриваются в классе автоматических регуляторов, так как их действия сходны с действием регуляторов, работающих в составе локальных контуров управления, которые фактически являются задатчиками и контролерами назначенных режимов работы.

Конечные автоматы являются не только задатчиками и контролерами режимов работы ДУ, но и агрегатами, обеспечивающими весь процесс функционирования ДУ включая и технологические операции хранения, заправки, аварийного останова, дренажа топлива и газов. С их помощью обеспечиваются также многократные включения двигателей.

Конечные автоматы ЖРДУ разделяются на две категории: клапанные агрегаты и контрольные и вычислительные устройства (рис. 2.65). В свою очередь, клапанные агрегаты различают по назначению, числу включений, виду энергии приводного устройства, характеристике исходных и промежуточных положений клапана и по типу исполнительных органов.

Классификация клапанных агрегатов по назначению. Главные клапаны устанавливаются на основных магистралях питания ДУ газом и топливом. С их помощью обеспечивается питание топливом и рабочими телами агрегатов ДУ при одно- и многократных включениях.

Пусковые клапаны и клапаны останова выполняют функции полной

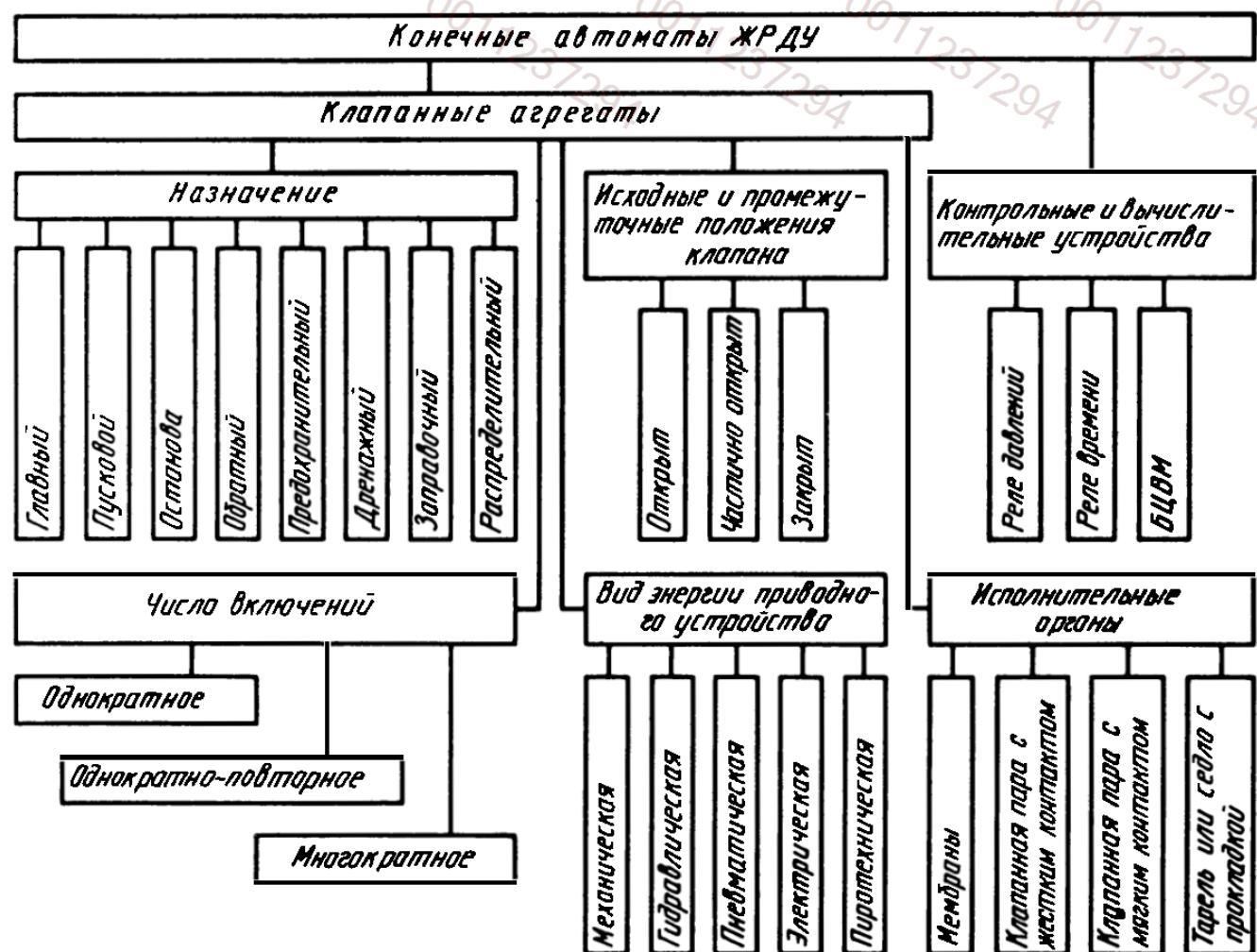


Рис. 2.65. Классификация конечных автоматов ЖРДУ

герметизации рабочих тел в агрегатах ДУ до начала ее действия и после останова.

Обратные клапаны препятствуют соединению паровых фаз топлива в общей магистрали наддува баков. Если обратные клапаны устанавливаются на магистралях питания агрегатов ПГС ДУ компонентами топлива или другими рабочими телами, то они пропускают расход топлива или рабочих тел только в одном направлении и выполняют роль запорных устройств в обратном направлении.

Предохранительные клапаны сбрасывают излишки газа в дренажную полость (или за борт ЛА) при превышении допустимого уровня давления в емкостях, возникающего по различным причинам. Заправочные и дренажные клапаны обеспечивают одно- и многократную заправку топливом баков и газовых емкостей. Кроме того, дренажные клапаны обеспечивают опорожнение тех же емкостей от жидкостей и газов, вызываемое условиями эксплуатации или аварийными ситуациями. При одноразовых заправках емкостей рабочими телами применяются заправочные и дренажные горловины, которые после выполнения своих функций полностью герметизируются.

Распределительные клапаны устанавливаются в узлах соединений многоразветвленных топливных и газовых магистралей. В их задачу входит переключение расходов топлива или газов для питания агрегатов ДУ с одной магистрали на другую.

Наибольшее распространение распределительные клапаны получили в агрегатах управления питания газом в пневматических приводах. Как правило, собственный привод пневматических распределителей выполняется электрическим, поэтому они получили наименование электропневмоклапанов.

Применение распределительных клапанов в топливных магистралях вызывается необходимостью изменения направления потоков топлива в различные агрегаты ДУ. Например, в процессе запуска и останова ЖРДU больших тяг требуется переключение расходов топлива из перепускных магистралей в магистраль питания камер и наоборот при останове ДУ.

Применение таких клапанов также необходимо в ДУ многокамерных ЖРД с программным опорожнением автономных баков, в системах с резервированием и дублированием топливных баков и магистралей, в системах питания с автоматической дозаправкой топлива и в ряде других случаев, обусловленных особенностями процесса функционирования и обслуживания ДУ.

Распределительные клапаны по конструктивному выполнению исполнительных органов разделяют на золотниковые, клапанные и крановые. Золотниковые клапаны нашли преимущественное применение в ЭПК, клапанные исполнительные органы применяют для перераспределения потоков топлива. Крановые распределители рабочей среды в ЖРД не нашли широкого распространения в связи с технологическими трудностями уплотнения разделяемых полостей.

Классификация по числу включений клапанных агрегатов. Клапанные агрегаты однократного включения после срабатывания не способны восстанавливать свое исходное состояние, так как их исполнительные органы и приводные устройства частично или полностью разрушаются. Чаще всего такими агрегатами являются мембранные свободного или принудительного прорыва.

Агрегаты однократно-повторного включения позволяют восстанавливать исходное состояние исполнительных органов и приводных устройств. В процессе перезаправки ДУ топливом исполнительные органы этих агрегатов освобождаются от фиксирующих их конечное состояние упоров, восстанавливается их исходное состояние, а пиротехнические приводы заменяются новыми.

Клапанные агрегаты многократного включения способны под воздействием внешних команд самостоятельно принимать исходное состояние и обеспечивать тем самым требуемое число включений. Эта особенность исключает применение в многократных клапанных агрегатах пиротехнических приводов и неуправляемых фиксаторов положения исполнительных органов.

Классификация клапанных агрегатов по виду энергии, применяемой в приводном устройстве. Приводные устройства используют механическую, гидравлическую, пневматическую, электрическую и энергию газов, образующуюся при срабатывании пиротехнических зарядов. Как было показано выше, вид привода обуславливается числом включения агрегатов.

Для однократного и однократно-повторного включения ДУ преимущественное применение в клапанных агрегатах находят пиротехнические приводы. Они же применяются в агрегатах, от которых требуется максимальное быстродействие срабатывания.

Механические приводы (в виде пружин) применяются в обратных и предохранительных клапанах.

Пневматические, гидравлические и электрические приводы применяются в агрегатах многократного срабатывания. Для привода главных топливных клапанов наибольшее распространение получили пневматические приводы с возвратными пружинами. Подача газа в эти приводы производится с помощью электропневмоклапанов.

Электрические приводы получили также преимущественное распространение для обеспечения срабатывания клапанов ЖРДМТ.

В большинстве случаев в пневматических, гидравлических и электрических приводах устанавливаются возвратные пружины. В этих случаях приводы используют комбинированные источники энергии и соответственно получают наименование пневмомеханических и электромеханических приводных устройств.

Классификация клапанных агрегатов в зависимости от исходного состояния исполнительного органа и возможности принимать промежуточные положения.

Нормально открытое положение клапанов отличает от всех других

агрегатов клапаны остаются. Нормально закрытое положение клапанов свойственно всем остальным клапанным агрегатам. Частично открытое фиксированное положение клапана необходимо для организации двухступенчатого запуска двигателей больших тяг. Организация программного запуска или глубокого изменения режимов работы ДУ может предусматривать несколько промежуточных фиксированных состояний пускового клапана. Плавный запуск может потребовать определенного темпа открытия пускового клапана.

Для привода клапана ЖРДМТ требуется не только минимальное время открытия и закрытия клапанов, но и минимальное время запаздывания срабатывания приводного устройства. Для регулирования тяги ЖРДМТ с целью получения момента управления ЛА пропорционально его угловой скорости перспективным направлением является разработка многопозиционного привода клапанов таких двигателей.

По типу исполнительных органов клапанные агрегаты классифицируют следующим образом:

— мембранные не способные восстанавливать исходное состояние после срабатывания (прорыва) и применяемые только для однократного включения;

— клапанная пара с жестким контактом ("металл по металлу"), имеющая преимущество при большом числе включений и поэтому получившая наибольшее распространение в ЖРДМТ и в ДУ многократного включения малых тяг. Для малых проходных сечений технологически проще обеспечивается требуемая (исходная) герметичность клапанной пары, которая обладает наибольшим ресурсом по числу включений. Однако при большом числе включений увеличивается вероятность попадания инородных частиц в зазор клапанной пары. Даже при их частичном дроблении в случае посадки тарели клапана на седло клапанная пара теряет свойства исходной герметичности. При длительных перерывах между включениями в условиях космической среды негерметичность клапана вызывает образование твердой фазы топлива в зазоре клапана и за ним, что в конечном итоге может быть причиной отказа двигателя;

— клапанная пара с мягким контактом (например, при выполнении одного из элементов клапанной пары из фторопласта), обладающая более высокой исходной герметичностью. Попадание инородных частиц в зазор клапанной пары и связанная с этим потеря исходной герметичности может быть частично компенсирована за счет внедрения инородной частицы в мягкий материал тарели или седла клапана. Однако ресурс клапанной пары с мягким контактом меньше, чем с жестким. Кроме того, клапанная пара с мягким контактом чувствительна к нагреву и при установке непосредственно на двигатель требует тепловой защиты (терmostатирования);

— тарель или седло с прокладкой, имеющая мягкую прокладку. В качестве мягкой прокладки применяют резины, пластиковые материалы, фторопласты и мягкие металлы (например алюминий).

Особый класс конечных автоматов представляют дискретные контроль-

ные и вычислительный устройства. Реле давлений в системе контроля рабочих процессов в камерах двигателя, газогенераторах и топливных магистралях настраиваются на срабатывание в диапазонах 0,1; 0,2 – 0,8; 0,9 уровня номинальных значений контролируемых параметров в зависимости от целей контрольных функций. Настройка реле на номинальный уровень давления, как правило, не производится, так как при неудачном сочетании отклонений на настройку агрегатов двигателя и реле срабатывание реле может не состояться.

Принцип настройки реле на пониженный уровень давления сохраняется как для реле, включенных в состав логической системы управления срабатыванием агрегатов двигателя, так и для реле системы телеметрического контроля. Реле давления телеметрического контроля за состоянием агрегатов ДУ в полете получили наименование сигнализаторов давления.

Все реле давлений имеют два конечных состояния и различаются состоянием электрических контактов в исходном положении, которые могут быть как нормально разомкнутыми, так и нормально замкнутыми.

Реле времени применяются в составе логических систем управления процессом функционирования ДУ при запуске и изменении режима работы ДУ. Они тесно взаимодействуют с реле давлений или являются независимыми агрегатами. Так, например, на рис. 2.8 и 2.10 в принципиальных электрических схемах коммутации агрегатов реле времени РВ и РВ<sub>2</sub> начинают свою работу с момента замыкания последнего контакта реле давлений РД<sub>1</sub> и РД<sub>2</sub> с нормально разомкнутыми контактами в исходном состоянии. Настройка реле времени (РВ и РВ<sub>2</sub>), контролирующих процесс запуска, производится на время заведомо большее, чем планируемое время этого процесса. Выключение реле времени, которому соответствует замыкание его электрических контактов, приводит к изменению состояния ДУ (аварийному останову ДУ) при условии, что контакты контрольного реле давления РД<sub>3</sub> останутся в исходном состоянии (т.е. нормально замкнутыми).

Реле времени РВ<sub>1</sub> в принципиальной электрической схеме коммутации агрегатов автоматики, показанной на рис. 2.10, также начинает свою работу с момента замыкания последнего контакта реле давлений РД<sub>1</sub> и РД<sub>2</sub>, но в конце своей работы оно вызывает необходимое изменение режима работы ДУ независимо от состояния реле давлений. Время работы РВ<sub>1</sub> в этом случае определяется необходимым временем работы ДУ в стартом режиме работы.

Принцип действия контрольных элементов дискретный и производится по одной точке характерного состояния рабочих процессов в ДУ. Так, в рассмотренных примерах решение о возможности запуска ДУ принимается системой дискретного управления по мере достижения контрольного значения двух давлений РД<sub>1</sub> и РД<sub>2</sub> (см. рис. 2.8 и 2.10), а изменение режима работы ДУ – по дискретному срабатыванию реле времени РВ<sub>1</sub> (см. рис. 2.10).

Обратная связь о состоянии управления процессом также дискретная

и осуществляется взаимодействием реле времени РВ и РВ<sub>2</sub> и реле давления РД<sub>3</sub> (см. рис. 2.8 и 2.10). Если в процессе запуска достигнут контрольный уровень давления в камере двигателя, на который настроено реле РД<sub>3</sub>, то работа ДУ продолжается, если нет, то происходит аварийный останов ДУ.

С позиций современной оценки роли конечных автоматов в ЖРДУ можно утверждать, что они выступают в системе обеспечения процесса функционирования ДУ в качестве автоматических дискретных "роботов", ибо вмешательство операторов другого вида (например человека) в ЖРД исключено.

Кардинальное изменение оценки состояния контроля протекания нестационарных процессов вызывает применение БЦВМ для управления процессами запуска, останова и изменения режимов работы ДУ. Способность ЦВМ оценивать характер протекания рабочих процессов в реальном масштабе времени позволяет вводить непрерывный контроль за нестационарными процессами.

С этой целью агрегаты ДУ должны включать в свой состав необходимое число датчиков. Информация с этих датчиков передается в БЦВМ, где после регистрации происходит ее сравнение с планируемым характером протекания этих процессов. На основе сопоставления рабочей и эталонной информации принимается решение о времени и порядке воздействия со стороны БЦВМ на конечные автоматы ЖРДУ. Таким образом, принципиальная схема управления нестационарными процессами с помощью БЦВМ ничем не отличается от схемы управления основными параметрами ЖРДУ на маршевом режиме с помощью БЦВМ, приведенной на рис. 2.51.

С помощью БЦВМ на основе анализа информации, поступающей с датчиков, можно диагностировать текущее состояние рабочих процессов, протекающих в агрегатах ДУ, и в случае необходимости реализовать пониженный ("щадящий") режим работы ДУ или аварийный останов.

БЦВМ также способна в сложной ситуации принять решение выбора оптимального варианта функциональной замены агрегатов ДУ, вышедших из строя, их дублерами из числа находящихся в резерве.

Объединяя все задачи управления агрегатами ДУ в составе одной БЦВМ, можно получить централизованную систему управления процессом функционирования ДУ, способную комплексно решать все внутридвигательные задачи управления ДУ. В настоящее время передача функций управления ЖРДУ ЦВМ не является проблемой, а представляет собой лишь техническую задачу.

В соответствии с приведенной классификацией рассмотрим устройство и принцип действия типовых клапанных агрегатов ЖРДУ.

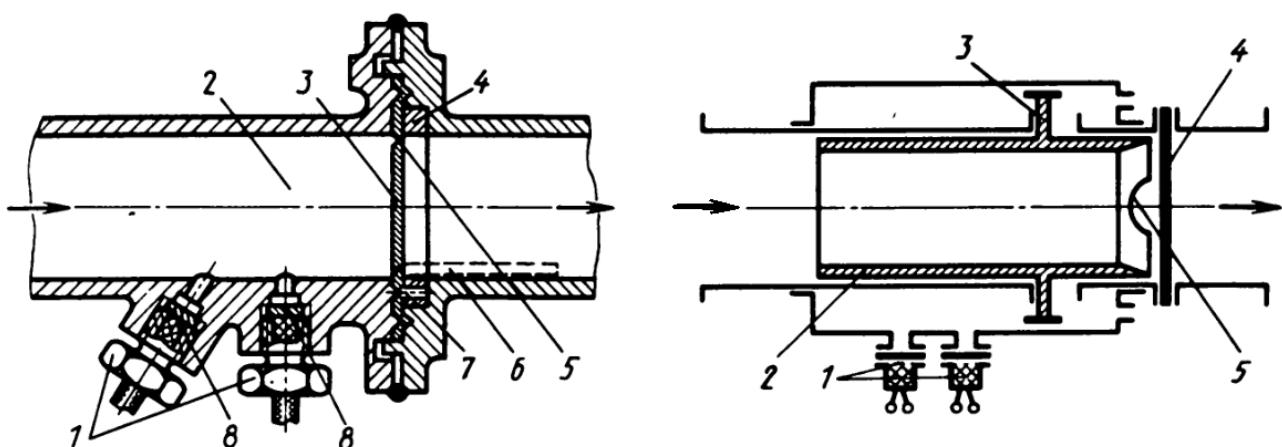
На рис. 2.66 приведена конструктивная схема установки мембранные принудительного прорыва во фланцевом соединении топливного трубопровода.

Мембрана 3, изготовленная из мягкого алюминиевого сплава толщиной 3 мм, установлена во фланцевом соединении топливного трубопровода с необходимым предварительным натягом и уплотнением замкового типа.

Со стороны жидкого компонента топлива (полость 2) на мембрану нанесена неполная кольцевая риска 5 диаметром, соответствующим проходному сечению трубопровода. С обратной стороны мембранны установлено кольцо 4 с острой кромкой против риски и закругленного кромкой против места отгиба мембранны, где риска отсутствует. В этом месте для фиксации мембранны относительно закругленной кромки кольца выполнена сферическая выштамповка 7, которая совмещается при сборке с отверстием в кольце 4. Прорыв мембранны происходит за счет гидравлического удара, вызываемого срабатыванием пиропатронов 1, которые для надежности всегда дублируются. В тех же целях пирозаряды герметизируются от жидкой фазы топлива разделительными мембранными 8. Разрушение мембранны при срабатывании пиропатронов происходит по ослабленному риской сечению, что приводит к последующему за ним отгибанию мембранны в положение 6. Удержанию мембранны в этом положении способствует участок закругленной кромки кольца 4, совпадающей благодаря фиксатору с участком мембранны, где риска отсутствует.

Аналогичное устройство способно срабатывать также и без помощи пиропатронов только в результате воздействия давления рабочей среды. Такие устройства устанавливают на газовых магистралях наддува баков и их называют мембранными свободного прорыва.

Естественно, что положительным свойством мембранны является их полная герметичность в период хранения ДУ в заправленном состоянии и минимальное сопротивление запорного устройства в открытом состоянии. Однако при больших размерах трубопроводов (более 100 мм) надежность срабатывания таких устройств с пиропатронами резко падает, так как



**Рис. 2.66. Конструктивная схема установки мембранные принудительного прорыва:**  
1 – пиропатроны; 2 – полость с компонентом топлива; 3 – мембрана; 4 – кольцо мембранны; 5 – неполная кольцевая риска; 6 – положение мембранны после прорыва; 7 – сферическая выштамповка для фиксации мембранны; 8 – разделительные мембранны пиропатронов

**Рис. 2.67. Принципиальная схема пироножевого мембранных пускового клапана:**  
1 – пиропатроны; 2 – ножевой цилиндр; 3 – поршень ножевого цилиндра; 4 – мембрана; 5 – выемка в ножевой части цилиндра, которая обеспечивает фиксированное положение мембранны в трубопроводе после ее прорезания ножом

вместе с мембраной возможно частичное разрушение трубопроводов. Поэтому для топливных магистралей большого размера применяют пироножевые устройства, которые исключают отмеченный выше недостаток (рис. 2.67). В пироножевых мембранных клапанах мембрана 4 вскрывается при ее разрушении острой кромкой ножевого цилиндра 2, размещенного в трубопроводе. Привод в действие ножевого цилиндра реализуется давлением, действующим на поршень 3 после срабатывания пиропатронов 1. Для удержания мембранны в открытом положении часть мембранны остается не вскрытой из-за выемки 5 в ножевой части цилиндра 2.

Отдельный класс клапанных агрегатов представляют собой обратные и предохранительные клапаны. Эти простейшие устройства должны пропускать через свой исполнительный орган рабочую среду при давлении на подвижный клапан, превышающем заданный наперед уровень, который обуславливается предварительной затяжкой пружин, т.е. они срабатывают от воздействия рабочей среды.

На рис. 2.68 показана принципиальная схема обратного клапана, который включает в свой состав корпус 3 с седлом 5 и размещенный в нем клапан 1 с пружиной 2. При движении рабочей среды в сторону открытия клапана через зазор должно проходить рабочее тело с наименьшим возможным сопротивлением. При неподвижном состоянии рабочей среды или при ее движении в обратном направлении должно быть обеспечено герметичное разделение полостей перед клапаном и за ним. Эти два противоречивых требования, с одной стороны, требуют слабых пружин, с другой — пружин с большой жесткостью для обеспечения необходимой герметичности клапана при неподвижной среде. Чаще всего эти требования удовлетворяются с помощью параллельной установки на магистрали мембран свободного прорыва. Однако такое решение непригодно для ДУ многоразовых включений и к тому же увеличивает сухую массу ДУ. Простейшая конструкция

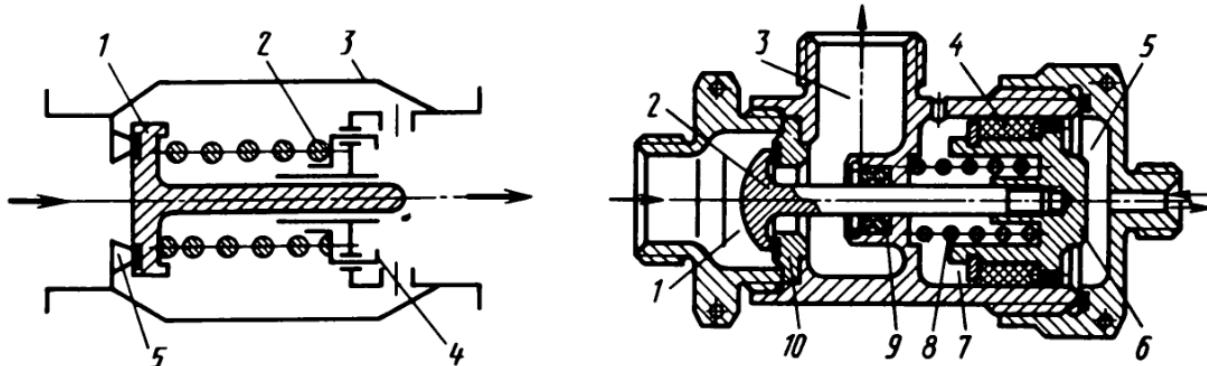


Рис. 2.68. Принципиальная схема обратного клапана:

1 — клапан; 2 — пружина; 3 — корпус; 4 — устройство настройки предварительной затяжки пружины; 5 — седло

Рис. 2.69. Конструктивная схема главного топливного клапана с пневматическим приводом:

1 — полость подвода топлива; 2 — тарель клапана; 3 — полость отвода топлива; 4 — уплотнение поршня пневмопривода; 5 — газовая полость пневмопривода; 6 — поршень пневмопривода; 7 — дренажная полость пневмопривода; 8 — пружина; 9 — уплотнение штока пневмопривода; 10 — седло

клапана (без направляющего штока и без сил трения, пропорциональных скорости перемещения) в динамике соответствует свойствам консервативного звена (особенно при установке клапана на газовой магистрали), т.е. свойствам поддержания и усиления любых колебаний в трубопроводе и даже к их локальному образованию самим клапаном.

При установке обратных клапанов в газовые магистрали наддува баков, питаемых от одного аккумулятора, рассогласование предварительной затяжки пружин может привести к нежелательному изменению давлений в баках и к рассогласованию соотношения компонентов топлива, подаваемых из баков в камеру (или в газогенераторы). Для устранения возможного рассогласования желательно предусмотреть в конструкции обратного клапана устройство настройки предварительной затяжки пружины (поз. 4 на рис. 2.68).

Предохранительный клапан должен сбросить через свой исполнительный орган излишки газа в дренажную полость из наддуваемых емкостей при превышении в них допустимого уровня давления. Такие клапаны устанавливаются либо непосредственно на емкости, либо включаются в состав обслуживающей емкости арматуры.

На рис. 2.60 показан предохранительный клапан 2, присоединенный к выходному штуцеру 3 газового редуктора. Кроме настроичного устройства отличительной особенностью этого клапана является применение в нем длинной пружины 1. Чем длиннее пружина предохранительного клапана, тем точнее отслеживает клапан уровень превышения давления в емкости, так как при открытом клапане в длинной пружине меньше изменяется уровень настроичного усилия, чем при короткой. Для демпфирования подвижных частей клапан имеет длинное осевое отверстие малого диаметра, через которое постоянно сбрасывается незначительное количество газа, а при движении клапана в нем реализуются силы трения, пропорциональные скорости перемещения, направленные против движения клапана.

Рассмотрим устройство и принцип действия главных клапанов ЖРДУ. На рис. 2.69 приведена конструктивная схема главного топливного клапана с пневматическим приводом. Этот клапан обеспечивает управление питанием газогенератора. В исходном состоянии клапан закрыт и герметизируется усилием пружины 8. При определенном уровне давления топлива в полости 1 в соответствии с заданной циклограммой срабатывания конечных автоматов в полость 5 пневматического привода подается рабочее давление газа. Поршень привода 6, преодолевая усилие пружины и давления топлива на клапан, перемещает тарель 2 клапана в открытое положение и соединяет тем самым полость 1 с полостью отвода топлива 3 в газогенератор. По команде "останов" газ сбрасывается из полости 5 пневмопривода, и под действием пружины клапан принимает исходное закрытое состояние.

Принципиально полости подвода и отвода топлива можно поменять местами. Однако при таком реверсе полостей давление подачи топлива будет способствовать разгерметизации клапана, что потребует усиления предварительной затяжки пружины. Это приведет либо к увеличению пло-

щади поршня привода, либо к увеличению давления в его газовой полости, что в конечном итоге ухудшит массовые характеристики агрегатов ДУ. Поэтому в аналогичных конструкциях входной полостью должна быть та, со стороны которой давление подачи топлива перед открытием клапана способствует его герметизации.

Другое техническое решение состоит в организации разгрузки клапана путем замены уплотнения 9 сильфонным узлом. В таком случае рабочее давление до открытия клапана должно быть подано в полость 3, а герметизация клапана целиком будет обеспечиваться пружиной 8 пневмопривода. Поршень 6 с уплотнением 4 также может быть заменен сильфонным узлом, но во всех случаях под поршнем или под сильфоном из полости 7 должен быть организован дренаж.

Для малых расходов топлива (например в КДУ) перспективным направлением усовершенствования главных магистральных клапанов является применение электрических приводных устройств (электромагнитов).

На рис. 2.70 показана принципиальная схема главного топливного клапана однократно-повторного включения с минимальным гидравлическим сопротивлением. Он предназначен для установки на выходе из бака или на входе в насос.

Отличительной особенностью клапана является полость 1, предназначенная для размещения клапана в открытом состоянии. Такое конструктивное решение позволило уменьшить на порядок его гидравлическое сопротивление в открытом состоянии по сравнению с конструкцией главного клапана, рассмотренного выше. Клапан 3 приводится в движение с помощью системы рычагов 2 и 5. Ведущий рычаг 5 поворачивается с помощью поршня 7 приводного устройства. Цилиндр приводного устройства 8 расположен снаружи корпуса 4 и может использовать пневматическую или

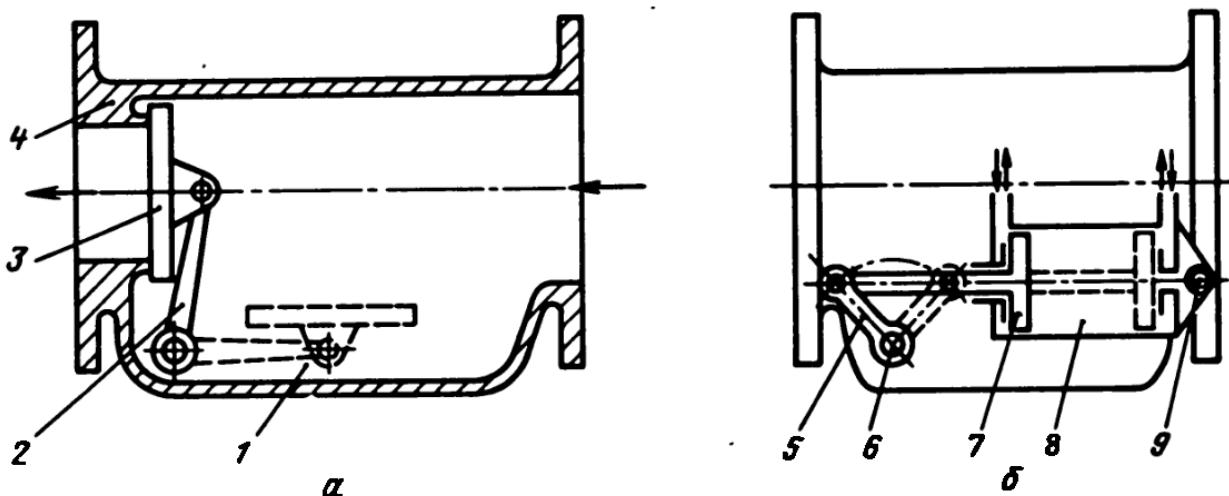


Рис. 2.70. Принципиальная схема главного топливного клапана однократно-повторного включения с минимальным гидравлическим сопротивлением:

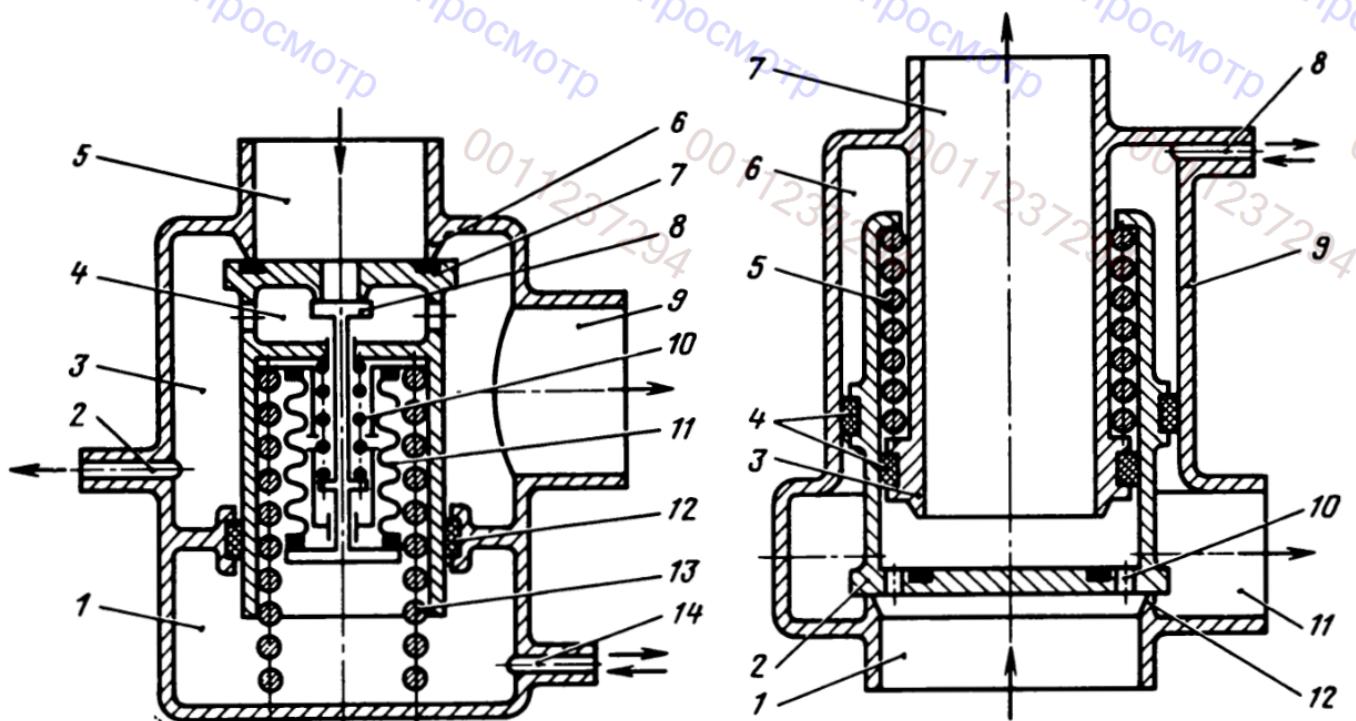
а – продольный разрез клапана; б – разрез по приводному устройству; 1 – полость для размещения клапана в открытом состоянии; 2 – ведомый рычаг приводного устройства; 3 – тарель клапана; 4 – корпус; 5 – ведущий рычаг приводного устройства; 6 – ось рычагов; 7 – поршень приводного устройства; 8 – цилиндр приводного устройства; 9 – ось качания приводного устройства

гидравлическую энергию. Обеспечение движения ведущего рычага 5 требует качания корпуса привода относительно корпуса клапана 4, которое осуществляется поворотом корпуса привода относительно оси 9, закрепленной в корпусе клапана. Ведущий рычаг 5 жестко соединен через общую ось 6 с ведомым рычагом 2, который управляет положением тарели клапана 3. В открытом положении тарель клапана требует фиксации (на рис. 2.70 не показано). При повторном срабатывании такого устройства клапан освобождается от фиксатора. Если автоматизировать этот процесс, то клапан может быть применен и в ДУ многократного включения. Важно отметить, что разработка клапанов с минимальным гидравлическим сопротивлением необходима для любых автоматических устройств, устанавливаемых на входе в насосы ТНА, так как условия бескавитационной работы насосов требуют повышенного давления на их входе, а гидравлические потери в клапанных устройствах могут быть возмещены лишь за счет увеличения давления в баках (или в бустерных преднасосах), что в любом случае отрицательно сказывается на массовых характеристиках ДУ.

На рис. 2.71 показана принципиальная схема главного клапана окислителя двигателя большой тяги, установленного в топливную магистраль между насосом и камерой для запуска и останова двигателя. Клапан оснащен пневмомеханическим приводом. В подвижном корпусе основной тарели 7 размещены пружина 13 и пусковая тарель 8, которая открывается под воздействием пружины 10. Перед запуском двигателя в пневматическую полость 1 клапана через штуцер 14 подается газ с давлением, которое способствует герметизации обоих клапанов. Сильфон 11 и уплотнение 12 отделяют газовую полость 1 от жидкостных полостей 3 и 4. В процессе запуска газ из полости 1 сбрасывается через штуцер 14 и дренажную полость электропневмоклапана. Площадь жесткого днища сильфона 11 и усилие пружины 10 подбираются так, что первой в процессе стравливания газа из пневматической полости открывается пусковая тарель 8, которая обеспечивает питание окислителем камеры двигателя на предварительной ступени запуска. При этом пусковая порция окислителя через полость 4 поступает в полость 3 и далее через полость 9 в камеру двигателя, а часть окислителя — через штуцер 2 в теплообменник для обеспечения наддува бака окислителя. В течение некоторого времени пружина 13 обеспечивает закрытое состояние тарели 7, но по мере возрастания давления во входной полости 5 вследствие увеличения частоты вращения ротора ТНА с предварительного режима на основной тарель 7 открывается и тем самым обеспечивает выход камеры двигателя на основную ступень работы. В процессе останова ДУ первым изменяется режим работы ТНА. При переводе ТНА с основного режима на пониженный давление окислителя во входной полости 5 падает в таком же темпе, в каком изменяется режим работы ТНА, и в этом же темпе тарель 7 под действием пружины 13 приближается к седлу 6, а тарель 8 под действием пружины 10 остается открытой. В момент выключения питания газогенератора через управляющий электропневмоклапан в пневматическую полость клапана через штуцер 14 подается

сжатый газ. По мере возрастания давления в пневматической полости 1 сначала происходит закрытие тарели 7, а затем тарели 8. Такая последовательность срабатывания клапанов обеспечивается соответствующим подбором усилий, действующих на тарели 7 и 8 со стороны газовой полости, и усилий пружин 13 и 10.

На рис. 2.72 показана принципиальная схема главного клапана горючего двигателя большой тяги, установленного в топливную магистраль между насосом и камерой. Клапан состоит из корпуса 9, тарели 2, пружины 5, газовой полости 6 и жидкостных полостей 1, 7 и 11. Жидкостные и газовые полости разделяются уплотнениями 4. В предпусковой период в газовую полость 6 через штуцер 8 подается давление газа от управляющего электропневмоклапана. Это давление сжимает пружину 5 и прижимает тарель 2 к седлу 12. Горючее через отверстия 10 закрытой тарели 2 из входной полости 1 самотеком через полость 7 перепускается на вход в насос. Расход горючего, перепускаемого через клапан в предпусковой период на вход в насос, обеспечивает работу импеллерных уплотнений ТНА в процессе увеличения частоты вращения его ротора. После выхода ТНА на предва-



**Рис. 2.71. Принципиальная схема главного клапана окислителя:**

1 – газовая полость клапана; 2 – штуцер отвода окислителя в теплообменник; 3 – жидкостная полость клапана; 4 – жидкостная полость пускового клапана; 5 – входная полость клапана; 6 – седло клапана; 7 – основная тарель; 8 – пусковая тарель; 9 – выходная полость клапана; 10 – пружина пускового клапана; 11 – сильфон; 12 – уплотнение; 13 – пружина основного топливного клапана; 14 – штуцер пневмопривода

**Рис. 2.72. Принципиальная схема главного клапана горючего:**

1 – входная полость клапана; 2 – тарель; 3 – седло перепускного клапана; 4 – уплотнения; 5 – пружина клапана; 6 – пневматическая полость клапана; 7 – перепусчная полость клапана; 8 – штуцер пневмопривода; 9 – корпус клапана; 10 – перепускные отверстия; 11 – выходная полость клапана; 12 – седло расходного клапана

рительный режим с помощью управляющего электропневмоклапана сбрасывается давление из пневматической полости 6 через штуцер 8. Под действием пружины 5 тарель 2 открывается частично на высоту, определяемую предварительным натяжением пружины 5. Частичное открытие клапана обеспечивает выход камеры двигателя на предварительную ступень запуска.

В процессе дальнейшего увеличения частоты вращения ротора ТНА (при выходе на основной режим работы) тарель 2 перемещается под действием давления жидкости, обеспечивая тем самым плавный переход с предварительной ступени работы камеры двигателя на основную. К концу пускового процесса тарель 2 прижимается обратным торцом к седлу 3 и закрывает перепуск горючего на вход в насос. С этого момента все горючее поступает только в камеру двигателя.

На этапе останова ДУ ТНА переводится на пониженный режим работы. Падение давления горючего способствует перемещению тарели 2 в промежуточное положение, при котором открывается перепуск горючего на вход в насос и частично перекрывается основное проходное сечение. При этом камера двигателя переходит на предварительную ступень. Полное закрытие клапана происходит в результате подачи давления газа в пневматическую полость клапана 6.

Рассмотренные выше устройства и принципы действия главных топливных клапанов показывают, что несмотря на два характерных конечных состояния их подвижных элементов, по которым эти клапаны отнесены к конечным автоматам, клапаны выполняют также роль автоматических регуляторов. С их помощью организуется двухступенчатый запуск и останов камер двигателя и обеспечивается необходимый темп изменения тяги при переходе с одной ступени на другую. Однако управление этими процессами обеспечивается путем целенаправленного выбора параметров конструктивных элементов, составляющих главные топливные клапаны, а командное воздействие (подача или сброс газа в пневматическую полость привода) носит дискретный характер.

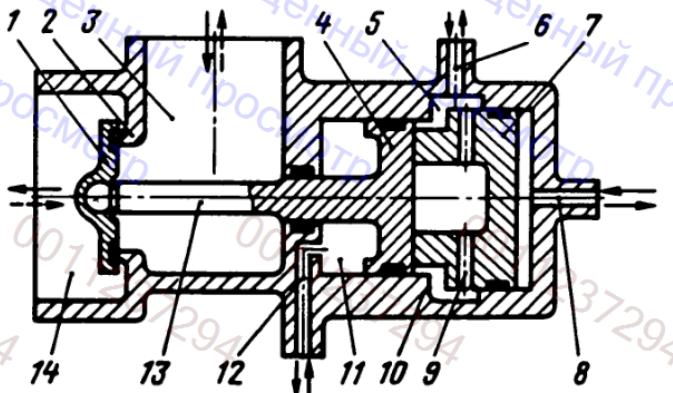
Перспективным направлением усовершенствования таких устройств следует считать разработку оперативных систем контроля текущего положения запорного органа с действительным состоянием управляемого процесса по принципу обратной связи. Такую связь можно осуществить с помощью БЦВМ и соответствующего ее выходной информации изменения темпа сброса или нарастания давления в пневматических полостях топливных клапанов.

На рис. 2.73 показана принципиальная схема заправочно-дренажного топливного клапана, устанавливаемого на топливном баке. С помощью такого клапана производится заправка бака топливом или его дренаж (слив) из бака. Клапан оснащен пневмоприводом и может принимать три конечных фиксированных состояния: "открыт", "частично открыт" и "закрыт".

Закрытое состояние тарели 1 обеспечивается подачей газа через штуцер 12 в газовую полость 11. При этом из других полостей газ должен быть

Рис. 2.73. Принципиальная схема заправочно-дренажного топливного клапана:

1 – тарель; 2 – седло; 3 – заправочная (или дренажная) полость; 4 – поршень полного хода клапана; 5 – газовая полость прямого хода; 6, 8, 12 – штуцеры подачи и сброса газа; 7 – поршень частичного хода клапана; 9 – отверстия; 10 – ограничительный торец корпуса; 11 – газовая полость обратного хода; 13 – шток; 14 – баковая полость



сброшен через штуцеры 6 и 8. Для частичного открытия клапана необходимо подать рабочее давление через штуцер 8 при сброшенном давлении из других полостей. При этом поршень 7 перемещает через поршень 4 шток 13 и устанавливает тарель 1 в частично открытое положение относительно седла 2, которое определяется ходом поршня 7 до ограничительного торца 10 корпуса клапана. Для полного открытия клапана необходимо подать рабочее давление через штуцер 6 в полость 5. Газ, поступая через отверстия 9 в поршне 7, воздействует на торец поршня 4 и перемещает через шток 13 тарель 1 на полную величину ее хода.

При полностью открытой тарели 1 производится заправка бака топливом со стороны полости 3. При частично открытой тарели 1 производится дренаж топлива (слив) из полости 14. При закрытой тарели 1 давление в баке, необходимое для вытеснения топлива, способствует дополнительной герметизации клапана.

Из рассмотренных клапанных устройств, применяемых в ЖРДУ, видно, что большинство из них содержит пневматические или пневмомеханические приводные устройства, для функционирования которых требуется подача или сброс газа в определенные полости приводов строго в определенные моменты времени. Для обеспечения питанием пневмоприводов широкое применение нашли электропневмоклапаны (ЭПК). Кроме того, все клапаны многократного включения, установленные на магистралях питания агрегатов ДУ газом, также используют электромагнитные приводные устройства. Широкому применению в ЖРДУ электропневмоклапанов (и пневматических приводов) содействует то обстоятельство, что ЭПК удобно коммутируются в электрических системах управления ЖРДУ и выполняют роль как исполнительных органов этих систем, так и усилителей-преобразователей сигналов, передаваемых со стороны электрических цепей пневмомеханическим агрегатом управления ДУ.

Разработано и применяется на практике множество различных типов ЭПК. Электропневмоклапаны прямого действия, в которых сердечник электромагнита непосредственно управляет положением клапана, применяются при распределении потоков газов с малыми расходами и давлениями.

В целях экономии дефицитной на борту ЛА электрической энергии, уменьшения габаритов и массы клапанного агрегата в состав ЭПК вводят пневматические усилители, а электромагнитный привод управляет лишь золотниковым распределителем. В целях повышения надежности и одновременной экономии энергии при разработке ЭПК также придерживаются принципа минимального времени удержания клапана под действием включенного электромагнита. Это привело к разработке ЭПК с нормально закрытой и нормально открытой клапанной парой.

На рис. 2.74 показана принципиальная схема ЭПК с нормально закрытой клапанной парой. Сердечник электромагнита 7 через шток жестко связан с золотником 10. Золотник выполняет роль двух запорных органов клапанов высокого давления 4 и дренажного 5. В обесточенном состоянии обмотки электромагнита 8 пружина 11 золотника открывает клапан высокого давления 4 и закрывает дренажный клапан 5. Воздух из полости высокого давления 2 через канал 3, открытый клапан 4 и через канал золотниковой полости 13 поступает под поршень 15 запорного органа и совместно с пружиной 14 удерживает его в закрытом состоянии. При включении электрического питания в обмотку электромагнита 8 магнитный поток втягивает сердечник 7, который перемещает золотник, преодолевая силу пружины 11. Это перемещение вызывает открытие дренажного клапана и закрытие клапана высокого давления. При этом канал высокого давления 3 перекрывается, а канал 13 соединяет полость запорного органа 16 через полость золотника и дренажные отверстия 9 с атмосферой. Газ высокого давления, находящийся в полости 2, действуя на свободную от уплотнения торцовую часть поршня 15 и сжимая пружину 14, открывает запорный орган клапана. Удержание поршня при этом происходит в результате действия давления газа на полную его площадь. При выключении питания электрическим током обмотки электромагнита 8 пружина 11 обеспечивает закрытие дренажного клапана и открывает клапан 4. На поршень запорного органа с обеих

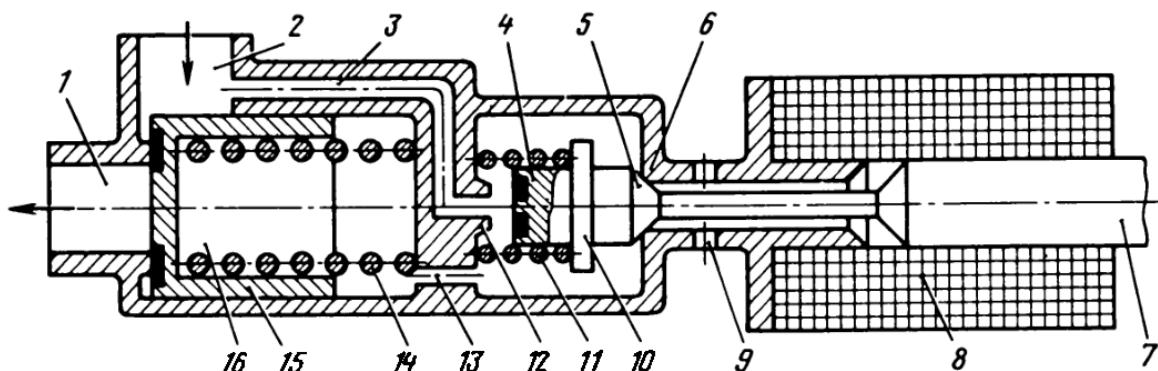


Рис. 2.74. Принципиальная схема электропневмоклапана с нормально закрытой клапанной парой:

- 1 – полость отвода газа;
- 2 – полость подвода газа;
- 3 – канал высокого давления;
- 4 – клапан высокого давления;
- 5 – дренажный клапан;
- 6 – седло дренажного клапана;
- 7 – сердечник электромагнита;
- 8 – обмотка электромагнита;
- 9 – дренажные отверстия;
- 10 – золотник;
- 11 – пружина золотника;
- 12 – седло клапана высокого давления;
- 13 – канал золотниковой полости;
- 14 – пружина;
- 15 – запорный поршневой орган;
- 16 – полость запорного органа

сторон действует одинаковое давление газа, так как его внутренняя полость соединена через канал 3 с полостью высокого давления, и под действием пружины 14 запорный клапан закрывается.

Электропневмоклапан рассмотренного типа применяется во всех случаях, когда исходное закрытое состояние клапана является доминирующим во времени в процессе функционирования ДУ.

На рис. 2.75 показана конструктивная схема ЭПК с нормально открытым клапанной парой. В этом типе клапана при обесточенной обмотке электромагнита 8 пружина золотника 5 открывает дренажный клапан 12 и закрывает клапан высокого давления 4. При таком положении золотника 13 рабочая полость поршня 17 пневмопривода через канал 15 сообщается с атмосферой через дренажные отверстия 11. Это обеспечивает удержание пружиной 18 тарели запорного клапана 21 в открытом положении. Удержанию тарели клапана в открытом положении также способствует высокое давление в полостях 1 и 2 клапана, которое действует на неуравновешенную поверхность тарели, прижимая ее обратной стороной к седлу 20 дренажной полости пневмопривода, что одновременно способствует разгрузке уплотнения 19.

При включении электрического питания в обмотку электромагнита 8 магнитный поток, замыкаясь через магнитопровод 9 на сердечник 7, перемещает его в сторону магнитопровода, преодолевая при этом усилие пружины 5. В конце этого движения обеспечивается герметизация дренажного клапана 12 по своему седлу 6 и открытие клапана высокого давления 4. Высокое давление газа из полости 2 сообщается через канал 3, открытый

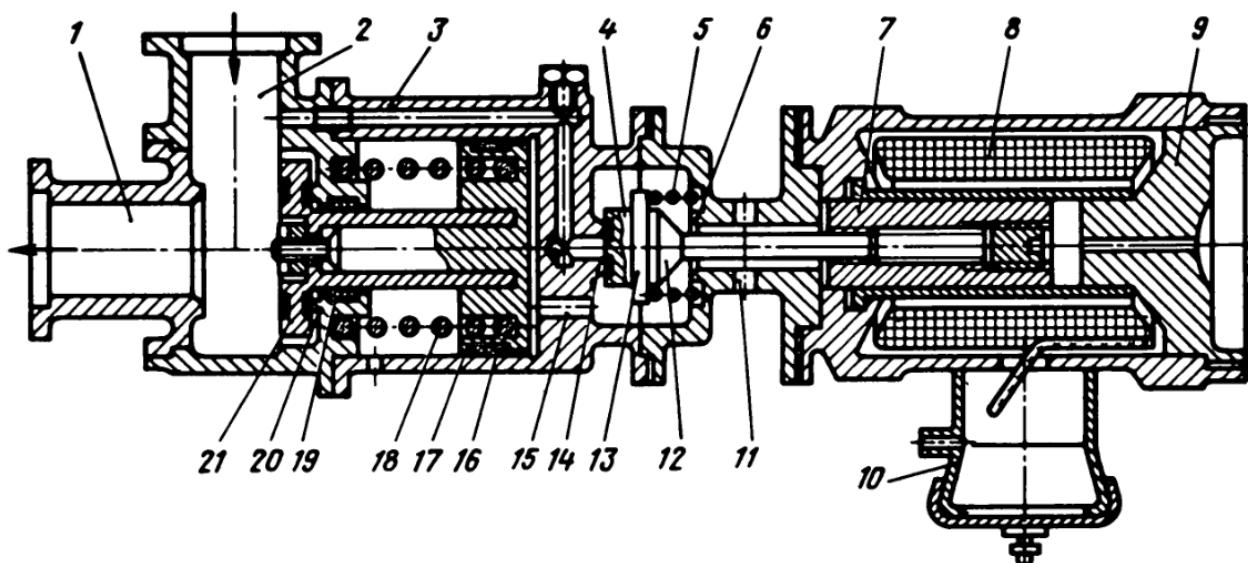


Рис. 2.75. Конструктивная схема электропневмоклапана с нормально открытой клапанной парой:

1 – полость отвода газа; 2 – полость подвода газа; 3 – канал высокого давления; 4 – клапан высокого давления; 5 – пружина золотника; 6 – седло дренажного клапана; 7 – сердечник электромагнита; 8 – обмотка электромагнита; 9 – магнитопровод; 10 – корпус штекерного разъема; 11 – дренажные отверстия; 12 – дренажный клапан; 13 – золотник; 14 – седло клапана высокого давления; 15 – канал золотниковой полости; 16 и 19 – уплотнения; 17 – поршень пневмопривода; 18 – пружина; 20 – седло дренажной полости пневмопривода; 21 – тарель запорного клапана

клапан 4 и канал 15 с рабочей полостью пневмопривода. Площадь поршня 17 выбирается так, что при подаче в рабочую полость пневмопривода высокого давления возникающее на нем усилие преодолевает силы, действующие на неуравновешенную часть тарели запорного клапана 21 и силу пружины 18. В результате действия этой силы тарель перемещается в сторону полости 1 и перекрывает сообщение полостей 2 и 1 между собой. Удержанию тарели запорного клапана 21 в закрытом состоянии кроме усилия со стороны поршня пневмопривода также способствует высокое давление в полости 2, которое действует на неуравновешенную поверхность тарели запорного клапана 21 при условии, что после закрытия клапана из полости 1 газ расходуется. В противном случае, если после закрытия клапана давление в полости 1 сохраняется на том же уровне, что и в полости 2, усилие герметизации определяется разностью сил, действующих на поршень 17 и тарель 21. Этот случай следует принимать как расчетный для определения площади поршня 17. При выключении питания электрическим током обмотки электромагнита 8 пружина золотника 5 обеспечивает закрытие клапана высокого давления 4 и открытие дренажного клапана 12. Под действием пружины 18 тарель и поршень запорного клапана возвращаются в исходное открытое положение. Наибольшие усилия на пружину 18 возникают в начале движения клапана в случае, когда из полости 1 газ расходуется после закрытия клапана, так как пружине приходится преодолевать дополнительные усилия герметизации клапана, вызываемые силами высокого давления со стороны полости 2. Этот случай следует принимать как расчетный для определения потребной силы пружины 18.

Электропневмоклапаны рассмотренного типа применяются во всех случаях, когда исходное состояние клапана является доминирующим во времени в процессе функционирования ДУ.

На примере рассмотренной конструктивной схемы ЭПК следует отметить еще один важный принцип, которого следует придерживаться при разработке клапанных агрегатов. Он состоит в том, что все необходимые уплотнения в конструкции агрегатов должны быть нагружены в течение наименьших интервалов времени. Действительно, в пневмоприводе ЭПК уплотнения 16 и 19 нагружаются высоким давлением только при закрытом положении запорного клапана ЭПК, а это положение регламентировано областью применения такого ЭПК условием минимального пребывания клапана в закрытом положении. Для разгрузки уплотнения 19 от воздействия высокого давления во времени исходного (открытого) положения клапана в его конструкции предусмотрен клапанный затвор, образованный обратной стороной тарели 21 в виде установленной в нее мягкой прокладки и седлом 20, выполненным в корпусе пневмопривода, хотя это и усложняет конструкцию. Герметизация этого клапанного затвора обеспечивается как силами высокого давления, действующими на неуравновешенную часть клапана 21, так и предварительным натягом пружины 18.

Перспективным направлением по совершенствованию клапанных агрегатов следует считать применение сильфонных уплотнителей вместо мяг-

ких, однако принцип минимального времени нагружения уплотнений при этом сохраняется.

Рассмотренные выше ЭПК могут применяться в составе ПГС ДУ в качестве главных пусковых, запорных, предохранительных, дренажных и заправочных клапанов на газовых магистралях. ЭПК могут также заменять (или дублировать) работу газовых редукторов в системах вытеснения газом топлива из баков. При этом ЭПК взаимодействует с реле давлений, установленных в газовой полости баков, по сигналам которых происходит попеременное включение и выключение ЭПК для необходимого наполнения газом наддуваемых топливных баков по мере израсходования из них топлива.

Электропневмоклапаны рассмотренных типов также необходимы для питания газом пневмоприводов клапанных агрегатов в соответствии с назначением циклограммой их работы в системе управления ДУ. Так, для главных топливных клапанов, показанных на рис. 2.69, 2.71, 2.72, для управления срабатыванием их приводов необходимо применение двух одноклапанных ЭПК на каждый агрегат. Для управления срабатыванием клапана, показанного на рис. 2.70, требуется четыре одноклапанных ЭПК, а для управления клапаном, показанным на рис. 2.73, – шесть одноклапанных ЭПК рассмотренных выше типов.

В целях уменьшения потребного количества ЭПК для управления пневмоприводами разработаны и применяются в практике ЭПК – распределители расходов газов, которые как бы сдваивают в одном агрегате функции четырех ЭПК. Такие ЭПК получили наименование ЭПК двойного действия (ЭПК ДД).

На рис. 2.76 показана принципиальная схема электропневмоклапана двойного действия. Если в рассмотренных выше ЭПК золотниковое распределительное устройство можно классифицировать как одноходовое двухседельное, то в ЭПК ДД оно будет одноходовым – четырехседельным. В корпусе 3 размещен с одной стороны электромагнит с обмоткой 1 и сер-

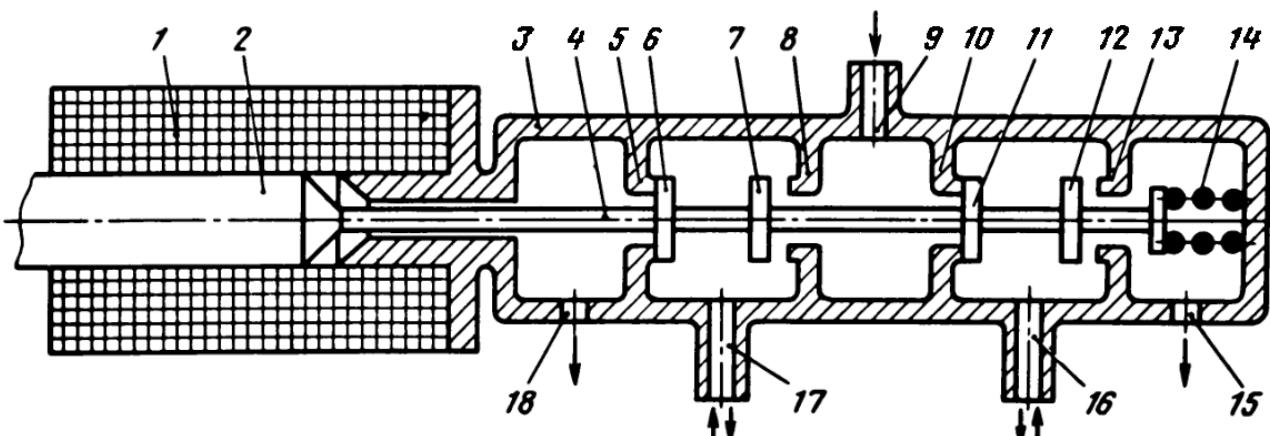


Рис. 2.76. Принципиальная схема электропневмоклапана двойного действия:

1 – обмотка электромагнита; 2 – сердечник электромагнита; 3 – корпус; 4 – шток золотника-распределителя; 5, 8, 10, 13 – седла; 6, 7, 11, 12 – тарели клапана; 9 – штуцер подвода газа; 14 – пружина золотника; 15, 18 – дренажные отверстия; 16, 17 – штуцеры отвода газа

дечником 2, а с другой стороны – корпус распределителя с четырьмя седлами 5, 8, 10 и 13 с одним штуцером подвода газа 9, двумя штуцерами отвода газа 16, 17 и двумя дренажными отверстиями 15 и 18. Сердечник электромагнита 2 через шток 4 соединен с золотниковым клапанным распределителем с четырьмя соосно размещенными тарелями клапанов 6, 7, 11 и 12.

При обесточенной обмотке электромагнита 1 пружина золотника 14 обеспечивает закрытое состояние с тарелями клапанов 6 и 11 и открытое – с тарелями 7 и 12. Газ высокого давления, поступающий через штуцер 9 в полость золотника, подается только в штуцер 17, а штуцер 16 в это время соединен с дренажным отверстием 15.

При включении электрического питания в обмотку электромагнита 1 магнитный поток втягивает сердечник 2, сжимая пружину 14. При этом положении золотника клапаны с тарелями 6 и 11 открыты, а клапаны с тарелями 7 и 12 – закрыты. Это положение обеспечивает питание газом высокого давления штуцер 16, а штуцер 17 в этом положении золотника соединен с дренажным отверстием 18.

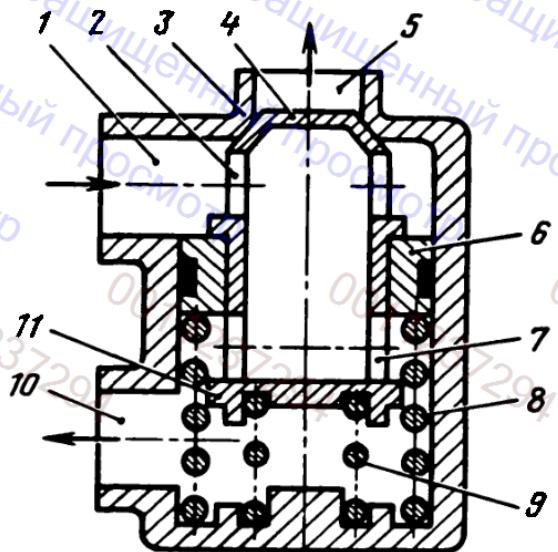
Таким образом, каждая из двух возможных позиций золотника обеспечивает попеременную смену подачи газа высокого давления или его дренаж в двух выходных штуцерах ЭПК двойного действия. Логическая схема работы ЭПК ДД целиком отвечает условиям срабатывания двухстороннего пневмопривода, показанного, например, на рис. 2.70, б. В самом деле, при изменении положения клапана необходимо в одну из полостей привода подать газ высокого давления, а из другой полости сбросить имеющийся в ней газ через дренажную полость управляющего ЭПК. Для реализации хода в обратном направлении необходима инверсия полостей. Очевидно, для управления пневмоприводами агрегатов, показанных на рис. 2.69, 2.71 и 2.72, с помощью одного ЭПК необходимо применение одноходового двухседельного ЭПК (ЭПК с дренажем), т.е. одного из вариантов ЭПК без усилителя. Для управления клапаном, показанным на рис. 2.73, вместо шести одноклапанных ЭПК целесообразно применение трех ЭПК с дренажом.

Применение ЭПК для управления клапанными агрегатами, с одной стороны, упрощается тем, что при малых расходах и небольших поперечных сечениях транспортных трубопроводов возможно применение ЭПК без усилителей, а с другой – осложняется необходимостью применения многоседельных золотниковых распределителей, которые требуют специального выполнения уплотнений одновременно по двум поверхностям (как это имеет место в ЭПК ДД).

Тем не менее распределительные клапаны, к числу которых следует отнести и многоседельные ЭПК, получают все большее распространение не только для распределения газов, но и топливных компонентов ЖРДУ. В качестве примера одного из возможных вариантов рассмотрим принципиальную схему клапанного распределителя расходов топлива с механическим приводом (рис. 2.77).

Рис. 2.77. Принципиальная схема клапанного распределителя расходов топлива с механическим приводом:

1 – входная полость; 2 – входные окна клапана; 3 – седло клапана; 4 – гильза; 5, 10 – выходные полости; 6 – поршень; 7 – выходные окна клапана; 8 – пружина поршня; 9 – пружина клапана; 11 – торец гильзы клапана



Клапан предназначен для перераспределения расходов топлива в пусковой период между магистралью за насосом и магистралями слива топлива на вход в насос и подачи топлива в камеры двигателя. В начальный момент увеличения частоты вращения ротора ТНА топливо с низким давлением поступает во входную полость 1 клапана и выходит через окна 2 и 7 и полость 10 на вход в насос. Гильза 4 перекрывает подачу топлива в камеру двигателя через полость 5. При дальнейшем увеличении частоты вращения ротора ТНА давление топлива за насосом повышается, а следовательно, повышается давление и в полости 1. При этом поршень 6, преодолевая сопротивление пружины 8, перемещается вниз относительно корпуса и гильзы 4. Это перемещение вызывает частичное перекрытие окон 7 поршнем. Одновременно с перекрытием окон 7 возрастает давление внутри гильзы 4 на ее торец 11, которое вызывает движение гильзы в сторону сжатия пружины 9. Это движение обеспечивает частичное открытие полости 5. При значительном возрастании давления в полости 1 поршень 6 перекрывает окна 7 и, упираясь в торец 11 гильзы клапана, перемещает последнюю до упора, полностью открывая тем самым полость 5 для ее сообщения с полостью 1 и направляя весь расход топлива для питания камер двигателя.

В заключение настоящего раздела следует отметить, что роль клапанных агрегатов как конечных автоматов, обеспечивающих наиболее ответственные этапы работы ЖРДУ (этапы запуска и останова ДУ), является определяющей для успешной реализации этих этапов. Кроме четкого выполнения своих конкретных обязанностей, каждый автомат связан жесткими условиями взаимодействия не только с соседними агрегатами, но и с характером протекания рабочих процессов в агрегатах ПГС ДУ.

Несмотря на то, что в процессе действия конечных автоматов к ним поступает информация только по давлению рабочей среды, некоторые из них управляют процессом не только по своим конечным состояниям, но и в промежутках между ними, выступая при этом в качестве быстродействующих регуляторов, работающих по возмущению (без обратной связи с управляемым процессом). Более того, конечные автоматы, несмотря на простоту своих принципов построения, оказываются способными управлять временным и параметрическим взаимодействием ТНА, газогенераторов, камер двигателя на коротких интервалах времени пуска и останова ДУ,

где обычные регуляторы, действующие по принципу обратной связи, оказываются бессильными вследствие своей инерционности (в большинстве случаев их просто выключают из работы на этих этапах).

Если в перспективе возникает необходимость оперативного контроля быстропротекающих процессов в ДУ, то потребуется применение БЦВМ, которая должна быть оснащена с помощью датчиков необходимым информационным обеспечением. Если оснащение датчиками не уменьшит надежности агрегатов и ДУ в целом, то применение БЦВМ окажется целесообразным.

Очевидно, применение двух ТНА требует для согласования их режимов работы применения БЦВМ. Но не следует забывать, что БЦВМ относится также к классу конечных автоматов, уже применяющихся в ЖРДУ, и отличается от последних лишь шагом дискретности. На этом основании можно утверждать, что система конечных автоматов ЖРДУ представляет собой некоторый аналог БЦВМ, отличающейся от последней лишь шагом дискретности. В конечных автоматах ЖРДУ роль информационных датчиков выполняют нагруженные давлением исполнительные органы этих агрегатов. В необходимых случаях дискретность определяется не только конечными, но и промежуточными состояниями исполнительных органов (исключая контрольные реле).

Таким образом, система управления ЖРДУ, оснащенная необходимым количеством конечных автоматов с требуемой дискретностью на каждом этапе работы ДУ, представляет собой активный макропроцессор с высоким энергетическим уровнем, который сочетает в себе дискретное и непрерывное управление (без обратной связи) быстропеременными процессами.

Если прогрессивно возрастающие требования к надежности функционирования ДУ приведут к уменьшению шага дискретности или оперативному непрерывному контролю быстропеременных процессов, то вместо макропроцессора ЖРДУ будет применена БЦВМ, основная цель которой – управление быстропеременными процессами с помощью оперативной обратной связи в реальном масштабе времени.

## 2.2.8. СПОСОБЫ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ГОРЮЧИХ СМЕСЕЙ

В классификации задач, возлагаемых на системы управления ДУ (см. рис. 2.20), задача воспламенения горючих смесей отнесена к обеспечению нестационарного процесса запуска двигателя и решается с помощью автономных систем воспламенения топлив в камерах и газогенераторах ЖРД.

Под системой воспламенения топлив предусматривается полный цикл мероприятий по организации не только начального этапа воспламенения компонентов топлива, но также и весь цикл обеспечения этого процесса без аномальных явлений (срывов горения, незапусков, пульсаций, забросов давлений и других возможных видов отказов на этапе запуска).

Не затрагивая всей процедуры обеспечения надежного воспламенения топлива, так как в каждом типе ДУ эти вопросы решаются сугубо кон-

крайне, ограничимся рассмотрением лишь его начального этапа и по возможности определим выбор способов воспламенения, обеспечивающих весь этап запуска ДУ.

Естественно, что принудительного воспламенения требуют несамовоспламеняющиеся топлива. Ими являются углеводородные горючие, работающие с кислородом или с азотнокислотными окислителями, а также кислородно-водородное топливо.

Существует несколько способов воспламенения горючих смесей.

*Химический способ* предусматривает на начальном этапе запуска использование самовоспламеняющихся компонентов топлива, которые запасают в трубопроводах или специальных емкостях перед камерами двигателя и отделяют их от основного топлива мембранами свободного прорыва. Запас пусковых порций самовоспламеняющегося топлива должен обеспечивать работу камеры на пусковом топливе, примерно равном 80 % времени запуска. Целесообразность применения этого способа ограничивается ДУ однократного включения.

Добавка триэтилбора или триэтилалюминия ( $\approx 2 - 3 \%$ ) к керосину обеспечивает надежное одно- и многократное его воспламенение с кислородом. Однако высокая токсичность этих добавок сдерживает их широкое практическое применение, так как токсичным становится не только горючее, но и продукты сгорания, содержащие эти добавки.

*Пиротехнический способ* воспламенения горючих смесей предусматривает установку на стартовых позициях внутрь камеры двигателя системы пирозарядов, одновременное срабатывание которых обеспечивает надежное воспламенение пусковой части топлива (рис. 2.78). Число пирозарядов зависит от размеров камеры двигателя. Для одновременного воспламенения многокамерных двигателей в каждой камере должно быть размещено не менее шести зарядов, ориентированных друг относительно друга так, чтобы первый воспламенившийся заряд поджигал соседний с ним. Для обеспечения надежного воспламенения горючих смесей необходима определенная мощность тепловыделения в короткий промежуток времени, которая способна не только инициировать горение топлив, но и уменьшить начальную задержку его воспламенения.

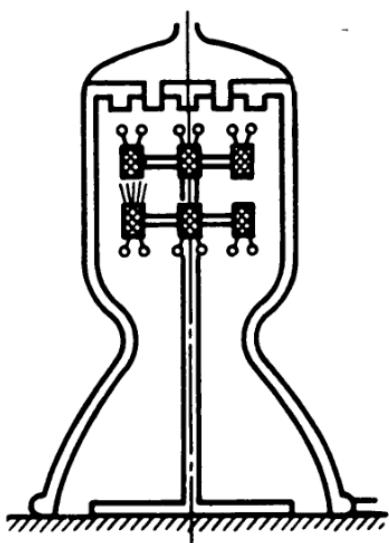
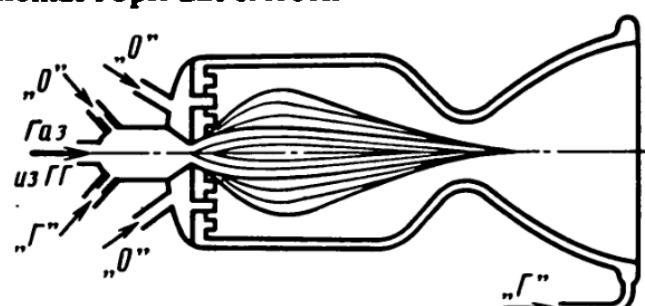


Рис. 2.78. Система пирозарядов, обеспечивающая воспламенение топлива в камере двигателя на стартовых позициях

Рис. 2.79. Форкамерный способ воспламенения горючих смесей



Систему пирозарядов можно применять для многократного включения газогенераторов и камер двигателя. При этом число установленных зарядов будет определять число включений. Однако если не применять специальных мероприятий по теплоизоляции этих зарядов, то в процессе работы двигателя или после его останова вследствие чрезмерного нагрева зарядов возможно их самопроизвольное срабатывание.

Предварительный нагрев элементов конструкции двигателей, использующих гидразин как монотопливо, примерно на 600 К способствует активному процессу саморазложения гидразина.

*Термохимический способ воспламенения горючих смесей предусматривает организацию пускового факела с помощью специальной пусковой камеры (форкамеры), которая устанавливается на форсуночной головке двигателя (рис. 2.79). Перед запуском основной камеры двигателя любым из способов воспламеняется пусковое топливо в форкамере. В частности, возможен вариант использования газов, отобранных из газогенератора питающего ТНА, для воспламенения пускового топлива. Возможно также применение в форкамере самовоспламеняющихся топлив или легковоспламеняющихся топлив (кислород + этиловый спирт).*

Для обеспечения надежного воспламенения топлива в камере требуется непрерывная работа запального факела для поддержания горения основных расходов топлива вплоть до установления номинального давления в основной камере двигателя. Для этого необходимо, чтобы давление подачи пускового топлива перед форсунками форкамеры всегда превышало давление в основной камере двигателя, а перепад давлений на сопле форкамеры всегда был сверхкритическим. Если основное топливо только пересекает пусковой факел или в него не попадает, то оно воспламеняется с большой задержкой, что сопровождается забросами и пульсациями давления и запуск становится ненадежным. Для избежания аномальных явлений необходим такой пусковой факел, чтобы время пребывания в нем основного топлива было наибольшим, а его форма гарантировала попадание в пусковой факел всего основного топлива. Из всех возможных вариантов расположения форкамеры на основной камере для надежного воспламенения топлива должен быть принят вариант соосного расположения форкамеры с основной камерой двигателя. При этом профиль расширяющейся части сопла форкамеры обеспечивает полный контакт пускового факела с основным топливом (хотя продукты сгорания не во всех случаях могут следовать за профилем сопла).

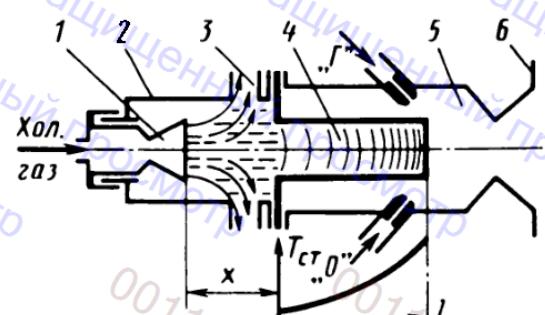
Для более плавного запуска с форкамерным устройством больших камер двигателей в атмосферных условиях при включении основного расхода топлива предпочтительнее опережение подачи окислителя.

В современных ЖРД необходимая мощность тепловыделения для гарантированного воспламенения горючих смесей требует пусковых расходов для форкамерного устройства примерно на два - три порядка меньше, чем расходы основной камеры.

Форкамерные устройства для воспламенения горючих смесей по сравне-

Рис. 2.80. Принципиальная схема термоакустического устройства для воспламенения горючих смесей:

1 – сверхзвуковое сопло; 2 – корпус; 3 – дренажная полость; 4 – цилиндрическая тупиковая полость; 5 – реакционная полость; 6 – фланец крепления



нию с другими способами имеют то преимущество, что могут быть включены и в период останова двигателя. Это способствует принудительному догоранию топлива, попадающего в камеру двигателя из заклапанных полостей после закрытия главных топливных клапанов.

*Термоакустический способ* воспламенения горючих смесей основан на эффекте разогрева газа в тупиковой полости при набегании на ее открытый торец струи холодного газа со сверхзвуковой скоростью (рис. 2.80). Если подавать холодный газ через сопло 1 в открытый торец цилиндрической тупиковой полости 4, который затем дренируется через полость 3, то во внутренней полости цилиндра образуются колебания газа с частотой, соответствующей собственной акустической частоте цилиндрической тупиковой полости. Усиление амплитуд колебаний давления газа в цилиндре вызывается резонансом вынужденных и собственных колебаний в динамической системе сопло – полость.

Турбулентное течение газов из сопла 1 со сверхзвуковой скоростью при встрече с неподвижной средой сопровождается широким спектром колебаний давления газа в струе. В этом спектре также содержатся колебания с частотой, равной (или близкой) частоте собственных акустических колебаний цилиндрической тупиковой полости. Колебания давления газа в набегающей струе являются вынужденными по отношению к собственным колебаниям цилиндрической тупиковой полости. Настройка динамической системы сопло – полость, вызывающая резонанс этих колебаний, производится изменением расстояния  $x$  от сопла до открытого торца тупиковой полости. Таким образом определяется взаимное положение сопла и цилиндра, обеспечивающее сдвиг фаз между вынужденными и собственными колебаниями, равными (или близкими)  $180^\circ$ . При этом в цилиндре тупиковой полости устанавливается максимальная амплитуда колебаний давления колебаний газа. В результате усиления амплитуды колебаний газа в тупиковой полости цилиндра в каждой волне сжатия повышается температура газа и с течением времени за счет большой (собственной) частоты циклов колебаний в цилиндрической тупиковой полости температура одной и той же порции газа намного превышает температуру торможения газовой струи. В результате происходит разогрев стенок цилиндра и особенно закрытого торца тупиковой полости до температур, которые соответствуют установленному тепловому балансу цилиндра. Характер изменения температуры стенки цилиндра по длине показан на рис. 2.80. Из опытов получено, что за время, приблизительно равное 50 с, торец тупиковой полости нагревается до 1000 К; за время 100 с – до 1500 К и более, вплоть до расплавления

материала тупиковой полости (если не будет организован теплоотвод). Использование термоакустического эффекта разогрева тупиковой полости от холодной струи газа состоит в том, что по достижении необходимой температуры нагреваемого цилиндра на его поверхность направляются пусковые порции несамовоспламеняющихся окислителя и горючего, которые воспламеняются на ней, а затем из реакционной полости 5 подаются в виде нагретых продуктов сгорания в основную камеру двигателя. В результате реализуется форкамерное устройство, которое крепится к форсуночной головке двигателя фланцем 6, представляющее собой автономный агрегат системы воспламенения топлив в камерах двигателя и газогенератора ЖРДУ. Работоспособность такого устройства обеспечивается при давлении подачи холодного газа в сверхкритическое сопло 1 в диапазоне  $(4 - 15) \cdot 10^5$  Па при атмосферном противодавлении в дренажной полости 3.

Принципиально цилиндрическая тупиковая полость 4 может быть помещена в полость газогенератора или камеры двигателя без реакционной полости 5 и может служить нагревным источником воспламенения основного топлива.

Недостатком термоакустического способа воспламенения горючих смесей является низкая мгновенная мощность тепловыделения и низкий термический коэффициент полезного действия. Усиление мощности тепловыделения возможно путем многокаскадной подачи пускового топлива в реакционной камере форкамерного устройства, или за счет увеличения числа нагревательных цилиндров, помещенных в газогенераторы или камеры двигателя. Низкий термический КПД приводит к значительному расходу холодного газа.

Положительным свойством термоакустического устройства следует считать его полную независимость от характера протекания рабочих процессов в камере двигателя или газогенераторах. Нагревый цилиндр полностью изолирован от воздействия на него окружающей среды. Выполненный из жаропрочных и антикоррозионных материалов, он оказывается защищенным от агрессивной среды, нагрообразования, воздействия высоких и низких температур, давления и влажности окружающей среды и других внешних факторов.

Свойства автономности термоакустического устройства позволяют предполагать его преимущественное применение при низких начальных температурах окружающей среды (например в космических условиях) для надежного воспламенения несамовоспламеняющихся топлив и в низкотемпературных газогенераторах, использующих жидкий кислород и жидкий водород.

*Электрические способы* воспламенения горючих смесей предполагают применение высоковольтных искровых свечей и низковольтных свечей поверхностного нагрева.

Высоковольтная свеча искрового разряда получила широкое распространение в двигателях внутреннего сгорания и других атмосферных двигателях, и ее применение в ЖРД обусловлено естественной исторической преемственностью.

Поскольку бортовая система питания электроэнергией располагает низковольтным источником постоянного тока, то для его преобразования в ток высокого напряжения необходимо применение специальных устройств.

На рис. 2.81 показана принципиальная схема системы электрического зажигания горючих смесей с помощью высоковольтной искровой свечи. В состав этой системы входят источник питания, преобразователь напряжения и собственно свеча. При включении ключа зажигания 3 источник питания постоянного тока 2 через замкнутые с помощью пружины 7 подвижный 5 и неподвижный контакты 6 питает низковольтную обмотку преобразователя напряжения 4. Образовавшийся при этом магнитный поток замыкается через высоковольтную обмотку 10, которая по сравнению с обмоткой 4 имеет на три порядка больше витков. Образовавшийся от первичной обмотки магнитный поток проходит через якорь 8, как через магнитопровод. В результате якорь притягивается к сердечнику 9, расположенному между обмотками, и разрывает контакты 5 и 6 питания первичной обмотки. При этом магнитный поток резко падает, а вторичная обмотка 10, испытывая это изменение, генерирует импульс электрического тока с напряжением, пропорциональным соотношению обмоточных характеристик катушек 4 и 10. Этот импульс электрического тока с высоковольтной обмотки 10 подается на контакт центрального электрода 12 искровой свечи. Второй полюс обмотки соединен с корпусом свечи 13 (обычно через массу двигателя). Зазор между центральным электродом 16 и боковыми электродами 17 выбирается таким, чтобы был гарантирован искровой разряд ( $\approx 1 - 2$  мм). Для избежания пробоя между центральным электродом и корпусом свечи вне искрового промежутка центральный электрод защищен керамическим изолятором 15, а корпус — керамическим вкладышем 14.

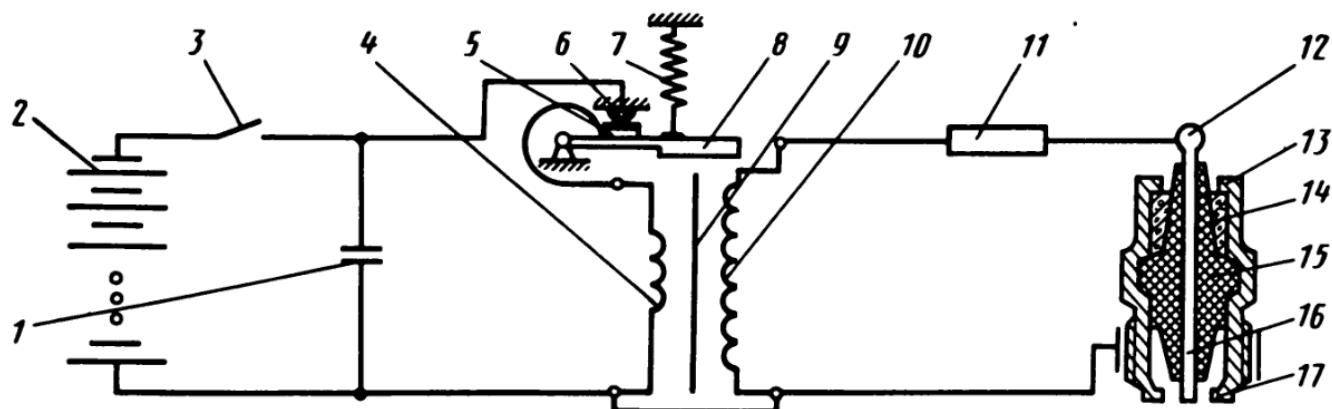


Рис. 2.81. Принципиальная схема системы электрического зажигания горючих смесей с помощью высоковольтной искровой свечи:  
1 — искрогасящий конденсатор; 2 — источник питания постоянного тока; 3 — ключ зажигания; 4 — низковольтная обмотка преобразователя напряжения; 5 — подвижный контакт; 6 — неподвижный контакт; 7 — пружина якоря; 8 — якорь; 9 — сердечник; 10 — высоковольтная обмотка преобразователя напряжения; 11 — резистор; 12 — контакт центрального электрода; 13 — корпус свечи; 14 — керамический вкладыш; 15 — керамический изолятор; 16 — центральный электрод свечи; 17 — боковой электрод свечи

При исчезновении магнитного потока пружина 7 замыкает контакты 5 и 6, с помощью которых включается питание обмотки 4, и все начинается сначала. Для гашения искрообразования при срабатывании контактов 5 и 6 установлен конденсатор 1.

Для увеличения частоты автоколебаний сердечник 9, размещенный между обмотками 4 и 10, выполнен из трансформаторных пластин, что способствует в элементах системы преобразователя напряжений существенному снижению остаточного магнетизма. Параметры обмоточных характеристик катушек 4 и 10 подбираются так, что во вторичном контуре питания свечи реализуется напряжение, приблизительно равное 16000 – 20000 В. В каждом цикле автоколебаний в искровом промежутке свечи происходит электрический разряд, а за время включения контакта 3 реализуется серия электрических разрядов, мгновенная мощность которых способна воспламенить находящиеся в окрестностях электродов свечи компоненты топлива.

Рассмотренная электрическая система высоковольтной свечи имеет два существенных недостатка. Один из них связан с чрезмерно высоким напряжением, которое способствует самопроизвольному стеканию заряда в местах контакта проводника (на катушке 10 и центрального электрода 12 свечи). Особенно заметно самопроизвольное стекание электрического заряда в ионизированной и влажной атмосфере, при которой каждый импульс сопровождается коронным разрядом в контактных соединениях, а между электродами свечи мощность разряда настолько падает, что это может приводить к отказу зажигания топливной смеси. В местах касания проводника высокого напряжения массы двигателя возможен пробой его изоляции.

Второй существенный недостаток заключен в самой свече. При влажной атмосфере окружающей среды центральный и боковые электроды оказываются замкнутыми этой средой и искрообразование становится невозможным. При повторном запуске двигателя, использующего углеводородное горючее, в результате нагарообразования на части корпуса и керамическом изоляторе свечи (обращенных внутрь камеры двигателя или газогенератора) происходит частичное или полное шунтирование центрального и бокового электродов свечи по образовавшемуся нагару, которое вызывает ослабление мощности искрового разряда или полный отказ искрообразования. Несмотря на то, что в системе зажигания для частичной компенсации шунтирования нагаром электродов свечи предусмотрен резистор 11, повторные запуски двигателя, работающего на углеводородных горючих, затруднены (особенно в газогенераторах). Свеча высокого напряжения практически не пригодна для воспламенения топлив с окислителями на основе азотной кислоты, так как попадание окислителя на электроды свечи и особенно на керамический изолятор разрушают последние. Область целесообразного применения высоковольтных свечей вследствие недостатков, собственно касающихся свечей, определяется их применением лишь для воспламенения кислородно-водородных топлив.

Для устранения недостатков высоковольтной системы зажигания разработана и применяется в практике низковольтная свеча поверхного нагрева.

На рис. 2.82 приведена принципиальная схема системы зажигания горючих смесей с помощью свечи поверхного нагрева. Принцип действия преобразователя напряжения в этой системе остался тем же, что и в рассмотренной выше. Для этой части системы на рис. 2.82 сохранена та же нумерация составляющих эту часть элементов, что и на рис. 2.81 (позиция с 1 по 10).

Существенная разница рассматриваемой системы по отношению к предыдущей начинается с того, что соотношение обмоточных характеристик катушек 4 и 10 преобразователя напряжения выполнено так, что напряжение высоковольтной катушки на порядок меньше, чем в предыдущей системе, и составляет примерно 1500 – 3000 В.

В цепи электрического питания свечи установлен полупроводник 11, конденсатор-накопитель заряда 12 (емкостью примерно 10 мкФ) и газоразрядное устройство 13, которое наполненоарами ртути либо инертным газом (неоном или аргоном). Если в предыдущей системе каждый импульс электрического тока с катушки 10 поступал на свечу, то в рассматриваемой системе этому препятствует газоразрядное устройство, которое может проводить ток только при достижении определенного напряжения (напряжения зажигания газоразрядника  $U_{заж}$ ). Выключение газоразрядного устройства происходит при несколько более низком напряжении, чем его зажигание (напряжении потухания газоразрядника  $U_{пот}$ ). Функционально газоразрядник 13 в цепи питания свечи работает как двухпозиционный ключ, пропуская на центральный электрод свечи электрический ток в диапазоне напряжений  $U_{заж} \geq U \geq U_{пот}$ . Напряжение, подаваемое в высоковольтную сеть со стороны катушки 10, заведомо меньше на-

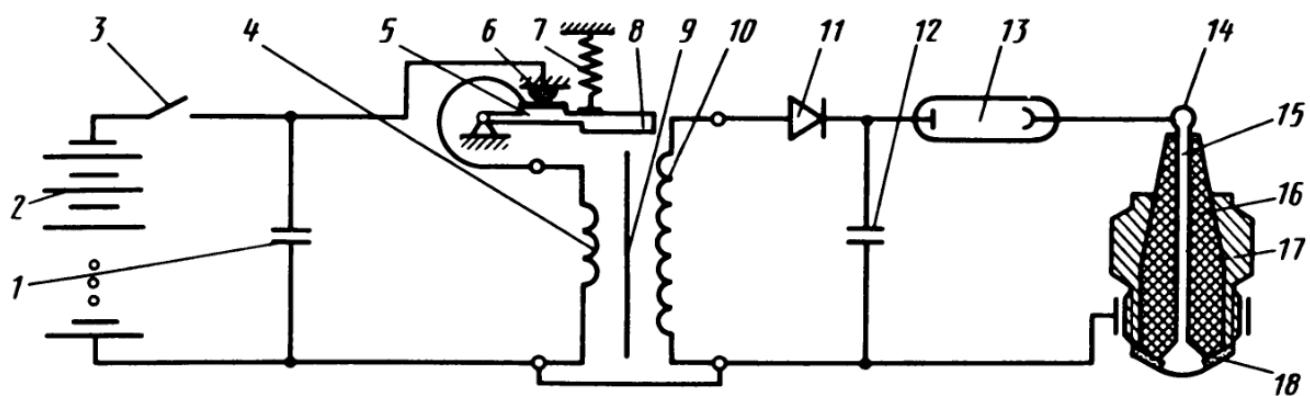


Рис. 2.82. Принципиальная схема системы электрического зажигания горючих смесей с помощью низковольтной свечи поверхного нагрева:

- 1 – искрогасящий конденсатор;
- 2 – источник питания постоянного тока;
- 3 – ключ зажигания;
- 4 – низковольтная обмотка преобразователя напряжения;
- 5 – подвижный контакт;
- 6 – неподвижный контакт;
- 7 – пружина якоря;
- 8 – якорь;
- 9 – сердечник;
- 10 – высоковольтная обмотка преобразователя напряжения;
- 11 – полупроводник;
- 12 – конденсатор-накопитель заряда;
- 13 – газоразрядное устройство;
- 14 – контакт центрального электрода;
- 15 – центральный электрод;
- 16 – керамический изолятор;
- 17 – корпус свечи;
- 18 – пластина титана

пряжения  $U_{заж}$  и при выключенном газоразряднике через полупроводник 11 питает конденсатор 12. В каждом цикле автоколебаний преобразователь напряжений конденсатор получает электрическую энергию и накапливает в себе электрический потенциал, так как его разряду, с одной стороны, препятствует полупроводник, а с другой, – газоразрядник. Как только напряжение на обкладках конденсатора становится равным напряжению  $U_{заж}$ , включается газоразрядное устройство и пропускает ток на свечу. С этого момента свечу питает конденсатор, на котором напряжение начинает падать. Как только оно становится равным напряжению  $U_{пот}$ , газоразрядное устройство перестает проводить ток и конденсатор снова заряжается и весь цикл повторяется сначала. На рис. 2.83 этот процесс показан в виде зависимости напряжения на обкладках конденсатора  $U_{конд}$  во времени.

Поскольку конденсатор в цепи активного электрического сопротивления обладает свойством инерционного звена, то нарастание и спад напряжения происходят во времени по экспоненциальному кривой. Из рис. 2.83 видно, что после некоторого пускового периода в высоковольтной части системы устанавливаются собственные автоколебания напряжения. Их частота определяется соотношением напряжений срабатывания газоразрядника и емкостью конденсатора. В реально выполненных системах частота автоколебаний напряжения в высоковольтном контуре находится в диапазоне 100 – 150 Гц.

Низковольтная свеча поверхностного нагрева также имеет существенное отличие от высоковольтной искровой свечи, рассмотренной выше. В ее корпусе 17 размещен керамический изолятор 16, внутри которого находится центральный электрод 15. Рабочая часть свечи представляет собой коническую пластинку 18 шириной примерно 2 – 3 мм, через которую центральный электрод соединен с корпусом. Эта пластина выполнена из двуокиси титана ( $TiO_2$ ).

Двуокись титана обладает тем свойством, что при ее нагреве в восстановительной среде происходит частичное восстановление  $TiO_2$ , которое

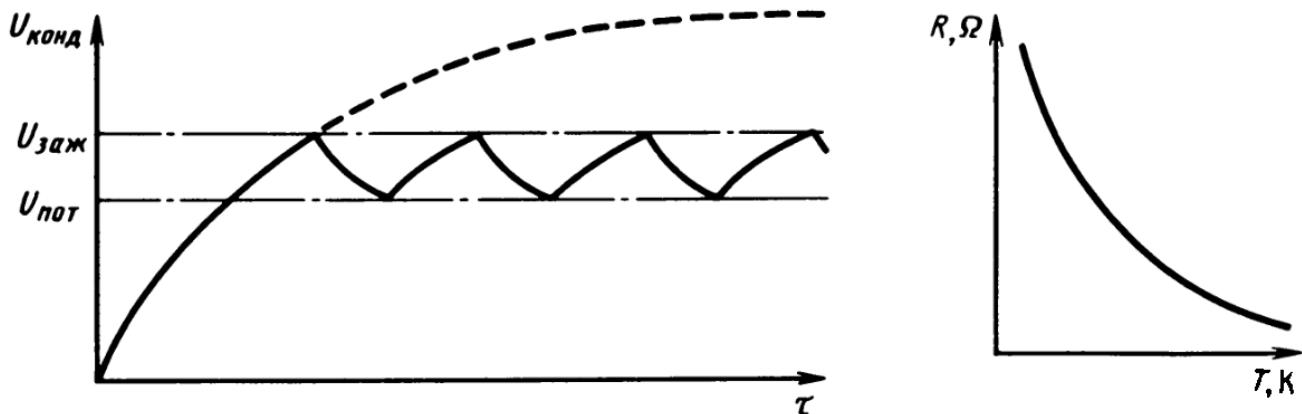


Рис. 2.83. Процесс установления автоколебаний напряжения в высоковольтном контуре свечи поверхностного накаливания

Рис. 2.84. Зависимость электрического сопротивления двуокиси титана от изменения температуры

сопровождается появлением в материале избытка металлических ионов. Вблизи ионов локализуются слабо связанные с ним электроны. При увеличении температуры связь электронов с ионами нарушается. Количество электронов резко возрастает. Соответственно резко увеличивается проводимость материала и падает его внутреннее электрическое сопротивление (рис. 2.84). В результате этого двуокись титана приобретает свойство электрической проводимости, которая возрастает с увеличением температуры. Падение внутреннего сопротивления материала приводит к увеличению силы пропускаемого тока, а это в свою очередь – к последующему возрастанию температуры материала и т.д.

Таким образом, при каждом цикле питания свечи током высокого напряжения пластинка с двуокисью титана разогревается и примерно на пятом цикле происходит гарантированное воспламенение горючих смесей вблизи разогретой пластинки.

Свеча поверхностного нагрева стойка по отношению ко всем окислителям, но для быстрого нагрева предпочтительно наличие вблизи свечи восстановительной среды (избытка горючего). Мгновенная мощность тепловыделения свечи составляет примерно 40 тыс. Вт, средняя потребляемая первичной катушкой мощность преобразователя напряжения – примерно 300 Вт, полезный коэффициент использования энергии – примерно 0,8.

## ГЛАВА 3

### РАБОЧИЕ ПРОЦЕССЫ В ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

#### 3.1. ПРОЦЕССЫ В СИСТЕМАХ ПИТАНИЯ И СИСТЕМАХ НАДДУВА

Современные системы питания ДУ с ЖРД обеспечивают подачу компонентов топлива в камеры сгорания, газогенераторы и другие потребители. На рис. 3.1 показана функциональная связь агрегатов системы питания ДУ.

Важной подсистемой в составе системы питания является система вытеснения (или система наддува). Система наддува отличается от системы вытеснения лишь меньшими давлениями в топливных баках и кроме обеспечения безкавитационного режима насосов ТНА в ряде случаев способствует повышению устойчивости оболочек несущих баков. В зависимости от рода рабочего тела системы вытеснения или наддува могут быть разделены на три класса (рис. 3.2): собственные компоненты топлива, третий компонент топлива на борту и третий компонент – за бортом ЛА.

Первый класс основан на использовании газифицированных тем или иным способом собственных компонентов топлива, второй – на использовании специального рабочего тела, запасенного на борту ЛА, третий – на использовании забортного рабочего тела.

Поскольку масса системы вытеснения прямо связана с запасом рабоче-

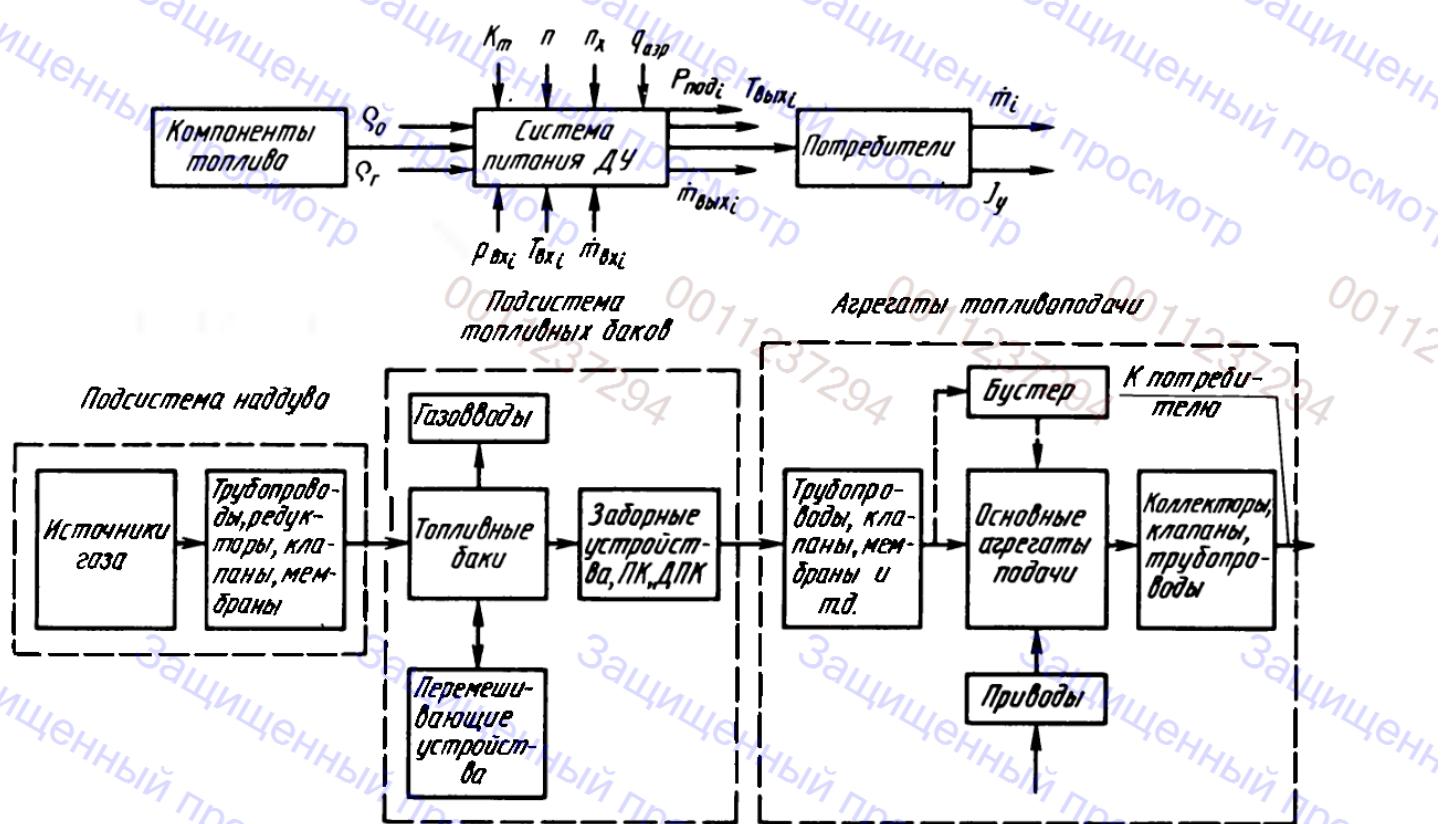
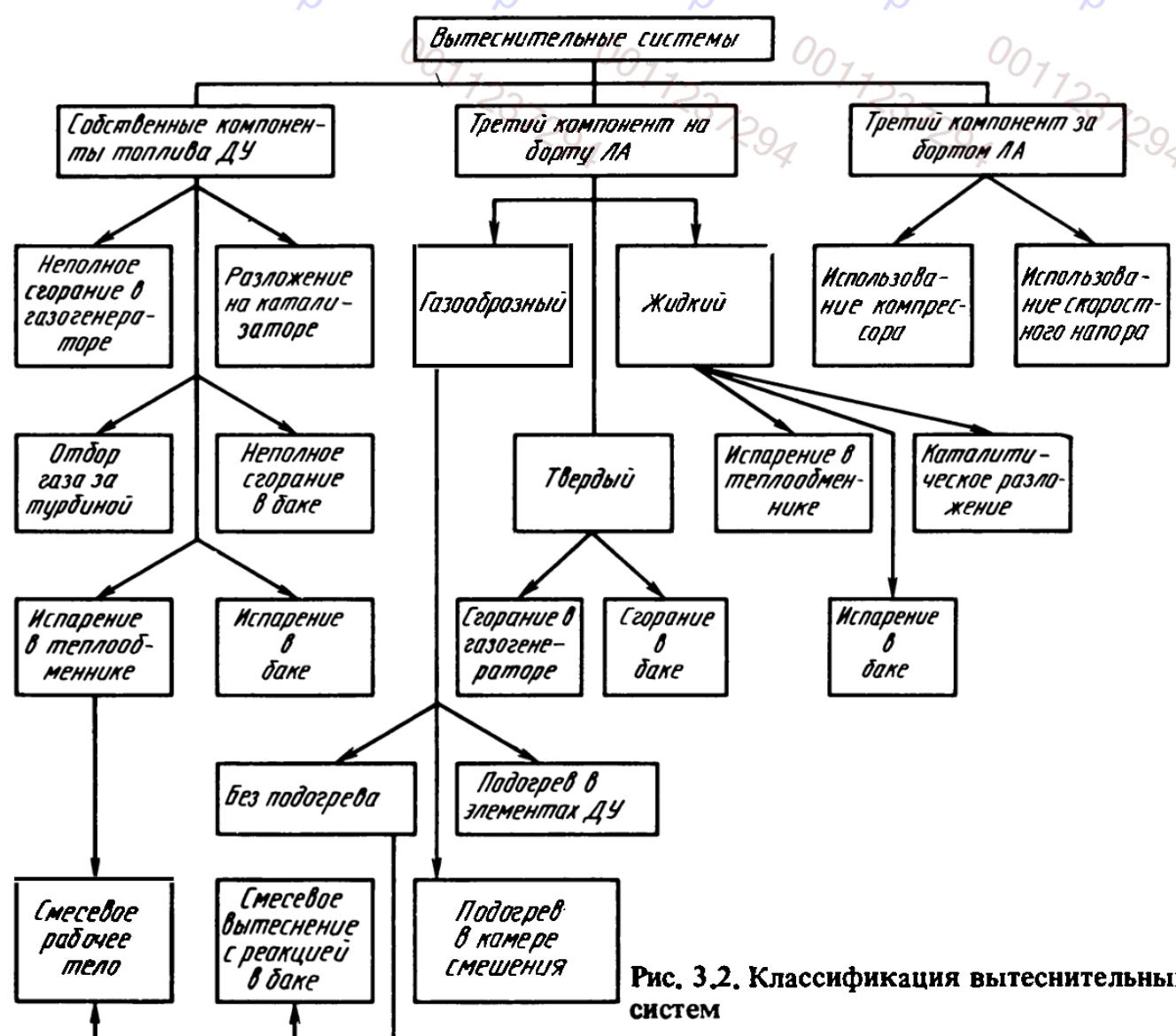


Рис. 3.1. Функциональная связь агрегатов системы питания ДУ



### Рис. 3.2. Классификация вытеснительных систем

го тела-вытеснителя, то для ее снижения во многих случаях используется подогрев вытеснителя. Подача рабочего тела в газовую подушку топливного бака через специальное входное устройство приводит к тепловому взаимодействию его со стенками бака и жидкостью. Кроме того, часть жидкого компонента испаряется в газовую подушку.

С учетом тепло- и массообменных процессов в газовой подушке топливных баков расчет действительного давления становится достаточно сложной задачей и требует создания математической модели, удовлетворительно описывающей комплекс тепло- и массообменных процессов. Этим процессам посвящен разд. 3.1.1.

Бесперебойное поступление компонентов топлива из бака в топливные магистрали при всех режимах работы ЖРДУ является важной задачей, выполняемой системой питания. Нарушения подачи топлива могут вызываться воронкообразованием и кавитацией топлива в сливном (заборном) устройстве, колебаниями уровня компонента в баке, в результате чего в топливные магистрали прорывается газ и нарушается сплошность потока.

На срыв подачи топлива могут влиять колебания и перемещения уровня жидкого компонента при маневрах ЛА, разделении ступеней и при других возмущениях, вызывающих продольное и поперечное ускорение ЛА.

При колебаниях жидкого компонента внутри бака интенсифицируется тепло- и массообмен между парогазовой подушкой, жидкостью и стенками бака, что приводит к снижению температуры и давления газа. Эти процессы проявляются особенно заметно при использовании "горячего" наддува для криогенных компонентов топлива, так как изменение коэффициента теплоотдачи при больших разностях температуры между газом наддува и стенками бака и жидкостью влечет за собой значительное изменение тепловых потерь в граничные поверхности.

Прогрев жидкого компонента от внешних (аэродинамических или солнечных) или внутренних (горячих газов наддува) тепловых потоков вызывает его термическое расслоение, которое усложняет забор прогретого компонента насосом и сопровождается частичным испарением его в газовую полость. Закономерности этого процесса рассмотрены в разд. 3.1.2.

В условиях невесомости жидкие компоненты топлива находятся в смеси с газовыми включениями и не могут в таком состоянии быть поданы традиционными способами на вход, скажем, центробежного насоса. Поэтому система питания ДУ с ЖРД, запускающейся при перегрузках порядка  $10^{-5}$ , должна предусматривать надежную подачу жидких компонентов топлива к потребителю на всех режимах работы ДУ.

### 3.1.1. ПРОЦЕССЫ, ПРОИСХОДЯЩИЕ В ПАРОГАЗОВОЙ ПОДУШКЕ ТОПЛИВНОГО БАКА

Для вытеснения жидкого компонента из топливного бака к потребителю в газовую подушку подается горячий газ-вытеснитель через специальное входное устройство, часто называемое газовводом. Тип газоввода оказывает существенное влияние на формирование скоростных полей, а следо-

вательно, и на интенсивность теплообмена газа с граничными поверхностями (стенками бака и поверхностью раздела). Рассмотрим вначале газоввод, выполненный в виде прямого цилиндрического насадка, расположенного по оси бака на его верхнем днище.

Осьсимметричная затопленная неизотермическая струя, истекающая из насадка, достигает поверхности раздела жидкости и газа и растекается по ней в виде веерной струи (рис. 3.3). Если скорость натекания струи на поверхность раздела велика, то в зоне контакта возникает лунка, от которой расходятся концентрические волны (рис. 3.3, а). Внедрение струи в жидкость сопровождается образованием брызг, а волнобразование приводит к увеличению поверхности раздела.

По мере выработки жидкого компонента веерная струя уменьшает свою скорость и дальнобойность (рис. 3.3, б) и отрывается от поверхности раздела вследствие воздействия архимедовой силы (рис. 3.3, в). Если расстояние от среза цилиндрического насадка до поверхности раздела превышает дальнобойность осьсимметричной неизотермической струи, то она "зависает" и ее перемешивающее воздействие слабо распространяется на нижнюю часть газовой подушки, прилегающую к поверхности раздела (рис. 3.3, г).

Процесс вытеснения жидкого компонента топлива из цилиндрической емкости путем струйного ввода горячего газа-вытеснителя целесообразно рассматривать при двух важных и связанных друг с другом ограничениях:

- для снижения запаса газа на вытеснение тепловые потери в граничные поверхности должны быть по возможности уменьшены;

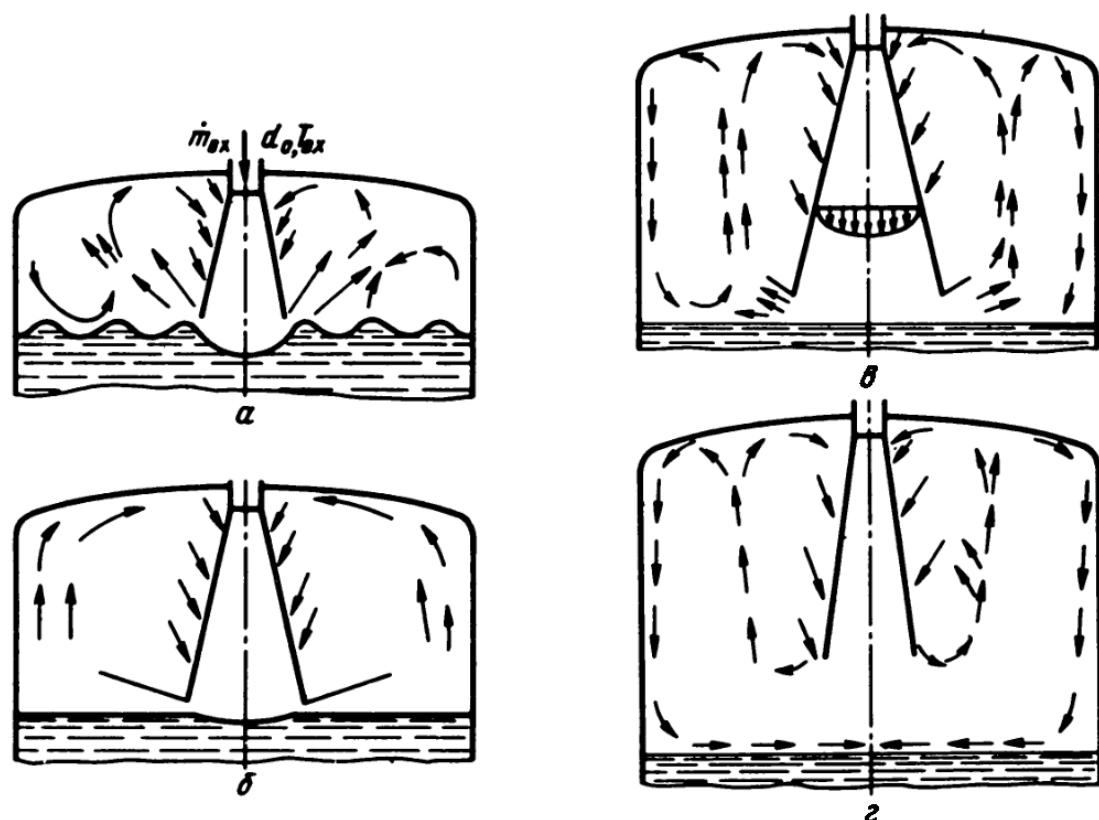


Рис. 3.3. Схема течения в газовой подушке при использовании цилиндрического газовода

— массовый расход  $\dot{m}_{\text{вх}}$ , температура  $T_{\text{вх}}$  и скорость газа  $U_0(y, x)$  должны выбираться с учетом ограничений по прогреву стенок бака и жидкого компонента.

При больших скоростях ввода газа через цилиндрический насадок наблюдается хорошее перемешивание газовой подушки, однако возрастает средний коэффициент теплоотдачи. При малых скоростях перемешивание ухудшается и происходит термическое расслоение газа, в результате чего повышается его температура в районе верхнего днища и увеличивается прогрев конструкции.

Таким образом, при нерегулируемой по скорости подаче газа должна существовать некоторая оптимальная скорость ввода, обеспечивающая минимальные суммарные тепловые потери за время вытеснения.

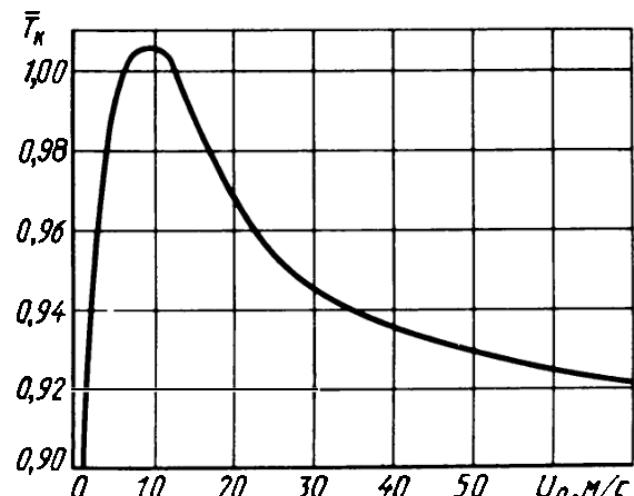
На рис. 3.4 показано изменение относительной среднемассовой температуры газа-вытеснителя на конечный момент выработки компонента  $\bar{T}_K$  в зависимости от скорости вдува. Для рассмотренных условий вытеснения скорость вдува  $U_0 = 10 \text{ м/с}$  является оптимальной, так как при этом обеспечиваются минимальные суммарные потери в граничные поверхности. Измерения температурного профиля по высоте газовой подушки  $H$  при вдуве горячей струи показывают, что можно выделить две типичные области: область полного перемешивания протяженностью  $L_{\text{в.ч.}}$  (в.ч. — верхняя часть газовой подушки), в которой температура газа постоянна по осевой координате и равна  $T_{\text{в.ч.}}(\tau)$ , и область частичного расслоения протяженностью  $H - L_{\text{в.ч.}}$ , в которой температура снижается от  $T_{\text{в.ч.}}$  до температуры жидкости на поверхности раздела. Распределение температуры по радиусу в обеих областях постоянно (за исключением пограничных слоев и области, относящихся к собственно затопленной неизотермической струе).

Дальнобойность струи  $L_{U_m=0}$  можно получить из закона ослабления скорости по оси струи при наличии архимедовой силы:

$$U(x)_m = U_0 \left[ \frac{\frac{3,3}{x} \pm \text{Ar} \frac{0,5 \cdot x}{d_0}}{\frac{d_0}{\sqrt{n}}} \right], \quad (3.1)$$

где  $U(x)_m$  — скорость на оси струи на расстоянии  $x$  от среза газоввода;  $U_0$  — скорость на оси струи при  $x = 0$ ;  $d_0$  — диаметр газоввода;  $\text{Ar}$  — критерий Архимеда;

Рис. 3.4. Зависимость относительной среднемассовой температуры газа в конце выработки от скорости ввода при  $T_{\text{вх}} = 623 \text{ К}$ ;  $p_0 = 4,8 \cdot 10^5 \text{ Па}$ ;  $\bar{T}_K = \frac{P_K V_i (m_1 \tau + m_0)}{P_{1K} (m_1 \tau + m_0) V_1}$



$$Ar = \frac{gd_0}{U_0^2} (1 - n), \quad n = \frac{(RT)_{\text{вх}}}{RT_b}.$$

Индексы "вх" и "б" относятся к параметрам газа на входе ( $x = 0$ ) и в баке (средние значения по газовой подушке) соответственно. Знак плюс соответствует направлению горячей струи по вектору силы тяжести, минус – противоположному направлению.

При  $U_m = 0$  из соотношения (3.1) нетрудно получить выражение для дальновидности струи:

$$L_{U_m=0} = 3,26 \cdot U_0 \sqrt{\frac{d_0}{\sqrt{n}(n-1)g}}. \quad (3.2)$$

Размер области полного перемешивания  $L_{B,4}$ , полученный обработкой данных распределения температуры по высоте газовой полости как функция дальновидности, определяется соотношениями (рис. 3.5)

$$\frac{L_{B,4}}{H} = 0,09 + 0,386 \frac{L_{U_m=0}}{H} \quad \text{при } 0,2 \leq \frac{L_{U_m=0}}{H} \leq 2,1; \quad (3.3)$$

$$\frac{L_{B,4}}{H} \approx 0,9 \quad \text{при } \frac{L_{U_m=0}}{H} > 2,1.$$

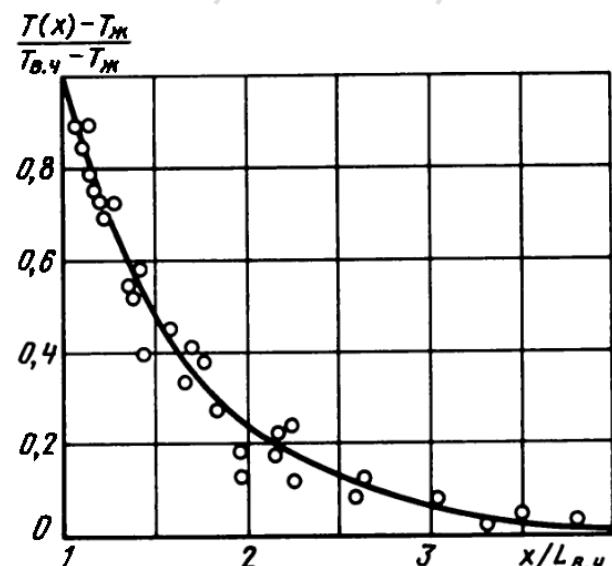
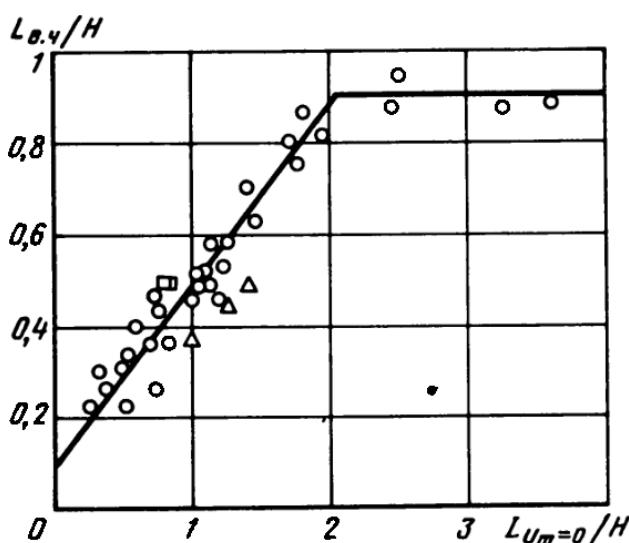


Рис. 3.5. Зависимость относительной длины полного перемешивания  $L_{B,4}/H$  от относительной дальновидности струи  $L/H$ :

○ – цилиндрический газовод; □ – торовый газовод ( $d = 150$  мм); Δ – торовый газовод ( $d = 660$  мм)

Рис. 3.6. Безразмерный температурный профиль  $\frac{T(x) - T_{\text{ж}}}{T_{B,4} - T_{\text{ж}}}$  как функция безразмерной осевой координаты  $x/L_{B,4}$ :

$U_0 = 5 \dots 26$  м/с;  $d_0 = 0,01 \dots 0,056$  м;  $H = 1,2 \dots 2$  м;  $T_{\text{ж}} = 278 \dots 290$  К

На рис. 3.6 представлен безразмерный температурный профиль как функция осевой безразмерной координаты  $x/L_{\text{в.ч.}}$ . Экспериментальные данные хорошо аппроксимируются зависимостью

$$\frac{T(x) - T_{\text{ж}}}{T_{\text{в.ч.}} - T_{\text{ж}}} = e^{-\left(\frac{x}{L_{\text{в.ч.}}} - 1\right)^a}, \quad \frac{x}{L_{\text{в.ч.}}} \geq 1, \quad (3.4)$$

где  $T(x)$  – температура газовой подушки на расстоянии  $x$  от входного сечения газоввода;  $T_{\text{ж}}$  – температура жидкости на поверхности раздела газ–жидкость;  $a = 1,417$ . Полученный температурный профиль связан с дальностью струи и дает возможность рассчитать теплообмен газа со стенками емкости при известном коэффициенте теплоотдачи.

Для вывода критериальной зависимости, определяющей средний коэффициент теплоотдачи  $\bar{\alpha}$  от газа к поверхностям, ограничивающим газовую подушку при вдуве центрально-расположенной осесимметричной струи, запишем следующее уравнение сохранения энергии для газовой полости:

$$\frac{d(m_{\Gamma} c_V T_{\Gamma})}{d\tau} = \dot{m}_{\text{вх}} c_p T_{\text{вх}} - \bar{\alpha} F_{\Sigma} (T_{\Gamma} - T_{\text{ст}}) - p_b \dot{V}, \quad (3.5)$$

где  $m_{\Gamma}$  – масса газовой подушки;  $c_V, c_p$  – теплоемкость газа при постоянном объеме и давлении соответственно;  $T_{\Gamma}$  – температура газовой подушки;  $\dot{m}_{\text{вх}}, T_{\text{вх}}$  – массовый расход и температура газа, поступающего в бак;  $F_{\Sigma}$  – поверхность, ограничивающая газовую подушку;  $T_{\text{ст}}$  – средняя температура стенок бака, ограничивающих газовую подушку;  $\dot{V}$  – объемный расход жидкости из бака;  $p_b$  – давление газа в баке.

Выразим средний коэффициент теплоотдачи  $\bar{\alpha}$  из (3.5) и запишем его в безразмерном виде

$$Nu = \frac{\bar{\alpha} D_b}{\lambda} = \frac{Re Pr \frac{F_{\Phi}}{F_{\Sigma}} - \frac{\dot{V} D_b}{F_{\Sigma}^a} \bar{T}_{\Gamma} - \frac{V}{\gamma F_{\Sigma} D_b} \frac{dp_b}{d\tau}}{\bar{T}_{\Gamma} - \bar{T}_{\text{ст}}}, \quad (3.6)$$

где  $Nu$  – критерий Нуссельта;  $Re$  – критерий Рейнольдса;  $Pr$  – критерий Прандтля;  $D_b$  – диаметр бака;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности газа;  $a$  – коэффициент температуропроводности газа;  $V$  – объем газовой подушки;

$$Re = \frac{u_0 D_b}{\nu}; \quad F_{\Phi} = \frac{\pi d_0^2}{4}; \quad \bar{\tau} = \frac{a\tau}{D^2}; \quad \bar{T}_{\Gamma} = \frac{T_{\Gamma}}{T_{\text{вх}}};$$

$$\bar{T}_{\text{ст}} = \frac{T_{\text{ст}}}{T_{\text{вх}}}; \quad \bar{p}_b = \frac{p_b}{p_{\text{вх}}}; \quad \gamma = \frac{c_p}{c_v}.$$

Из соотношения (3.6) следует, что экспериментальные данные по теплоотдаче при вдуве газа в емкость следует обрабатывать с учетом критериальной функции

$$Nu = f(Re; Pr; \frac{F_\Phi}{F_\Sigma}; \frac{\dot{V}D}{F_\Sigma a}; \frac{V}{\gamma F_\Sigma D}), \quad (3.7)$$

На рис. 3.7 представлены результаты экспериментальных исследований по теплоотдаче к граничным поверхностям при вдуве горячей струи в полость переменного объема. Экспериментальные данные хорошо описываются зависимостью

$$Nu = 0,146(Re Pr)^{1,6} \left( \frac{F_\Phi}{F_\Sigma} \right)^{1,33} \left( \frac{V}{\gamma F_\Sigma D_6} \right). \quad (3.8)$$

Диапазон изменения определяющих параметров:

$$1,5 \cdot 10^5 \leq Re Pr \leq 5,5 \cdot 10^6;$$

$$1,6 \cdot 10^{-5} \leq \frac{F_\Phi}{F_\Sigma} \leq 1,3 \cdot 10^{-3};$$

$$0,1 \leq \frac{V}{\gamma F_\Sigma D_6} \leq 0,26.$$

Влияние параметра  $\dot{V}D_6/\gamma F_\Sigma a$ , отражающего соотношение затраченной энергии газа на работу вытеснения жидкости и потерь в граничные поверхности за счет теплообмена, в диапазоне изменения 75 – 230 не обнаружено. Суммарная поверхность теплообмена  $F_\Sigma$  определялась как сумма площадей поверхностей верхнего эллиптического днища, цилиндрической обечайки и поверхности раздела.

Для баков больших удлинений ( $\frac{H}{D} > 2$ ) в начальный период вытеснения наблюдается внедрение струи газа в поверхность раздела, сопровождающееся волнообразованием и разбрызгиванием жидкости.

Анализ размерностей при силовом взаимодействии осесимметричной газовой струи

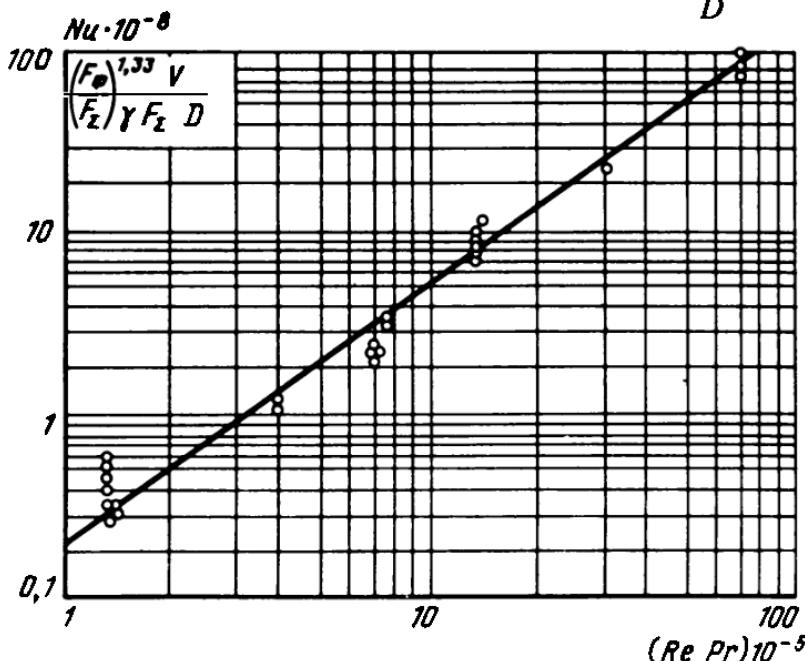


Рис. 3.7. Теплоотдача к граничным поверхностям при вдуве горячей струи в полость переменного объема

с нормально расположенной поверхностью жидкости показывает, что относительная глубина прогиба поверхности раздела газ — жидкость  $h_{\text{пр}}/d_0$  является функцией критерия Фруда, а также безразмерного параметра  $H/d_0$ . Критерий Фруда характеризует соотношение сил динамического давления и инерционных сил в месте контакта струи с поверхностью раздела. Параметр  $H/d_0$  характеризует поперечный диаметр затопленной струи и эпюру скорости. На рис. 3.8 показаны результаты обработки прогиба поверхности раздела вода—воздух при натекании на нее воздушной струи. Относительная глубина прогиба аппроксимируется соотношением

$$\frac{h_{\text{пр}}}{d_0} = 61,32 \text{Fr}_m n \left( \frac{H}{d_0} \right)^{-1,453}, \quad (3.9)$$

где

$$\text{Fr}_m = \frac{\rho_m U_m^2}{\rho_{\text{ж}} g d_0}; \quad n = 0,05 \text{Fr}_m^2 - 0,12 \text{Fr}_m + 1.$$

Соотношение (3.9) справедливо для следующих диапазонов изменения параметров:

$$0,1 \leq \text{Fr}_m \leq 5,2, \quad 23 \leq \frac{H}{d_0} \leq 65.$$

При малых скоростях натекания осесимметрична струя преобразуется на поверхности раздела газ — жидкость в веерную. При увеличении скорости образуется прогиб поверхности  $h_{\text{пр}}$  и появляются радиальные волны,

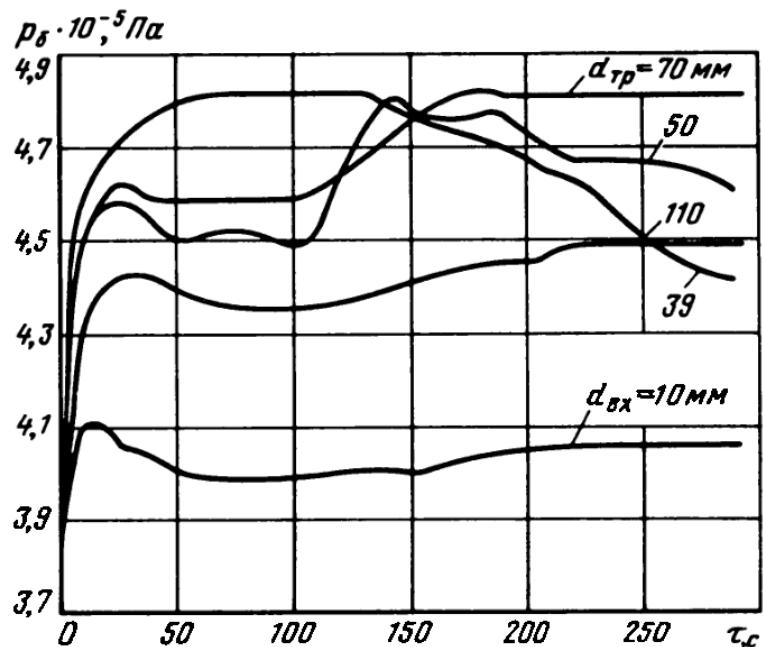
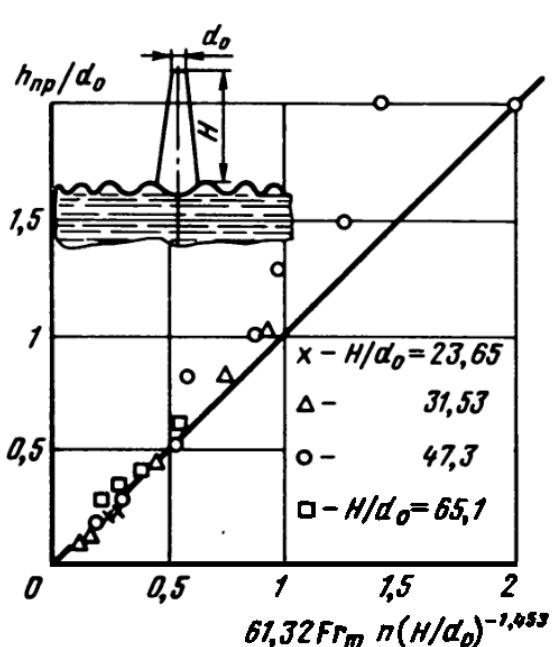


Рис. 3.8. Зависимость относительной глубины прогиба поверхности раздела при натекании на нее дозвуковой осесимметричной струи от комплекса определяющих параметров

Рис. 3.9. Влияние размеров газоввода на давление в баке при  $d_{\text{вх}} = 10$  мм = const

амплитуда которых возрастает по мере увеличения скорости натекания. Эжектирующее воздействие веерной струи при выходе из лунки приводит к потере устойчивости поверхности раздела и разбрызгиванию, причем при значении отношения  $\frac{h_{\text{пр}}}{D_{\text{п}}} \approx 0,2$  ( $D_{\text{п}}$  – диаметр " пятна" или проекции

струи на поверхности раздела) разбрызгивание становится настолько интенсивным, что его необходимо учитывать в механизме теплообмена газа с граничными поверхностями емкости. Поскольку режим интенсивного разбрызгивания не пригоден для вытеснительных систем из-за значительного увеличения тепловых потерь, то при получении критериальной зависимости (3.8) в экспериментах по исследованию теплоотдачи он исключался.

На рис. 3.9 показано изменение давления в баке при одинаковых параметрах вытеснения ( $p_0 = 3,8 \cdot 10^5$  Па,  $T_0 = 290$  К;  $V_0 = 0,131$  м<sup>3</sup>;  $\dot{V} = 0,00288$  м<sup>3</sup>/с;  $T_{\text{вх}} = 623$  К), но разных входных устройствах. Вдув газа (подогретый воздух) во всех случаях осуществлялся через цилиндрический насадок диаметром  $d_{\text{вх}} = 10$  мм, окруженный трубой с торцовой крышкой. Введение наружной трубы с торцовой крышкой способствует дополнительному расширению струи и уменьшению ее дальности в начальный период вдува. Длина трубы во всех случаях составляла 60 мм, а ее диаметр последовательно составлял 30, 40, 50, 70, 90, 110 мм. Пока диаметр трубы менее 70 мм, эжекция струи приводит к образованию вакуумной полости, которая вызывает расширение струи до размеров трубы. При увеличении диаметра трубы между струей и стенками трубы образуется зона обратного движения газов и дальность струи возрастает. Дальнейшее увеличение диаметра трубы приближает течение к режиму свободной турбулентной струи. По мере прогрева газовой полости дальность струи возрастает из-за уменьшения архимедовой силы, пропорциональной разности плотностей окружающей среды и струи. Таким образом, наличие внешней трубы приводит к своеобразной регулировке дальности струи, что снижает тепловые потери в граничные поверхности от газа наддува и увеличивает давление в баке при прочих равных условиях.

Из рассмотренных примеров видно, какое большое влияние на теплообмен с граничными поверхностями оказывает тип входного устройства.

### 3.1.2. ТЕРМИЧЕСКОЕ РАССЛОЕНИЕ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В БАКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

При хранении ЛА в заправленном состоянии или при его полете на активном участке траектории в боковые стенки баков поступает тепловой поток, обусловленный разностью температур окружающей среды и стенок бака. Под влиянием поступающего в бак теплового потока  $q_w$  на внутренней поверхности стенок образуется кольцевой пограничный слой компонента, который под действием архимедовой силы, возникающей вследствие разности температур пограничного слоя и холодного ядра жидкости, поднимается к зеркалу жидкости и, отражаясь о нем, образует область, высота

Рис. 3.10. Схема термического расслоения жидкого компонента топлива:

$\delta$  – толщина пограничного слоя при входе его в расслоенную область;  $T_0$  – начальная температура жидкости;  $T_3$  – температура жидкости на поверхности раздела;  $h(\tau)$  – высота расслоенной "подушки"

которой  $h(\tau)$  увеличивается с течением времени (рис. 3.10). Этот процесс получил название термического расслоения или стратификации жидких компонентов.

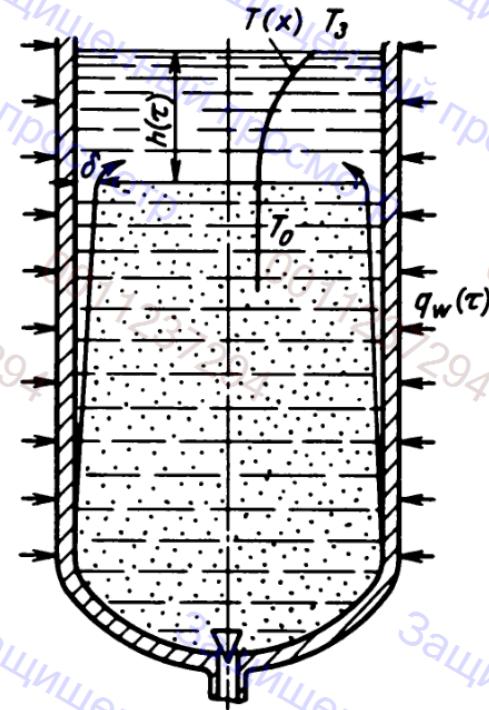
Так как давление насыщенных паров компонента в газовой подушке бака определяется температурой свободной поверхности жидкости, то оно возрастает по мере развития расслоения. Повышение давления паров влечет за собой или необходимое утолщение стенок бака (а следовательно, утяжеление бакового отсека), или потерю компонента в паровой фазе через дренажно-предохранительный клапан. Кроме того, расслоение жидкого компонента приводит к так называемому "тепловому остатку" компонента, который может вызвать кавитационный режим работы ТНА при входе в центробежный насос.

В реальных условиях полета ЛА наряду с процессом термического расслоения имеет место прогрев жидкого компонента от газов наддува. При этом механизм термического расслоения оказывает существенное влияние на передачу тепла от газов наддува к зеркалу жидкости. Большой практический интерес представляет расчет термического расслоения, в результате которого определяется распределение температуры компонента по высоте расслоенной области.

Распределение скорости  $V(r, z, t)$  и температуры жидкого компонента  $T(r, z, t)$ , находящегося в поле тяжести при боковом подогреве цилиндрических стенок сосуда, может быть получено при численном интегрировании дифференциальных уравнений свободной конвекции в приближении Буссинеска, которые в переменных – вихрь скорости  $\varphi(r, z, t)$  и функция тока  $\psi(r, z, t)$  – записываются в безразмерном виде

$$\begin{aligned} \frac{\partial \varphi}{\partial t} &= \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial z} \frac{\partial \varphi}{\partial r} - \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial r} \frac{\partial \varphi}{\partial z} - \frac{\varphi}{r^2} \frac{\partial \psi}{\partial z} + D\varphi + \\ &+ \frac{2}{r} \frac{\partial \psi}{\partial r} - \frac{\varphi}{r^2} - \frac{\partial T}{\partial r}; \end{aligned} \quad (3.10)$$

$$\frac{1}{r} D\psi + \varphi = 0, \quad D = \frac{\partial^2}{\partial r^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}; \quad (3.11)$$



$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial z} \frac{\partial T}{\partial r} - \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial r} \frac{\partial T}{\partial z} + \frac{1}{Pr} (DT + \frac{2}{r} \frac{\partial T}{\partial r}). \quad (3.12)$$

Связь функции тока  $\psi$  с компонентами скорости  $V_r$  и  $V_z$  выражается соотношениями

$$V_r = - \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial z}; \quad V_z = \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial z},$$

где  $V_r$  и  $V_z$  – радиальная и осевая составляющие скорости соответственно.

В качестве масштаба переменных длины, времени, температуры, скорости, функции тока, вихря скорости используются соответственно радиус цилиндра  $R$ ,  $\frac{R^2}{\nu}$ ,  $\frac{\nu}{g\beta R^3}$ ,  $\frac{\nu}{R}$ ,  $\nu R$ ,  $\frac{\nu}{R^2}$ , где  $g$  – ускорение;  $\beta$  – коэффициент объемного расширения. Начальные и граничные условия, а также условия осевой симметрии в безразмерной форме представлены в виде

$$z = 0, \quad \psi = \frac{\partial \psi}{\partial z} = 0; \quad z = h = \frac{H}{R},$$

$$\psi = \frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} = 0; \quad r = 1, \quad \psi = \frac{\partial \psi}{\partial r} = 0; \quad r = 0;$$

$$\psi = \frac{\partial}{\partial r} \left( \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial r} \right) = 0; \quad 0 \leq t \leq \tau_0,$$

$$\left( \frac{\partial T}{\partial r} \right)_{r=R} = \left( \frac{\partial T}{\partial z} \right)_{z=0} = \left( \frac{\partial T}{\partial z} \right)_{z=h} = -Gr; \quad \left( \frac{\partial T}{\partial r} \right)_{r=0} = 0,$$

где  $\tau_0 = \frac{\nu t_0}{R^2}$  – суммарное безразмерное время процесса;  $Gr = \frac{g\beta g H^4}{\lambda \nu^2}$  – число Грасгофа.

Система нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных (3.10) – (3.12) с граничными условиями (3.13) содержит четыре безразмерных параметра: время действия теплового потока  $\tau$ , геометрический параметр  $H/R = h$ , числа Грасгофа и Прандтля  $Gr$  и  $Pr$ .

Результаты численного интегрирования системы (3.10) – (3.12) с начальными и граничными условиями (3.13) методом сеток при  $\frac{H}{R} = 2$ ;

$Pr Gr = 7 \cdot 10^{11}$ ,  $\tau = 40 \dots 780$  представлены на рис. 3.11 и 3.12. Разность температур слоев жидкости на поверхности раздела (кривая 1) и у днища бака (кривая 2) свидетельствуют о развитии термического расслоения (рис. 3.11). Об этом же говорит и распределение безразмерных температур  $\frac{g\beta R^3 T}{\nu^2}$  по безразмерной высоте бака  $H/R$  (рис. 3.12) для различных безразмерных моментов времени  $\bar{\nu}t/R^2$ .

Реальные процессы термического расслоения компонентов топлива в баках ЛА могут происходить при значениях чисел Рэлея  $Ra = Pr Gr = 10^{15} \dots 10^{19}$ , которые пока не освоены для численных методов решения. При развитой турбулентной естественной конвекции, характеризующейся числами  $Ra > 10^{12}$ , наблюдается гидродинамическая неустойчивость течения, приводящая к образованию мелкомасштабных вихрей, что не только усложняет вычислительный процесс и выводит его за рамки возможностей современных ЭВМ, но и требует пересмотра и уточнения исходной математической модели процесса [5].

Для ликвидации последствий термического расслоения необходимо в первую очередь знать высоту расслоенной области, а также максимальную температуру жидкости на поверхности раздела.

Рассмотрим характеристики расслоения, основываясь на закономерностях пограничного слоя в соответствии со схемой процесса, изображенной на рис. 3.10. Полагаем, что все тепло, поступившее в стенки цилиндрической емкости на высоте  $(H - h)$ , мгновенно выносится в расслоенную область через кольцевое сечение пограничного слоя в основании расслоенной области, т.е.

$$q\pi D[H(\tau) - h(\tau)] = \pi Dc_p \rho \int_0^\delta \theta(y) U(y) dy. \quad (3.14)$$

Здесь  $\theta(y)$ ,  $U(y)$  – распределение избыточной температуры и скорости в пограничном слое при входе его в основание расслоенной области. Учтем

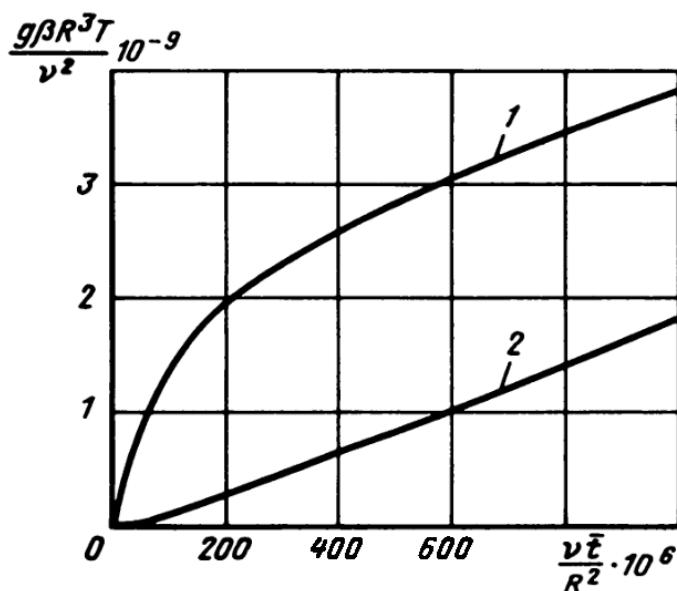


Рис. 3.11. Безразмерная температура жидкого компонента как функция безразмерного времени:  
1 – на поверхности раздела; 2 – на нижнем днище емкости

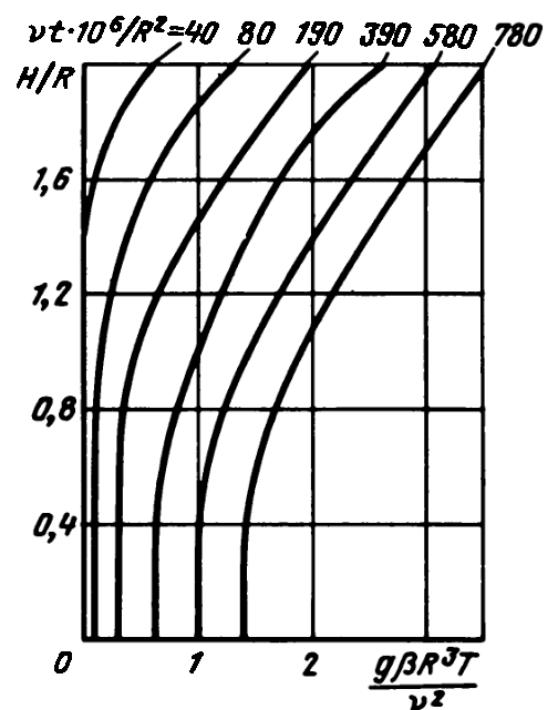


Рис. 3.12. Изменение безразмерной температуры по высоте емкости для различных моментов безразмерного времени

также, что весь расход жидкости, поднимающейся через кольцевой пограничный слой, идет на увеличение массы расслоенной области, т.е.

$$\dot{m} = \pi D \rho \int_0^\delta U(y) dy = \frac{\pi D^2}{4} \rho \frac{dh}{dt}. \quad (3.15)$$

Если разделить левую часть уравнения (3.15) на правую часть уравнения (3.14) и помножить на левую, получим

$$\frac{\pi D^2}{4} \rho \frac{dh}{dt} = \frac{\pi D \rho \int_0^\delta U(y) dy q \pi D [H(\tau) - h(\tau)]}{\pi D c_p \rho \int_0^\delta \theta(y) U(y) dy}. \quad (3.16)$$

Используем теперь распределения температуры и скорости в пограничном слое вертикальной пластины при режиме турбулентной естественной конвекции, предложенные Эккертом:

$$\theta = T(y) - T_0 = (T_w - T_0) \left[ 1 - \left( \frac{y}{\delta} \right)^{1/7} \right]; \quad (3.17)$$

$$U(y) = U_1 \left( \frac{y}{\delta} \right)^{1/7} \left( 1 - \frac{y}{\delta} \right)^4. \quad (3.18)$$

Подставляя соотношения (3.17) и (3.18) в уравнение (3.16) и производя интегрирование, окончательно получаем

$$\frac{dh}{dt} = \frac{16q[H(\tau) - h(\tau)]}{\theta_w c_p D \rho}, \quad (3.19)$$

где  $\theta_w = T_w - T_0$ .

Выражение (3.19) определяет изменение высоты расслоенной области. При  $H = \text{const}$ , что характерно для баков вторых и последующих ступеней при работе ДУ первой ступени или при стоянке ЛА в заправленном состоянии, уравнение (3.19) легко интегрируется разделением переменных

$$\frac{h}{H_0} = 1 - \frac{1}{e^{16} \int \frac{\alpha(t) dt}{c_p \rho D}}. \quad (3.20)$$

В условиях выработки компонента, т.е. при  $H = H(\tau)$ , высота расслоенной области может быть найдена численным интегрированием соотношения (3.19), если известен коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости

$\alpha = \frac{q}{\theta_w}$ , геометрические размеры бака  $H$  и  $D$ , а также теплофизические свойства жидкости  $c_p, \rho_{ж}$ .

Аналогичное, но более точное выражение для высоты расслоенной области можно получить из решения интегральных уравнений пограничного слоя на вертикальной пластине. Из уравнения энергии (уравнения Г.Н. Кружилина) получаем

$$\frac{d}{dx} \int_0^\delta U \theta dy = -a \left( \frac{\partial \theta}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (3.21)$$

и из уравнения количества движения

$$\frac{d}{dx} \int_0^\delta U^2 dy = q_x \beta \int_0^\delta \theta dy - \nu \left( \frac{dU}{dy} \right)_{y=0}. \quad (3.22)$$

Используя идею гидродинамической аналогии, а также известное соотношение Г. Блазиуса для напряжения трения на пластине, можно записать выражение для теплового потока:

$$q_w = 0,0228 c_p \rho U_1 \theta_w \left( \frac{\nu}{U_1 \delta} \right)^{1/4} \text{Pr}^{-2/3}. \quad (3.23)$$

Принимая в соответствии с экспериментальными данными степенной закон изменения скорости и толщины пограничного слоя по высоте  $U = c_1 x^m$ ;  $\delta = c_2 x^n$ , а также используя соотношения (3.17) и (3.18) уравнения (3.21) и (3.22) можно привести к виду

$$0,0366 c_1 c_2 (m+n) x^{m+n-1} = 0,0228 \frac{c_1^{3/4}}{c_2^{1/4}} \times \\ \times x^{3/4 m - n/4} \nu^{1/4} \text{Pr}^{-2/3}; \quad (3.24)$$

$$0,0523 c_1^2 c_2 (2m+n) x^{2m+n-1} = \frac{c_2 g \beta \theta_w x^n}{8} - \\ - 0,0228 \nu^{1/4} \frac{c_1^{7/4}}{c_2^{1/4}} x^{7/4 m - n/4} \text{Pr}^{-2/3}. \quad (3.25)$$

Решая последние уравнения относительно  $c_1$  и  $c_2$ , получаем

$$c_1 = 0,9698 (g \beta \theta_w)^{1/2}; \quad (3.26)$$

$$c_2 = \frac{0,5951 \nu^{1/5} \text{Pr}^{-8/15}}{(g \beta \theta_w)^{1/10}}; \quad (3.27)$$

$$\delta = c_2 x^{1/10}; \quad U = c_1 x^{1/2}. \quad (3.28)$$

Имея характеристики пограничного слоя по высоте пластины и применяя уже рассмотренный выше подход для определения скорости изменения высоты расслоенной области, получаем

$$\frac{dh}{dt} = 13,31 \frac{x}{D} \frac{q_w}{c \rho D \theta_w}. \quad (3.29)$$

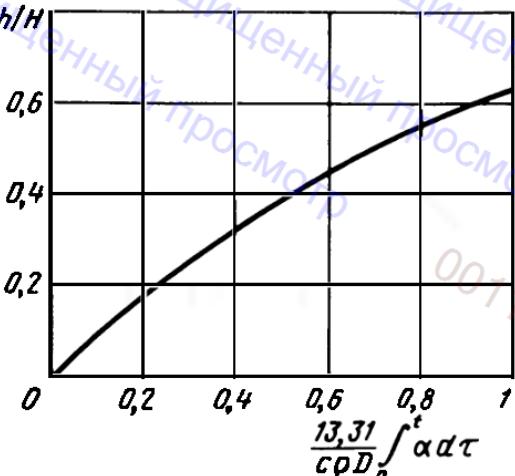


Рис. 3.13. Изменение относительной высоты расслоенной жидкости по времени (относительному)

Подставив в (3.29)  $x = H - h$  для случая, когда высота столба жидкости постоянна по времени (прогрев бака второй ступени за время работы первой), получим (см. рис. 3.13)

$$\frac{h}{D} = 1 - \frac{1}{e^{\frac{13.31}{c\rho D_o} \int_0^t \alpha dt}}. \quad (3.30)$$

Соотношениями (3.19), (3.20), (3.29), (3.30) можно воспользоваться и при переменном во времени тепловом потоке  $q_w(\tau)$ . Разбивая весь временной интервал процесса расслоения на достаточно малые отрезки времени, в пределах которых можно полагать  $q_w = \text{const}$ , нетрудно рассчитать изменение высоты расслоенной области, полагая процесс квазистационарным. Сравнение расчетов по соотношениям (3.20) и (3.30) с экспериментальными данными при  $q_w = \text{var}$  показывает вполне удовлетворительную сходимость.

Рассмотрим теперь определение температуры жидкого компонента на поверхности раздела. Устойчивое состояние расслоенной области возможно при  $\frac{dT}{dh} < 0$ , и из этого следует, что максимальная температура жидкого компонента будет на свободной поверхности. Для ее определения запишем уравнение теплового баланса:

$$\pi D \int_0^\tau H(t) q_w(t) dt \pm Q = \frac{\pi D^2}{4} c_p \rho \int_0^{h(\tau)} (T(x) - T_0) dx. \quad (3.31)$$

Здесь  $\pm Q$  – количество тепла, подведенного к свободной поверхности или отведенного от нее при тепловом взаимодействии с газовой подушкой.

Представим интеграл в правой части уравнения (3.31) в виде

$$\int_0^h [T(x) - T_0] dh = (T_3 - T_0) h \int_0^1 \frac{T(x) - T_0}{T_3 - T_0} d \frac{x}{h}, \quad (3.32)$$

где  $T_3$  – температура жидкого компонента на свободной поверхности.

Зависимость интеграла  $J = \int_0^1 \frac{T(x) - T_0}{T_3 - T_0} d \frac{x}{h}$  от модифицированного числа Грасгофа  $Gr^* = g\beta q_w \frac{H^{40}}{\lambda_\nu^2}$ , определяемая экспериментально, пред-

ставлена на рис. 3.14 для широкого диапазона изменения критерия  $\text{Pr} = 1,3 \dots 32$  и  $\frac{H}{R} = 2,3$ . Температура свободной поверхности может быть определена из соотношения (3.31)

$$T_3 = T_0 + \frac{4 \left[ \int_0^{\tau} H(t) q_w(t) dt \pm Q \right]}{c_p \rho D h(\tau) J} \quad (3.33)$$

В последнем соотношении высота расслоенной области  $h(\tau)$  определяется полученными ранее выражениями (3.19) и (3.29).

Соотношения для высоты расслоенной области и температуры жидкости на поверхности раздела основаны на использовании закономерностей пограничного слоя. При их выводе учтены определенные допущения, важнейшими из которых являются:

- 1) постоянство температуры жидкости по высоте к началу процесса расслоения;
- 2) пограничный слой на стенках сосуда описывается зависимостями стационарного пограничного слоя на вертикальной пластине, а его толщина много меньше радиуса  $\delta \ll R$ ;
- 3) отсутствует донный подогрев сосуда;
- 4) безразмерный профиль температуры  $\frac{T(x) - T_0}{T_3 - T_0}$  не является функцией времени и радиуса сосуда, а только функцией безразмерной координаты  $x/h$ .

Распределение температуры жидкости по высоте расслоенной области может быть приближенно определено и без численного решения системы (3.10) – (3.12), а на основании решения нестационарного уравнения теплопроводности с эффективным коэффициентом теплопроводности  $\lambda_{\text{эфф}}$ . Расчет этого коэффициента основывается на зависимостях, описывающих механизм расслоения с привлечением масштаба турбулентного движения  $l$ :

$$\lambda_{\text{эфф}} = c_p \rho l^2 \left[ \frac{dU}{dy} \right] + \lambda_m \quad (3.34)$$

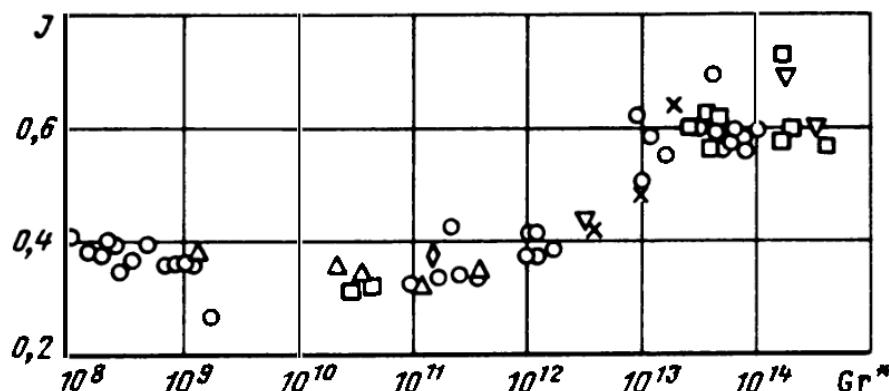


Рис. 3.14. Зависимость интеграла  $J$  от модифицированного числа Грасгофа  $\text{Gr}^*$

Поскольку источником турбулентных пульсаций жидкости является пограничный слой, втекающий в основание расслоенной области, то логично положить

$$l = c\delta.$$

Для "свободной турбулентности"  $c = 0,0246$ , толщина же пограничного слоя  $\delta$ , а также производная усредненной скорости  $dU/dy$  может быть вычислена с привлечением зависимостей (3.18) и (3.26) – (3.28). Тогда эффективный коэффициент теплопроводности  $\lambda_{\text{эфф}}$  записывается в виде

$$\lambda_{\text{эфф}} = \lambda_m + 7,39 \cdot 10^{-3} \frac{q_w(H_{\text{ж}} - h)}{\theta_w}. \quad (3.35)$$

Соотношение (3.35) для эффективного коэффициента теплопроводности отражает все особенности естественной турбулентной конвекции на вертикальной пластине, а при  $q_w = 0$  определяется чисто молекулярной теплопроводностью покоящейся жидкости  $\lambda_m$ .

В случае интенсивных тепло- и массообменных процессов на поверхности раздела механизм эффективного коэффициента теплопроводности по-прежнему определяется расслоением, температурный же профиль учитывает тепло- и массообмен с газовой подушкой через граничные условия.

Итак, для полуограниченного тела уравнение нестационарной одномерной теплопроводности записывается в виде

$$\frac{\partial T_{\text{ж}}}{\partial t} = a_{\text{эфф}}(t) \frac{\partial^2 T_{\text{ж}}}{\partial x_{\text{ж}}^2}. \quad (3.36)$$

Начальные условия:  $t = 0$  при  $x_{\text{ж}} = 0$ ,  $T_{\text{ж}}(0) = T_{\text{ж}0}(x)$ . Границные условия

$$\begin{aligned} x_{\text{ж}} = 0, \quad & \lambda_{\text{эфф}} \frac{\partial T_{\text{ж}}}{\partial x_{\text{ж}}} = \alpha_T (T_r - T_{\text{ж}})_{x_{\text{ж}}=0} + \\ & + q'_w - \dot{m}_{\text{исп}} \Sigma \frac{4 \cdot r}{\pi D^2} = 0, \\ x_{\text{ж}} \rightarrow \infty, \quad & \lambda_{\text{эфф}} \frac{\partial T_{\text{ж}}}{\partial x_{\text{ж}}} \rightarrow 0 \end{aligned} \quad (3.37)$$

Здесь  $q'_w$  – тепловой поток, поступающий в поверхность раздела и обусловленный движением пограничного слоя в поле тяжести:

$$q'_w = q_w \frac{\pi D (H_{\text{ж}} - x_{\text{гр}})}{\pi D^2} + \frac{\pi D}{\pi D^2} \int_{x_{\text{ж}}=0}^{x_{\text{гр}}} [q_w - q_w^{\text{исп}}(x)] dx; \quad (3.38)$$

$q_w$  – удельный тепловой поток, поступающий в стенку бака;  $q_w^{\text{исп}}$  – часть

теплового потока, идущая на испарение жидкости;  $x_{\text{гр}}$  – расстояние от поверхности раздела газ – жидкость до граничного сечения, в котором заканчивается пузырьковое кипение жидкости.

Из соотношения (3.38) следует, что при значительных тепловых потоках в боковую стенку сосуда возможно пузырьковое кипение криогенного компонента (при  $x_{\text{ж}} < x_{\text{гр}}$ ). При этом только часть теплового потока ( $q_w - q_w^{\text{исп}}$ ) выносится естественной конвекцией в расслоенную область, а остальная часть с пузырьками пара – в парогазовую подушку.

Остановимся на вопросах, связанных с ликвидацией нежелательных последствий процесса термического расслоения компонентов топлива.

Умение прогнозировать температурное поле (или в первом приближении – максимальную температуру на поверхности раздела) позволяет проектировать ТНА, способный перекачать "тепловой остаток" компонента без кавитационного режима подачи, при наличии которого уменьшаются допустимые обороты насоса и возрастает масса ТНА. Значительно улучшаются массовые характеристики системы питания (бак, система наддува, ТНА) с полной выработкой расслоенной области при использовании бустерного ТНА, рассчитанного на меньшее входное давление компонента.

Однако в ряде случаев приходится использовать уже готовые центробежные насосы, рассчитанные на меньшую температуру компонента топлива. Если повышение входного давления невыгодно из-за ухудшения массовых характеристик бака и системы наддува или недопустимо по прочностным соображениям, целесообразно принять меры к снижению температуры расслоенной области за счет перемешивания ее с основной массой компонента.

Удобно разделить способы перемешивания на активные, требующие энергетических затрат, и пассивные – без использования различных приводов, потребляющих энергию.

На рис. 3.15, *a* схематично показан струйный способ перемешивания, основанный на отборе некоторого расхода компонента топлива за соответствующим насосом. В нижней части бака устанавливается торовый коллектор 3 с отверстиями. К торовому коллектору через клапан 4, открывающийся при подходе расслоенной области в район коллектора, подводится часть компонента из-за насоса. Истекая из отверстий коллектора, жидкость обеспечивает струйное перемешивание расслоенной области с холодной частью компонента. Струйный способ перемешивания отличается высокой эффективностью, но требует дополнительного расхода компонента, что приводит к увеличению потребной мощности ТНА. Кроме того, струи жидкого компонента, истекающие из коллектора 3, не должны выходить за поверхность раздела, чтобы не вызывать падения давления в газовой подушке из-за конденсации паровой фазы на струе. Это требует экспериментальной отработки перемешивающего устройства.

Если "тепловой остаток" помещается в тоннельной трубе (рис. 3.15, *b*), то он может быть практически полностью выработан при повышенном давлении. Для этого необходимо закрыть клапан 4 на входе в тоннельную

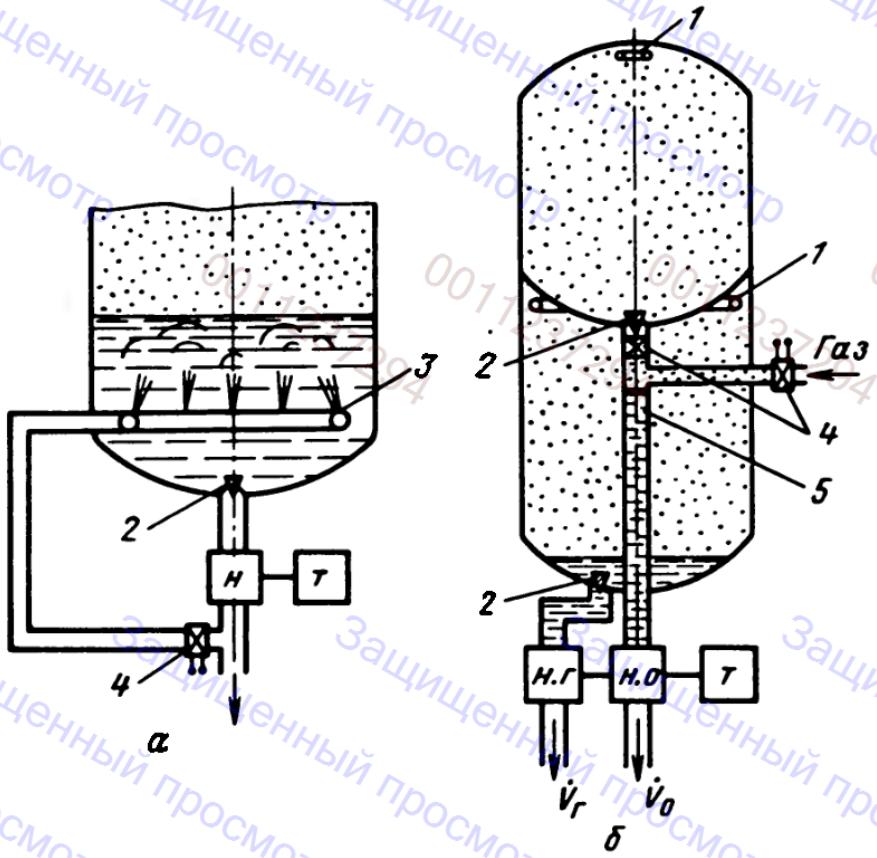


Рис. 3.15. Схемы активных способов борьбы с расслоением:

1 – газоввод; 2 – противовороночное устройство; 3 – коллектор; 4 – электропневмоклапан; 5 – тоннельная труба; т – турбина; н – насос; н.г, н.о – насосы горючего и окислителя соответственно

трубу, открыть клапан для газа вытеснителя и вытеснить "тепловой остаток" в центробежный насос. При этом режим работы ТНА не изменяется, однако требуются два дополнительных клапана, а также некоторый запас газа-вытеснителя.

Общим недостатком активных способов перемешивания является потребность в дополнительных агрегатах (электропневмоклапанах, торовом коллекторе и др.), а также источниках энергии, что естественно усложняет систему питания и увеличивает ее массу.

На рис. 3.16 показаны примеры пассивных способов борьбы с последствиями термического расслоения компонентов топлива. Постановка неподвижных поперечных кольцевых перегородок 2 (рис. 3.16, а) приводит к отклонению вертикального пограничного слоя и его перемешиванию с холодным ядром как в процессе расслоения, так и при выработке жидкого компонента. К тому же поперечные перегородки выполняют роль демпфера при осевых колебаниях жидкости в баке.

При использовании криогенных компонентов представляет определенный интерес установка внутрь бака коаксиального цилиндра 3 (рис. 3.16, б), образующего зазор со стенками бака. Тепловой поток, поступающий в стенки бака из окружающей среды, идет на нагрев компонента, находящегося в кольцевом зазоре. Поскольку внутренний цилиндр выступает над поверхностью раздела, весь тепловой поток пойдет на частичное испарение

криогенного компонента, находящегося в зазоре, а расслоения с образованием прогретой области не произойдет. Испарившийся компонент может быть использован для наддува бака.

Явление термического расслоения криогенного компонента может быть использовано для самонаддува бака (рис. 3.17). Если верхний слой залитого криогенного компонента нагреть наружным поверхностным нагревателем до температуры, соответствующей давлению насыщенных паров  $p_{so}$ , то при выработке компонента давление будет падать и верхние слои компонента окажутся перегретыми. Испарение перегретого верхнего слоя обеспечивает самонаддув бака. Потребная для наддува высота расслоенной

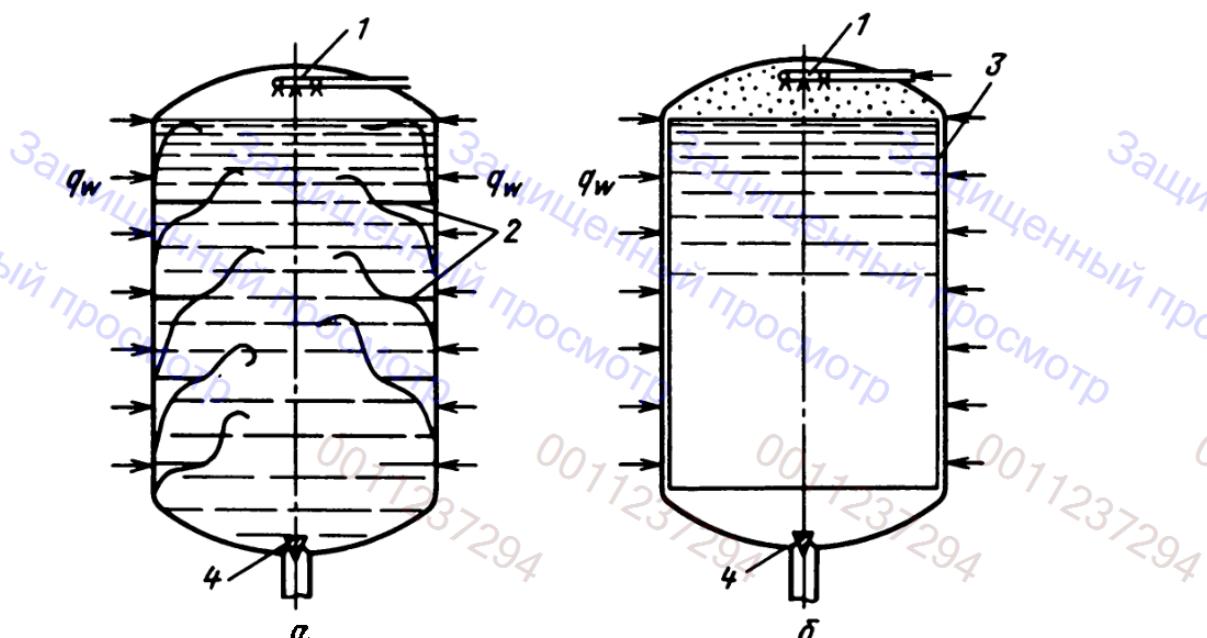


Рис. 3.16. Пассивные перемешивающие устройства:

1 – газоввод; 2 – поперечные перегородки; 3 – коаксиальный цилиндр; 4 – противовороночное устройство

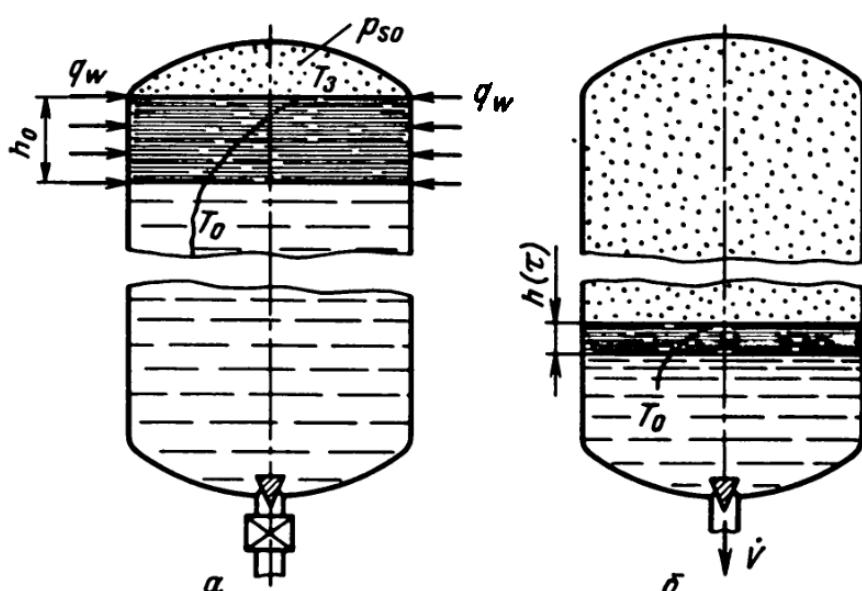


Рис. 3.17. Схема системы самонаддува бака:

*а* – начало процесса; *б* – промежуточное состояние

области  $h_0$  будет связана с параметрами процесса следующим очевидным энергетическим балансом:

$$m_{\text{исп}} r + \int_0^{\tau} p_b \dot{V} d\tau = \frac{\pi D_b^2}{4} h_0 \rho_{\text{ж}} c_p [T_s(p_0) - T_{\text{ж}0}], \quad (3.39)$$

т.е. энталпия перегретой жидкости (без учета теплового взаимодействия с холодным ядром) пойдет на работу испарения и вытеснения жидкости из бака.

Учитывая, что

$$m_{\text{исп}} = \frac{p_b^K V_b}{(R T)_{\text{кон}}},$$

соотношение (3.39) можно привести к виду

$$h_0 \approx \frac{p_b^K V_b r + R T_s V \int_0^{\tau} p_b \dot{V} d\tau}{R T_s(p_b^K) \frac{\pi D}{4} \rho_w c_p [T_s(p_0) - T_{\text{ж}0}]} \quad (3.40)$$

Самонаддув бака с криогенным компонентом топлива позволяет заметно упростить систему подачи жидкости к центробежному насосу, так как упраздняются дополнительные трубопроводы с агрегатами подачи и для вытеснения используются пары криогенного компонента.

### 3.1.3. ПОВЕДЕНИЕ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ

Известно [20], что поведение жидкости в условиях, приближающихся к невесомости, отличается от поведения жидкости в гравитационном поле из-за преобладающего влияния межмолекулярных сил адгезии, когезии и поверхностного натяжения. В общем случае без принятия специальных мер межмолекулярные силы не обеспечивают сплошности жидкости на выходе из бака, что создает проблему запуска ЖРДУ в условиях, приближающихся к невесомости.

Та же проблема сплошности жидкости на выходе из бака возникает и при изменении направления ускорения, действующего на ЛА под влиянием различных сил (аэродинамического торможения, работы двигателей системы ориентации, притяжения планет и др.).

В настоящее время предложены и частично реализованы многие способы, обеспечивающие подачу ЖРТ из баков в двигатель при малых гравитационных полях и воздействии на ЛА ускорений, переменных по направлению и величине. На рис. 3.18 приведена классификация этих способов.

На многих космических двигательных установках, особенно в первые два десятилетия развития космонавтики, использовались линейные уско-

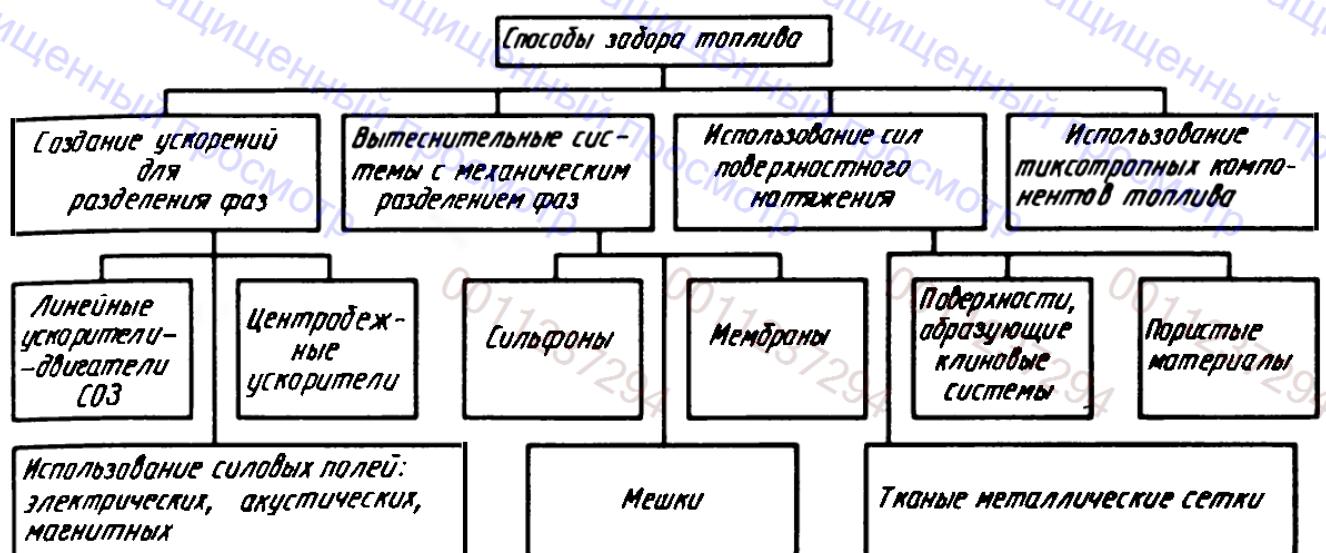


Рис. 3.18. Классификация способов забора топлива в условиях невесомости

рители (двигатели системы обеспечения запуска – СОЗ) для отделения жидких компонентов топлива от газа-вытеснителя. Эту же задачу можно решить и в центробежном сепараторе, схема которого приведена на рис. 3.19. Центробежные силы оттесняют жидкость 5 на периферию сосуда, а возникающая в поле центробежных сил архимедова сила вытесняет пузырьки газа (пара) к центральному полому стержню (коллектору) 7. Через заборные отверстия 6 пар поступает к электронагревателю 3 и далее на турбину 8, врачающую коллектор 7 с лопастями сепаратора 1.

Разделение жидкой и газовой фаз может быть осуществлено под влиянием ускорений, развиваемых различными силовыми полями: электрическими, акустическими, магнитными. На рис. 3.20 приведена схема электрофорезной системы разделения жидкости и пара. В неоднородном электрическом поле нейтральные частицы перемещаются в область поля с большей напряженностью. Пар скапливается в области, прилегающей к экранированному центральному электроду.

Время  $\tau_{\Sigma}$ , необходимое для полного разделения жидкости и пара, складывается из периода  $\tau_1$ , необходимого для прилива компонента к дну, и периода  $\tau_2$  прохождения через жидкость распределенных в ней пузырьков пара:

$$\tau_{\Sigma} = \tau_1 + \tau_2 = 1,414 \sqrt{\frac{mL}{P}} + 1,012 \frac{L_2}{\sqrt{r_{\text{п}} a \left(1 - \frac{\rho_{\text{п}}}{\rho_{\text{ж}}} \right)}}. \quad (3.42)$$

Здесь  $m$  – масса ЛА без топлива;  $P$  – величина приложенной силы;  $L$  – длина бака;  $r_{\text{п}}$  – радиус средний пузырька;  $a$  – ускорение ЛА;  $\rho_{\text{п}}, \rho_{\text{ж}}$  – плотность пара и жидкости соответственно;  $L_2$  – осредненный путь всплытия пузырька.

Бесспорным преимуществом систем, использующих для разделения

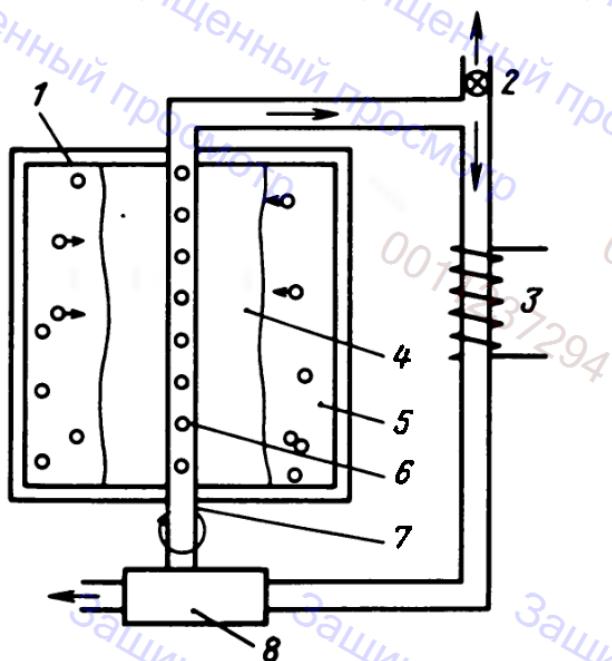


Рис. 3.19. Схема центробежного сепаратора:  
1 – лопасть сепаратора; 2 – клапан; 3 – нагреватель; 4 – полость газа (пара); 5 – жидкость; 6 – заборные отверстия; 7 – коллектор огбора газа; 8 – турбина

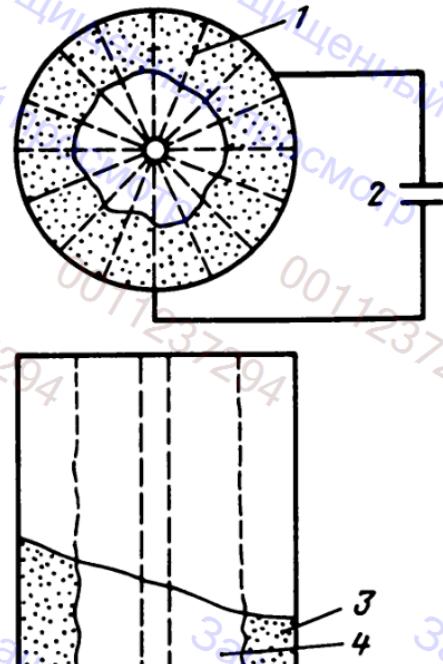


Рис. 3.20. Схема электрофорезной системы разделения:  
1 – линии напряженности электрического поля; 2 – источник поля; 3 – жидкость; 4 – пар

фаз ускорение, является их высокая надежность, возможность применения любых геометрических форм баков, а также любых компонентов топлив.

Использование силовых полей для разделения фаз требует соответствующего источника энергии, не всегда имеющегося на борту ЛА. Увеличение массы системы питания, связанное с конструктивным решением способа разделения фаз, определяется для конкретной разработки. Однако использование силовых полей не нашло пока распространения из-за недостаточной лабораторной отработки и присущих этому способу недостатков. Двигатели СОЗ для создания ускорений применялись в космической технике достаточно часто, однако этот способ разделения фаз не имеет больших перспектив для ЖРДУ с большим количеством запусков из-за значительного увеличения массы, а также сложностей разделения фаз при наличии разнонаправленных ускорений.

Наконец, центробежные разделители также не нашли пока применения, т.е. требуют источника энергии для привода, тщательной конструктивной проработки и лабораторной доводки в условиях, приближенных к условиям невесомости.

Вытеснительные системы с механическим разделением фаз используют в качестве разделителей деформируемые элементы: сильфоны, поршины, мембранны, мешки. Они не могут быть использованы в топливных баках сложной формы и для криогенных компонентов топлива. Деформируемые элементы из пластичных материалов обеспечивают отделение газа наддува в течение нескольких месяцев. Надежное разделение фаз на более длительный период пока не достигнуто из-за диффузии атомов через пластичный

разделитель. Кроме того, они недостаточно надежны как при эксплуатации, так и при монтаже вследствие ограниченной прочности.

Металлические деформируемые элементы хотя и могут обеспечить длительное и многоразовое питание ЖРДУ при любых направлениях ускорений, однако имеют значительную массу и недостаточную надежность.

К тому же ни один деформируемый элемент в своем конечном положении не обеспечивает полного вытеснения жидкого компонента вследствие условий монтажа и собственного остаточного объема.

Проблема повторного запуска ЖРДУ в условиях, приближающихся к невесомости, может решаться при использовании тиксотропных компонентов топлива.

Явление тиксотропности – это способность коллоидной системы изменять фазовое состояние под влиянием внешних условий (давления, температуры).

Коллоидная система, в которой дисперсионная среда – жидкость, а дисперсная фаза – твердое вещество, называется золью. В зависимости от степени взаимодействия между дисперсной фазой и дисперсионной средой золи подразделяются на лиофобные и лиофильные. В лиофильных золях взаимодействие между дисперсной фазой и дисперсионной средой выражено очень сильно. Коллоидные частицы этих систем увлекают с собой значительное количество растворителя и создают структурированные студенистые системы, которые обычно называются гелями.

Каркас тонкой трехмерной сетки геля образован дисперсной фазой, поры же каркаса заполняются дисперсионной средой.

Важно отметить, что криогенный золь имеет меньшую испаряемость по сравнению с жидким компонентом. Водородные гели обладают меньшей проницаемостью через конструкционные материалы и сварные швы.

Гелирование компонентов осуществляется добавкой к ним специальных присадок – желатинизаторов. В качестве желатинизаторов могут выступать мелкодисперсные металлические порошки (менее 1 мкм), полученные распыливанием Al, Mg, Be без соприкосновения их с воздухом.

Кроме металлических порошков разработаны десятки других желатинизаторов: стирольные полимеры (2 %), октаноат алюминия (0,2 – 1 %), алкиламины, субмикроскопические волокна кристаллического  $\beta$ -карбида кремния, покрытые двуокисью кремния с добавкой 0,01 – 2 % стеариновой кислоты и др.

Компоненты топлива в гелеобразном состоянии в условиях невесомости не растекаются по всему объему бака и обеспечивают готовность системы питания к повторным запускам. При изменении гидростатического давления или при включении насосов возникшие касательные напряжения переводят гель в жидкое состояние и создают условия для обычного течения компонента по каналам системы питания. При уменьшении касательных напряжений (например, при уменьшении давления) компонент возвращается в гелеобразное состояние.

Весьма перспективными системами, обеспечивающими запуск и пита-

ние ЖРДУ в условиях, приближенных к невесомости, являются системы, основанные на использовании сил поверхностного натяжения жидкого компонента. Поскольку разделение жидкого компонента и газа наддува осуществляется в этих системах с помощью так называемого капиллярного перепада давлений на границе раздела газ – жидкость  $\Delta p_{\text{кап}}$ , их называют капиллярными системами:

$$\Delta p_{\text{кап}} = \sigma \left( \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right). \quad (3.43)$$

Здесь  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения жидкости;  $R_1$  и  $R_2$  – главные радиусы кривизны границы раздела.

На практике для расчета капиллярного перепада давлений используется модифицированное уравнение Юнга–Лапласа

$$\Delta p_{\text{кап}} = \frac{k \sigma \cos \theta}{r}, \quad (3.44)$$

где  $k$  – коэффициент, учитывающий форму отверстий ( $k = 2$  для круглых отверстий и  $k = 2,83$  – для квадратных);  $\theta$  – угол смачивания между жидким компонентом и поверхностью материала разделителя;  $r$  – характерный размер отверстия (радиус круглого отверстия и сторона квадрата для квадратного отверстия).

Если капиллярный перепад давлений больше суммы перепадов от различных сил, стремящихся разорвать границу раздела газ – жидкость, то капиллярное заборное устройство обеспечит разделение фаз и подачу жидкого компонента в ЖРДУ:

$$\Delta p_{\text{кап}} \geq \Delta p_{\text{ст}} + \Delta p_{\text{тр}} + \Delta p_v + \Delta p_f + \Delta p_t. \quad (3.45)$$

Здесь  $\Delta p_{\text{ст}}$  – гидростатический перепад давления в заборном устройстве;  $\Delta p_{\text{тр}}$  – потери давления на преодоление сил трения в устройстве;  $\Delta p_v$  – скоростной напор жидкости в заборном устройстве;  $\Delta p_f$  – местные потери давления на капиллярном заборном устройстве;  $\Delta p_t$  – перепад давлений при вибрации, разгоне и торможении жидкости, при включении и выключении ДУ, пульсациях потока.

Заборные устройства, использующие силы поверхностного натяжения, обладают определенной универсальностью, так как могут быть использованы для любых компонентов топлива и геометрических форм баков. Они характеризуются также высокой полнотой выработки топлива, высокой степенью использования объема бака и широким диапазоном допустимых перегрузок.

Системы питания ЖРДУ с капиллярными заборными устройствами многократно использовались в различных космических аппаратах: ракетных ступенях "Транстэйдж", "Титан-3", "Аджена", межпланетном космическом аппарате "Викинг-1", в посадочном и взлетном модулях КК "Аполлон". В настоящее время они используются в реактивной системе управления (РСУ) и системе орбитального маневрирования (СОМ) МТКК "Спейс Шаттл".

Таблица 3.1 [13]

Параметр	"Викинг-1"	РСУ МТКК "Спейс Шаттл"
Число включений	12–35	Не ограничивается
Время между включениями	1–320 суток	То же
Расход компонентов, кг/с:		
азотный тетраксид	0,29	До 4,2
монометилгидразин	0,193	До 2,64
Эффективность вытеснения	99 %	98 %
Масса конструкции внутрибаковых устройств, кг	6,6	11,5
Форма и размер топливных баков, мм	Цилиндр $\phi = 915$ ; $L = 1520$	Сфера $\phi = 990$
Перегрузки во время выведения на орбиту:		
продольные	5	3,3
поперечные	2	2,2
Время полета	12 месяцев	30 суток
Количество полетов	1	100 в течение 10 лет
Перегрузки во время полета:		
– вход в атмосферу	–	2,2 (разница по направлению 119° при выводе и сходе с орбиты)
– космический полет при работающих двигателях по осям $OX$ , $OY$ и $OZ$ и при неработающих двигателях по осям $OX$ , $OY$ и $OZ$	0,04–0,15	До 0,231
	До $10^{-7}$	До $10^{-3}$

В табл. 3.1 приведены основные режимные параметры, характеризующие работу двух капиллярных систем питания, существенно отличающихся друг от друга условиями работы.

Анализ приведенных схем систем питания, использующих силы поверхностного натяжения, позволяет сделать вывод о том, что особенности каждой конструкции определяются в основном двумя факторами:

- 1) величиной действующих на систему перегрузок;
- 2) функциональным назначением (запуск или запуск и питание ДУ при перегрузках различного направления).

Из-за возрастания действующих перегрузок характерные размеры капиллярных разделителей уменьшились до 10 мкм (сетка 325×2300 меш.<sup>1</sup>) для РСУ МТКК "Спейс Шаттл" по сравнению с КА "Викинг-1" (максимальный зазор пластин достигает 150 мм).

Кроме того, в космическом аппарате "Викинг-1" топливо забирается из центральной части бака и от нижнего днища. Питание ДУ в случае прилива к одной из стенок бака, а не к нижнему днищу, не обеспечивается.

<sup>1</sup> меш.– количество проволок основы и утка на 1 дюйм.

Система питания РСУ МТКК "Спейс Шаттл" обеспечивает подачу топлива при любом возможном направлении перегрузок вследствие контакта компонентов с заборными каналами.

В настоящее время системы питания, использующие силы поверхностного натяжения, совершенствуются с целью использования их для криогенных компонентов топлива. Их приходится дополнять системами терморегулирования для исключения кипения жидкости на поверхности капиллярного разделителя.

Удерживающая способность мелкочаечистых сеток определяется экспериментально с использованием эталонных жидкостей (этанового и изопропилового спиртов, фреона-113 и фреона-11).

В табл. 3.2 приведены физические свойства эталонных жидкостей, а в табл. 3.3 – величина удерживающей способности различных сеток.

Значительное влияние на удерживающую способность мелкочаечистых сеток оказывает вибрация. Источниками вибраций могут быть ДУ ступеней ракеты-носителя, ДУ собственно КА, а также ЖРДМТ КА и перемещения экипажа.

Экспериментальные исследования по влиянию вибраций на удерживающую способность сеток выявили следующие закономерности.

1. Удерживающая способность сеток вследствие влияния виброперегрузок может снижаться до 20 % статической.

Таблица 3.2 [13]

Жидкость	Поверхностное натяжение, дин/см	Плотность, г/см <sup>3</sup>	Вязкость, сантипуаз
Изопропиловый спирт	2,6	0,786	2,50
Фреон-113	19,3	1,58	0,70

Таблица 3.3 [13]

Сетка	Плетение	Диаметр проволок, мм		Удерживающая способность жидкости, см столба жидкости			
		утка	основы	Изопропиловый спирт	Ф-113	Ф-11	H <sub>зж</sub>
325 × 2300	Dutch twill	0,038	0,025	77,6	34,3	35,8	48
200 × 1400	— “ —	0,071	0,041	52,7	23,3	24,3	33
165 × 800	— “ —	0,071	0,051	24,9	11,0	11,5	12
165 × 800	Plain Dutch	0,051	0,036	30,7	13,6	14,2	—
80 × 700	Dutch twill	0,102	0,076	19,7	8,7	9,1	—
50 × 250	Plain Dutch	0,127	0,114	11,3	5,0	5,2	6,8
850 × 155	Robusta	0,030	0,102	36,1	15,9	16,8	—
200 × 200	Square	0,053	0,053	12,3	5,4	5,7	—

2. Каналы с одной сеткой более чувствительны к вибрации, чем каналы с двумя сетками. Чувствительность к вибрации уменьшается при наличии расхода жидкости.

3. Наименьшую чувствительность к вибрации имеют гофрированные сетки. Ограничение перемещений сетки увеличивает ее чувствительность к вибрации.

4. Давление в газовой полости не влияет на вибровчувствительность сеток.

5. Чувствительность сеток к вибрации уменьшается при возрастании частоты колебаний.

6. Чувствительность сеток к вибрации зависит от их собственной жесткости и от жесткости конструкции заборного устройства. Так, если  $200 \times 1400$  и  $325 \times 2300$  меш имеют при вибрации одинаковую удерживающую способность, хотя удерживающая способность первой при отсутствии вибраций в полтора раза меньше, чем второй.

При течении жидкости в каналах, стенками которых являются сетки, потери давления зависят от числа Рейнольдса. Коэффициент трения при течении жидкости через сетки может быть определен по формуле

$$f = \left( \frac{\alpha}{Re} + \beta \right) = \frac{\Delta p \epsilon^2 D g}{Q b \rho_{ж} V^2}. \quad (3.46)$$

Здесь  $Re = \frac{\rho V}{\mu a^2 D}$ ;  $\Delta p$  – перепад давлений;  $\epsilon$  – пористость сетки;  $D$  – диаметр ячейки;  $Q$  – коэффициент извилистости сетки;  $b$  – толщина сетки;  $\rho_{ж}$  – плотность жидкости;  $V$  – скорость течения жидкости;  $\mu$  – коэффициент динамической вязкости;  $a$  – отношение площади сетки к ее объему.

Значения экспериментальных констант  $\alpha$  и  $\beta$  для жидкого водорода и шероховатости приведены в табл. 3.4.

Имитация действующих на систему питания перегрузок для ряда задач возможна путем подбора масштаба модели и выбора жидкости, имею-

Таблица 3.4 [13]

Сетка	$\alpha$	$\beta$	Шероховатость, мкм
$325 \times 2300$	3,2	0,19	12,7
$200 \times 1400$	4,2	0,20	20,3
$720 \times 140$	11,0	0,47	54,6
$165 \times 800$	3,3	0,17	25,4
$50 \times 250$	13,5	0,26	57,2
$24 \times 110$	8,61	0,52	133,0
$500 \times 500$	5,7	0,65	25,4
$150 \times 150$	5,7	0,50	66,1
$60 \times 60$	5,7	0,40	190,5
$40 \times 40$	5,7	0,60	254,0

щей подходящие физические свойства. Основными критериями при моделировании величины перегрузки являются критерии Бонда (отношение гравитационных и капиллярных сил) и Вебера (отношение инерционных и капиллярных сил):

$$Bo = \frac{\rho a L^2}{\sigma};$$

$$We = \frac{\rho \dot{m}^2}{\sigma L^3}. \quad (3.47)$$

Кроме равенства критериев Бонда и Вебера для модели и натуры необходимо обеспечить равенство краевых углов смачивания натурной и модельной жидкостей.

### 3.1.4. ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ВНУТРИБАКОВЫХ ПРОЦЕССОВ

Комплекс гидродинамических и тепломассообменных процессов, происходящих в парогазовой подушке топливной емкости, а также в жидким компоненте, кратко рассмотрен в разд. 3.1.1 и 3.1.2. В результате этих процессов формируются температурные поля в жидкости  $T_j(x, r, \tau)$ , газовой фазе  $T_g(x, r, \tau)$  и стенках бака  $T_{ст}(x, r, \tau)$ , а также давление в газовой подушке  $p_b(\tau)$ .

Точное описание этих процессов подразумевает использование основных законов сохранения массы, энергии, количества движения и приводит к построению сложной математической модели с использованием нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных со сложными граничными условиями. Большое разнообразие входных устройств, использующихся в системах вытеснения и формирующих поля скоростей, приводит к тому, что каждому типу входного устройства соответствует своя краевая задача.

В связи с этим для технических задач целесообразно использовать некоторые приближенные обобщенные математические модели, позволяющие определять температурные поля и давление в газовой подушке с достаточной для практических целей точностью.

Если ориентироваться на симметричные входные устройства (цилиндрический насадок, торовый коллектор и др.), у которых ось симметрии совпадает с осью цилиндрического бака, и известна длина полного перемешивания  $L_{в.ч}$ , то температурное поле в газовой полости можно считать функцией времени и только осевой координаты  $T_g(x, \tau)$ . В этом случае математическое описание внутрибаковых процессов существенно упрощается, так как можно обойтись без уравнения движения и граничных условий к нему. При этом параметры газа и жидкости по диаметру бака могут быть осреднены из условий устойчивости и осевой симметрии. Действительно, радиальный градиент температуры газа и жидкости приводит к возникно-

Рис. 3.21. Схема внутрибаковых процессов

вению вертикальных токов и последовательному расслоению, что подтверждается экспериментальными исследованиями.

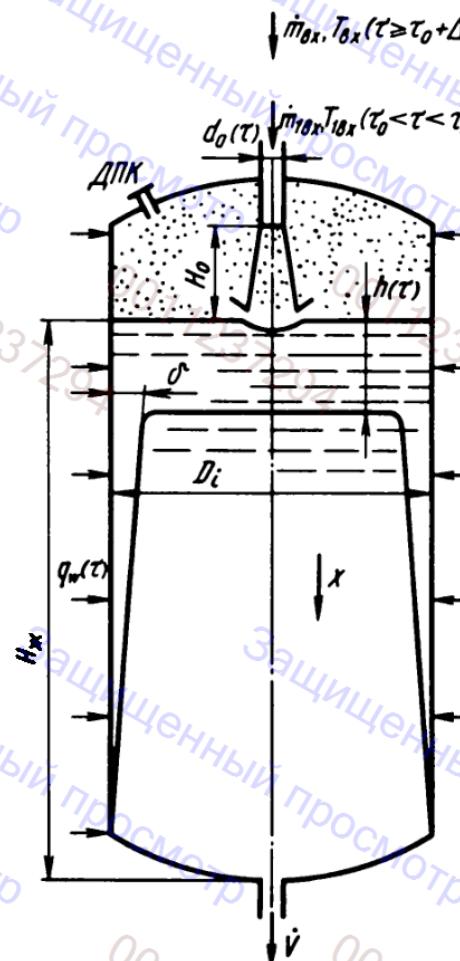
Кроме того, поскольку время процесса вытеснения обычно много больше времени характерных переходных процессов, то естественно допустить квазистационарность процессов тепло- и массообмена. Описание тепло- и массообменных процессов, происходящих в газовой полости, требует корректных граничных условий на поверхности раздела жидкого компонента. Температура жидкости на поверхности раздела может быть получена из нестационарного уравнения теплопроводности для полуограниченного тела при использовании эффективного коэффициента теплопроводности  $\lambda_{\text{эфф}}$ . Основным механизмом конвективного переноса в жидком компоненте следует считать процесс термического расслоения, закономерности которого рассмотрены в разд. 3.1.2.

Сформулируем теперь комплексную одномерную физико-математическую модель внутрибаковых процессов, позволяющую определить температурные поля в парогазовой подушке, стенах бака и жидкому компоненте. Знание этих температурных полей позволяет определить массовые характеристики системы вытеснения, топливной емкости, осуществить полную выработку жидкого компонента топлива, а также оптимизировать основные параметры системы вытеснения ( $p_6$ ,  $\dot{m}_{\text{вх}}$ ,  $T_{\text{вх}}$ ,  $d_0$  и др.).

На рис. 3.21 приведена схема рассматриваемых процессов. Цилиндрический бак с внутренним диаметром  $D_i$  заполнен жидким компонентом топлива с начальным объемом парогазовой подушки  $V_0$ . В момент  $\tau = 0$  через цилиндрический насадок диаметром  $d_0$  в газовую подушку начинает поступать газ-вытеснитель с расходом  $\dot{m}_{\text{вх}}$  и температурой  $T_{\text{вх}}$ . Одновременно через нижний сливной патрубок вырабатывается жидкий компонент топлива с объемным расходом  $V$ , а в боковые стенки бака на внешнем диаметре  $D_e$  поступает тепловой поток  $q_w(\tau)$ .

Уравнение сохранения энергии для парогазовой подушки имеет вид

$$\frac{dU}{d\tau} + A \dot{V} p_6 = J_{\text{вх}} + \dot{m}_{\text{исп}} \sum c_p^{\Pi}(T_3) T_3 - c_p T \dot{m}_{\text{ДПК}} - F_{\text{ст}} \alpha_{3,2} (T_{\text{в.ч}} - T_{\text{ст}}) - K_1 \pi D_i \int_{H_0}^{H(t)} \alpha_{3,2} [T(x) - T_{\text{ст}}(x)] dx - Q_{\text{Г3}}. \quad (3.48)$$



$$\text{Здесь } U = \frac{V(\tau)p_b(\tau)c_v(\tau)}{R_{\text{см}}(t)};$$

$$J_{\text{вх}} = c^{\Gamma} T_{\text{вх}} \dot{m}_{\text{вх}}; \dot{m}_{\text{исп}\Sigma} = \dot{m}_{\text{конц}} + \dot{m}_{\text{стр}} + \dot{m}_{\text{аэр}} + \dot{m}_{\text{пл}} + \dot{m}_{\text{пер}}$$

$$\dot{m}_{\text{ДПК}} = \begin{cases} 0 & \text{при } p_b < p_b^{\max} \\ \frac{F_{\text{ДПК}} p_b}{\sqrt{R_{\text{см}} T_{\text{в.ч}}}} \sqrt{\gamma g \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} & \text{при } p_b \geq p_b^{\max}. \end{cases}$$

Потери тепла от газа в поверхность раздела

$$Q_{\Gamma,3} = \alpha_{31} F_{\Pi} [T_{\text{стр}}(H) - T_{\text{ж},x_{\text{ж}}=0}] + \alpha_{32} \left( \frac{\pi D_i^2}{4} - \right.$$

$$\left. - F_{\Pi} \right) (T_{\text{в.ч}} - T_{\text{ж},x_{\text{ж}}=0}) \text{ при } L_{\text{в.ч}} \geq H(\tau); \\ Q_{\Gamma,3} = \alpha_{32} \frac{\pi D_i^2}{4} [T(H) - T_{\text{ж},x_{\text{ж}}=0}] \text{ при } L_{\text{в.ч}} \leq H(\tau).$$

Коэффициент теплоотдачи от газа к стенкам емкости  $\alpha_{32}$  определяется по соотношению (3.8), приведенному в разд. 3.1.1, а коэффициент теплоотдачи от струи к поверхности раздела  $\alpha_{31}$  – из соотношения

$$\alpha_{31} = 0,89 \cdot \lambda_{\text{вх}} \left[ \frac{\dot{m}_{\text{вх}}}{F_{\text{вх}} \mu_{\Gamma}(T_{\text{стр}})} \right]^{0,7} \frac{d_0^{0,8}}{[H(t)]^{0,22} D_{\Pi}^{0,88}}. \quad (3.49)$$

Распределение температуры газа по высоте определяется соотношением (3.4), приведенным в разд. 3.1.1. Остальные обозначения входящих в уравнение (3.48) величин соответствуют обозначениям того же раздела.

При вытеснении газом криогенного компонента топлива могут реализоваться пять механизмов испарения-конденсации:

- испарение с поверхности раздела при обдуве ее радиальным газовым потоком, имеющим скорость  $V_L$ ;
- испарение на вертикальной стенке бака под влиянием значительного аэродинамического нагрева, вызывающего пузырьковое кипение криогенного компонента;
- испарение при обдуве части поверхности раздела натекающей струей;
- испарение жидкой пленки при обдуве емкости;
- испарение перегретого слоя жидкого компонента, примыкающего к поверхности раздела при условии  $(T_{\text{ж}})_{x_{\text{ж}}=0} > T_s(p_b)$ . Испарение с поверхности раздела при ее обдуве, учитывающее механизм турбулентной диффузии, пропорционально скорости обдува  $V_L$  и разности концентраций пара  $\Delta\rho$

$$\dot{m}_{\text{конц}} = \Delta\rho \frac{H(t) V_L \pi D_i^2}{D_i^4} \left\{ 1 - \exp(-D_i \xi^2 \frac{D_i^2}{V_L}) \right\} \quad (3.50)$$

Здесь  $\Delta\rho = \rho_3^{\text{п}}(T_3) - \rho_{\text{под}}^{\text{п}}$ ;  $\rho_{\text{под}}^{\text{п}}$  – плотность пара в парогазовой подушке;

$$\xi = 1 + 0,03 \sqrt{\frac{V_L H}{\nu}} ; D_i = \left(\frac{\pi}{2H}\right)^2 D_0 \left(\frac{T_g}{273}\right)^n ; \rho_3^{\text{п}}(T_3) – \text{плотность пара},$$

соответствующая температуре жидкости на поверхности раздела  $T_3$ ;  $H$  – высота газовой полости;  $D_i$  – внутренний диаметр бака;  $D_0$  – коэффициент диффузии жидкость – газ при температуре 273 К;  $\nu$  – кинематическая вязкость газа.

При кипении недогретой жидкости на вертикальной пластине в большом объеме часть теплового потока идет на нагрев жидкости в пограничном слое, остальная – на фазовое превращение. Удельный тепловой поток, идущий на испарение, записывается в виде

$$q_w^{\text{исп}} = \frac{A^3 (r\rho^{\text{п}})^2 \Delta T \cdot 427 \cdot c_2}{(A + 1,6 \cdot K) \sigma T_3},$$

$$\text{где } A = -K + \sqrt{K^2 + \gamma M}; K = \frac{\lambda_{\text{ж}}}{\lambda_{\text{ст}}} \frac{\sqrt{\frac{2}{3} \pi a_{\text{ст}}}}{\alpha \sin \theta};$$

$$M = \frac{2\lambda_{\text{ст}} \Delta T}{\alpha r \rho},$$

$$\gamma = \frac{2 \sin \theta}{(1 + \cos \theta)(2 - \cos \theta)}; \Delta T = T_{\text{ст}} - T_3; c_2 = 10^{-4}.$$

Здесь  $\lambda_{\text{ж}}$ ,  $\lambda_{\text{ст}}$  – коэффициенты теплопроводности жидкости и стенки соответственно;  $\theta$  – краевой угол;  $r$  – теплота испарения;  $T_3(p)$  – температура насыщенных паров;  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения;  $\rho^{\text{п}}$  – плотность насыщенных паров жидкости;  $c_2$  – экспериментальная константа.

Поднимающиеся в пограничном слое пузыри пара достигают поверхности раздела, лопаются и пар поступает в парогазовую подушку. Массовый расход пара из пузырей определяется соотношением

$$\dot{m}_{\text{аэр}} = \frac{\pi D_i^2}{r} \int_0^{H_{\text{ж}}} q_w^{\text{исп}}(x) dx. \quad (3.51)$$

Массовый расход на испарение при обдуве поверхности раздела натекающей струей можно определить из соотношения

$$\dot{m}_{\text{стру}} = \frac{F_{\text{п}}}{r} \left\{ \alpha_{31} [T_{\text{стру}}(H) - T_{\text{ж}}(x_{\text{ж}} = 0)] - \lambda_{\text{ЭФ}} \left( \frac{\partial T_{\text{ж}}}{\partial x_{\text{ж}}} \right)_{x_{\text{ж}}=0} \right\}. \quad (3.52)$$

Здесь  $F_{\text{п}}$  – площадь контакта струи с поверхностью раздела. Эффективный коэффициент теплопроводности  $\lambda_{\text{эфф}}$  можно определить на основе идеи Прандтля о "пути смешения" (см. разд. 3.1.2):

$$\lambda_{\text{эфф}} = \lambda_m + c_p \rho l^2 / \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} /,$$

где  $\lambda_m$  – коэффициент молекулярной теплопроводности. Производная  $\frac{\partial T_{\text{ж}}}{\partial x_{\text{ж}}}$  вычисляется при решении уравнения нестационарной теплопроводности.

Простые оценки показывают, что поступающего в стенки бака теплового потока от газовой подушки достаточно, чтобы испарить жидкую пленку практически мгновенно. Поэтому массовый расход пара от испарения жидкой пленки на горизонтальных и вертикальных стенках представить можно в виде

$$\dot{m}_{\text{пл}} = \pi D_i V_1 \rho_{\text{ж}} \delta_{\text{в}} + \left( \frac{dS_{\text{арм.г}}}{d\tau} \delta_{\text{г}} + \frac{dS_{\text{арм.в}}}{d\tau} \delta_{\text{в}} \right) \rho_{\text{ж}}. \quad (3.54)$$

Здесь  $\delta_{\text{в}}$  и  $\delta_{\text{г}}$  – толщина пленки на вертикальных и горизонтальных поверхностях соответственно, определяемая соотношениями [6]

$$\delta_{\text{в}} = V_1^{0,667} \frac{\nu^{0,667}}{g^{0,5}} \left( \frac{\rho}{\sigma} \right)^{0,167}; \quad \delta_{\text{г}} = 0,6 \sqrt{\frac{\sigma}{\rho g}},$$

где  $V_1$  – скорость опускания поверхности раздела;  $\frac{dS_{\text{арм}}}{d\tau}$  – изменение площади поверхностей арматуры, омываемой жидким компонентом при полной заправке.

Испарение перегретого компонента возможно при условии, что его температура  $T_{\text{ж}}$  будет превышать на некоторую величину  $\Delta T_{\text{пер}}$  температуру насыщенных паров  $T_s(p_6)$ , соответствующую давлению пара в парогазовой подушке. Применительно к комплексу внутрибаковых процессов испарение перегретой криогенной жидкости происходит при снижении давления в парогазовой подушке и наличии расслоенной области и сопровождается повышением давления до  $p_s(T_3)$ . Тогда приращение массы пара при испарении перегретой жидкости может быть записано в виде

$$\Delta m_{\text{пер}} = \frac{[p_s(T_3) - p_6] V_6}{R_{\text{см}} T_{\text{ср}}}.$$

Поскольку вскипание перегретой жидкости происходит лавинообразно, то при численном решении можно положить, что прирост массы пара  $\Delta m_{\text{пер}}$  происходит за шаг интегрирования  $\tau$  и тогда

$$\dot{m}_{\text{пер}} = \begin{cases} \frac{[p_s(T_3) - p_b]V_b}{R_{\text{см}}T_{\text{ср}}\tau} & \text{при } T_3 \geq T_s(p_b) + \Delta T_{\text{пер}}; \\ 0 & \text{при } T_3 < T_s(p_b) + \Delta T_{\text{пер}}. \end{cases} \quad (3.55)$$

Таким образом, соотношения (3.50) – (3.55) определяют все возможные механизмы испарения и позволяют рассчитать суммарный расход пара  $\dot{m}_{\text{исп}\Sigma}$ , вносящий существенный вклад в изменение давления в парогазовой подушке  $p_b(\tau)$  в соответствии с уравнением (3.48).

При натекании на поверхность раздела осесимметрическая струя преобразуется в веерную, на которую действуют две силы: подъемная или архимедова  $F_{A_r}$ , а также сила, обусловленная некоторой разностью давлений  $\Delta p = p_b - p_{\text{стр}}$ . Пока скорость веерной струи создает перепад давлений  $\Delta p$ , компенсирующий влияние подъемной силы, струя движется радиально. На некотором диаметре  $D_n = 2r_{\text{отр}}$  при равенстве сил  $F_{A_r} = F_{\Delta p}$  начинается отрыв струи. Радиус отрыва струи может быть определен из равенства сил с привлечением известных закономерностей преобразования осесимметрической струи в радиальную при ее натекании на перпендикулярно расположенную поверхность жидкости. С учетом теплообмена радиальной струи с поверхностью раздела газ – жидкость соотношение, определяющее радиус отрыва струи  $r_{\text{отр}}$ , имеет вид (рис. 3.22)

$$\frac{0,019W_{mx}^2H}{2g} = r_{\text{отр}} [1 + \frac{2,817R}{H} (\frac{r_{\text{отр}}}{0,22H} - 1)] [0,0497H + \\ + 0,16r_{\text{отр}}] [\frac{R_g}{R_{\text{см}}T_{\text{в.ч}}} (T_{\text{стр*}} - \frac{\alpha_{31}(r)(T_{\text{стр}} - T_{\text{ж}})\pi r_{\text{отр}}^2}{\dot{m}_{\text{стр*}}c_{p\text{стр}}}) - 1], \quad (3.56)$$

$$\text{где } \dot{m}_{\text{стр*}} = \dot{m}_{\text{вх}} \frac{H}{R_0} 0,045.$$

Вторым уравнением, определяющим динамику температурного поля стенок бака, является уравнение баланса тепла для цилиндрической оболочки длиной  $\Delta x$ :

$$(c\rho\delta)_{\text{ст}}D_{\text{ср}} \frac{dT_{\text{ст}}}{dt} = \\ \alpha_{32}D_i(T_g - T_{\text{ст}}) + q_w D_e. \quad (3.57)$$

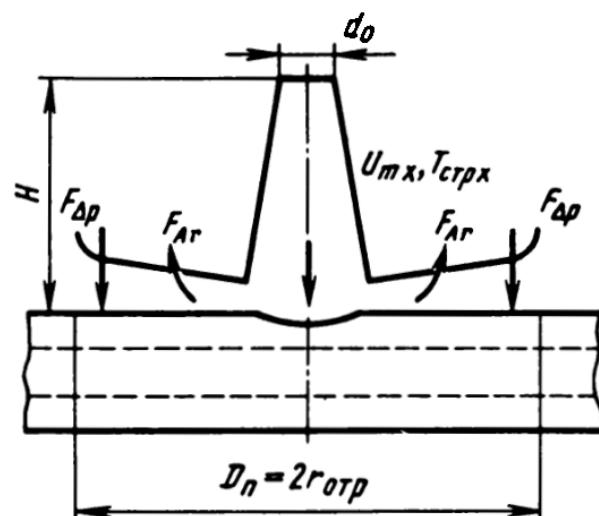


Рис. 3.22. Схема отрыва веерной струи (условие отрыва  $F_{\Delta p} = F_{A_r}$ )

При достаточно малых размерах элемента оболочки осевым перетеканием тепла можно пренебречь.

Изменение массы газа и пара в объеме газовой подушки определяется уравнениями

$$\begin{aligned}\frac{dm_{\Gamma}}{dt} &= \dot{m}_{вх} - g_{\Gamma} \dot{m}_{ДПК}; \\ \frac{dm_{\Pi}}{dt} &= \dot{m}_{исп\Sigma} - g_{\Pi} \dot{m}_{ДПК}.\end{aligned}\tag{3.58}$$

Здесь  $g_{\Gamma}$  и  $g_{\Pi}$  – массовые доли газа и пара в объеме парогазовой подушки соответственно,  $\dot{m}_{ДПК}$  – массовый расход парогаза через дренажно-преждохранильный клапан (ДПК).

Наконец, изменение температуры жидкости в осевом направлении определяется уравнением нестационарной теплопроводности

$$\frac{\partial T_{ж}}{\partial \tau} = \alpha_{\text{ЭФ}}(\tau) \frac{\partial^2 T_{ж}}{\partial x_{ж}^2}.\tag{3.59}$$

Таким образом, динамика внутрибаковых процессов определяется системой дифференциальных уравнений (3.48), (3.57), (3.58) и (3.59), которую необходимо дополнить начальными и граничными условиями. Начальные условия:  $\tau = 0$ .

$$T_{\Gamma}(0) = T_{\Gamma_0}; p_{\delta}(0) = p_{\delta_0}; m_{\Gamma}(0) = m_{\Gamma_0};$$

$$m_{\Pi}(0) = m_{\Pi_0}; V(0) = V_0; H(0) = H_0;$$

$$x \geq H_0; T_{ct} = T_{ж}(x); T_{ж}(0) = T_{ж_0}(x);$$

$$x < H_0; T_{ct}(0) = T_{ct0}.$$

Границное условие:  $x_{ж} = 0$ .

$$\lambda_{\text{ЭФ}}(t) \frac{\partial T_{ж}}{\partial x_{ж}} + \sum_{i=1}^3 q_i - (\dot{m}_{\text{конц}} + \dot{m}_{\text{стр}} + \dot{m}_{\text{пер}}) \frac{4r}{\pi D_i^2} = 0;$$

если  $L_{в.ч} > H$ ,

$$\text{то } q_1 = \alpha_{31} \frac{F_{\Pi}}{\pi D_i^2} (T_{\text{стр}} - T_{ж}, x_{ж}=0);$$

4

при  $L_{в.ч} \leq H$   $q_1 = 0$ ;

если  $L_{в.ч} > H$ ,

$$\text{то } q_2 = \alpha_{32} = \frac{\left( \frac{\pi D_i^2}{4} - F_{\Pi} \right)}{\frac{\pi D_i^2}{4}} [T(H) - T_{x_{jk}, x_{jk}=0}],$$

$$\text{при } L_{v,4} \leq H \quad q_2 = \alpha_{32} [T(H) - T_{x_{jk}, x_{jk}=0}],$$

$$q_3 = q_{\text{аэр}} \frac{\frac{\pi D(H_{jk} - X_{\text{grp}})}{\pi D_i^2} + \frac{\pi D}{\pi D_i^2} \int_{x_{jk}=0}^{X_{\text{grp}}} [q_{\text{аэр}} - q_{\text{аэр}}^{\text{исп}}(x)] dx}{\frac{4}{4}}$$

Рассмотренная в настоящем разделе физико-математическая модель внутрибаковых процессов бака реализована численно в виде двух программ расчета на ЕС ЭВМ. Первая программа без учета массообменных процессов позволяет рассчитывать процесс вытеснения горячим газом высококипящего компонента из цилиндрической емкости, вторая программа учитывает рассмотренные выше массообменные процессы.

Обе программы работают в двух режимах. Первый режим предусматривает определение давления в баке  $p_b(\tau)$  при заданных функциях расхода  $\dot{m}_{bx}(\tau)$ , температуры  $T_{bx}(\tau)$  и объемного расхода жидкости  $\dot{V}(\tau)$ . Второй режим рассчитывает расход  $\dot{m}_{bx}(\tau)$ , обеспечивающий заданный закон изменения давления  $p_3(\tau)$ :

$$\dot{m}_{bx} = \bar{\dot{m}}_{bx} + \Delta \dot{m} = \frac{p_3 \dot{V}}{(\bar{R} \bar{T})} + k \frac{(p_3 - p_{bi}) \dot{V}_i}{(RT)_i},$$

где  $(\bar{R} \bar{T})$  – среднее значение работоспособности газа-вытеснителя, обеспечивающее заданное давление  $p_3$ ;  $(RT)_i$  – текущее значение работоспособности газа-вытеснителя;  $k$  – коэффициент "усиления", определяемый из условия поддержания давления в баке  $p_3$  с определенной точностью. Пусть давление в баке должно поддерживаться с точностью до  $\Delta p_{\text{точ}}$ . Это означает, что за шаг интегрирования  $\Delta \tau$  изменение давления при всех условиях не должно превышать  $\Delta p_{\text{точ}}$ :

$$\dot{m}_{bx} \Delta \tau = \frac{\Delta p_{\text{точ}} V_b}{(RT)_i} = \Delta \tau \left[ \frac{p_3 \dot{V}}{(RT)} + k \frac{(p_3 - p_{bi}) \dot{V}_i}{(RT)_i} \right].$$

Отсюда коэффициент усиления  $k$  определяется как

$$k = \frac{V_b \Delta p_{\text{точ}}}{\dot{V}(p_3 - p_{bi}) \Delta \tau} - \frac{p_3}{(p_3 - p_{bi})}.$$

На рис. 3.23 приведены результаты сравнения расчетов по вышеперечисленным

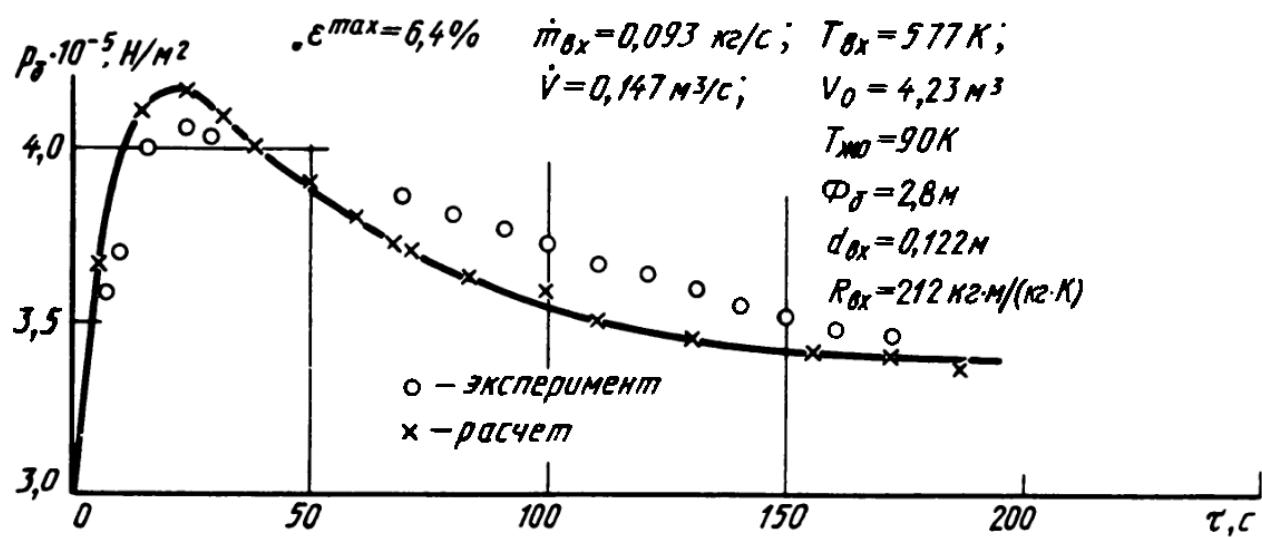
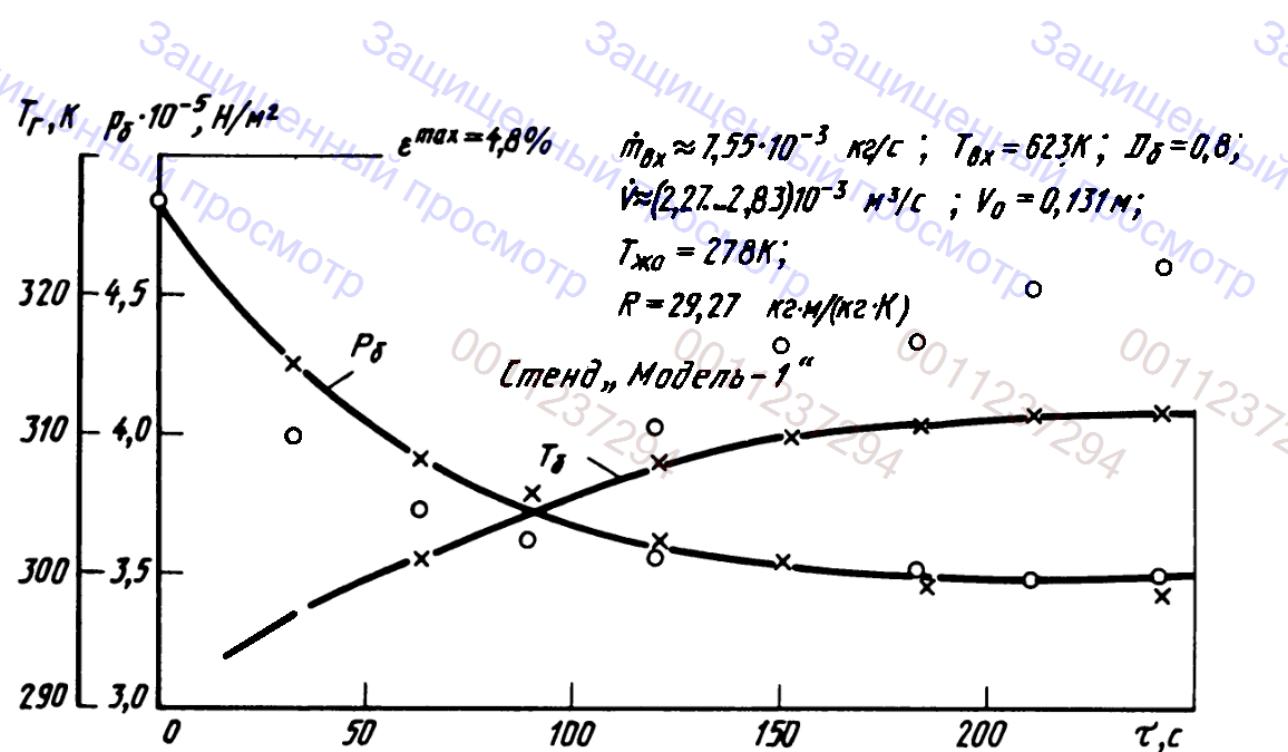
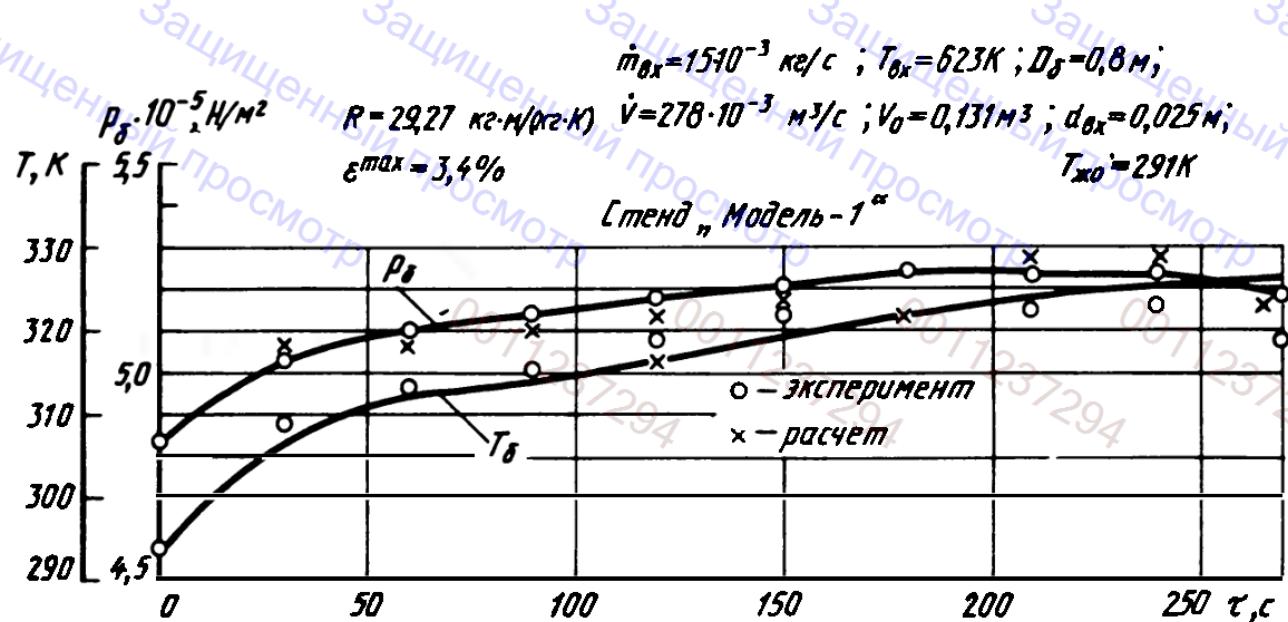


Рис. 3.23. Сравнение расчетных данных с экспериментальными

женной физико-математической модели с экспериментальными данными. Максимальная ошибка в определении  $p_b(\tau)$  не превышает 4,8 % для случая вытеснения воды подогретым воздухом и 6,4 % – для вытеснения жидкого кислорода подогретым гелием. Программа расчета написана на языке Фортран-IV. Три минуты расчета на ЕС-1033 соответствуют 200 с физического процесса.

### 3.2. НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ПРОЦЕССЫ В ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Процесс функционирования агрегатов ПГС ДУ, в результате которого достигается конечная цель (реализация потребного импульса тяги с учетом всех ограничений), является динамическим процессом.

Принципиально все рабочие процессы, протекающие в агрегатах ПГС ДУ во времени, являются нестационарными. Однако степень нестационарности рабочих процессов на каждом из этапов реализации потребного импульса тяги существенно различна.

На маршевых режимах работы параметры агрегатов ДУ поддерживаются заданными в области малых отклонений. Динамический анализ этих процессов проводится с помощью системы линейных дифференциальных уравнений, которые не учитывают нестационарности рабочих процессов, а рассматривают их как квазистационарные. Результаты этих анализов хорошо (или удовлетворительно) совпадают с опытными данными, что позволяет сделать вывод о малосущественном влиянии нестационарности на характер изменения этих процессов в области малых отклонений.

Совсем по иному обстоит дело с оценкой влияния нестационарности процессов при описании неустановившихся режимов работы агрегатов ЖРДУ. К ним относятся запуск, останов и глубокое изменение режимов работы ЖРДУ.

Попытка описания этих процессов с помощью системы линейных дифференциальных уравнений, исключающих влияние нестационарности, приводит к динамическим погрешностям в пределах 40 – 60 %, а нередко и к существенному качественному отличию расчетных данных от экспериментальных.

Даже описание этих процессов системой нелинейных дифференциальных уравнений для приемлемой сходимости расчетных и экспериментальных результатов требует идентификации нелинейной модели по отношению к опытным данным. При этом для отыскания поправок к коэффициентам уравнений, составляющих нелинейную модель процесса запуска ЖРД, ... "потребовалось провести на ЦВМ около 40 вариантов расчета" ([23] с. 127). Проведенные оценки хотя и косвенно, но убедительно показывают существенное влияние нестационарных процессов на неустановившихся режимах работы ЖРДУ.

Предварительный анализ нестационарных процессов с помощью системы линейных дифференциальных уравнений оказывает существенную помощь в оценке частных решений, полученных в результате численного решения системы нелинейных дифференциальных уравнений. В инженерной практике успех принятых решений определяется разумным сочетанием аналитического, обладающего четкостью физических представлений, и числового, обладающего повышенной точностью решений, методов.

В дальнейшем под нестационарными режимами работы агрегатов ПГС ДУ будем понимать неустановившиеся режимы их работы – запуск и останов двигателя.

При описании этих процессов уделим основное внимание техническим средствам их реализации.

### 3.2.1. ЗАПУСК ЖРДУ

Запуск ЖРДУ является первым процессом, определяющим способность агрегатов ПГС ДУ к выполнению намеченной программы процесса их функционирования. Основное отличие процесса запуска от других этапов работы ДУ состоит в том, что в процессе его реализации имеют место большие градиенты изменения параметров. В газогенераторах и камерах ДУ в процессе запуска градиенты основных параметров изменяются в широких пределах: давления в диапазоне 40 – 100 МПа/с; скорости движения газов – в диапазоне 200 – 4000 м/с<sup>2</sup> и температуры – 4000 К/с. Вследствие этого на агрегаты ДУ и ЛА действуют значительные силовые и тепловые нагрузки.

Как было показано в разд. 2.1.2 и 2.2.7, управление процессом запуска ЖРДУ возлагается на конечные автоматы и организацию определенной последовательности их срабатывания и взаимодействия. Поиск оптимального состава агрегатов автоматики и оптимальной циклограммы их срабатывания составляет основной этап разработки СУ ДУ, включая отработку требуемого характера взаимодействия этих агрегатов в процессе доводочных испытаний двигателя.

В каждом типе ДУ процесс запуска прежде всего характеризуется временем его протекания. Начало отсчета времени запуска ЖРДУ принято относить к моменту подачи первой команды на включение двигателя. Предварительно рассмотрим окончательный этап запуска – запуск камеры двигателя, который начинается с момента поступления топлива в камеру.

На рис. 3.24 показаны характерные виды запусков ЖРД.

Изменения относительной величины тяги (или давления в камере двигателя) начинаются после периода запаздывания воспламенения топлива. При этом предполагается, что кривая выгорания топлива для исходных начальных условий аппроксимируется скачком с чистым запаздыванием  $\tau_{запN}$ . Уровень настройки контрольных агрегатов автоматики показан штрихпунктирными линиями. Уровень 0,1  $p_{кN}$  контролирует фактическое

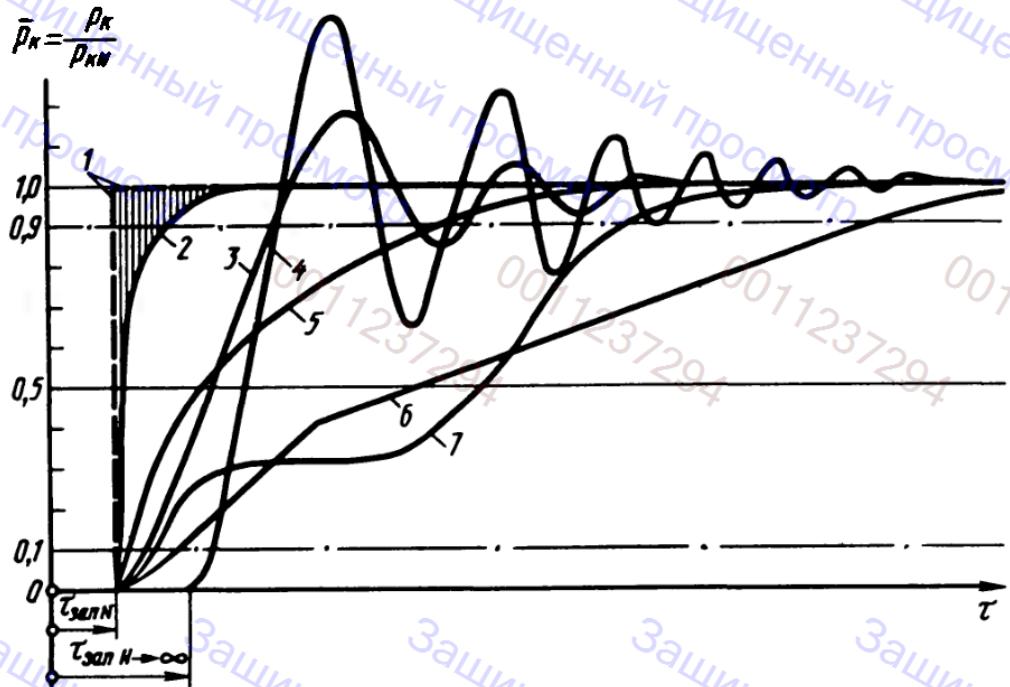


Рис. 3.24. Характерные виды запусков:

1 – идеальный; 2 – для ЖРДМТ; 3 – пушечный для атмосферных условий; 4 – пушечный в космических условиях; 5 – плавный; 6 – программированный; 7 – двухступенчатый

начало запуска; уровень<sup>1</sup>  $0,5 p_{kN}$  – переход двигателя на основную ступень запуска; уровень  $0,9 p_{kN}$  контролирует как факт состоявшегося запуска, так и его быстродействие (по отношению к уровню  $0,1 p_{kN}$ ).

Для двигателей больших тяг характерен медленный запуск. Он выполняется либо двухступенчатым (кривая 7), либо программированным (кривая 6). Медленный характер изменения тяги обусловлен ограничением перегрузок как на элементы двигателя, так и на корпус ЛА.

Для двигателей средних уровней тяг предпочтителен плавный запуск (кривая 5). Характер этого запуска близок к экспоненциальному и требует специальной организации.

Пушечный запуск (кривая 3) применяется в основном для двигателей малых или средних тяг, если в стартовый период имеет место дефицит времени, и производится путем подачи топлива на вход в камеру двигателя при номинальном давлении подачи. Поэтому в начальный период запуска в камеру поступает наибольшее количество топлива по сравнению с любым последующим режимом работы ЖРД. Вследствие этого при пушечном запуске, как правило, имеет место заброс давления и колебательный характер установления основного режима работы. Если двигатель с теми же параметрами запускать в условиях космической среды (кривая 4), то из-за увеличения запаздывания воспламенения топлива ( $t_{запN} \rightarrow \infty$ ), в началь-

<sup>1</sup> Здесь и далее индекс  $N$  относится к обозначению номинальной величины рассматриваемого параметра.

ный момент воспламенения в камере двигателя накапливается больше топлива, чем при запуске в атмосферных условиях (при  $t_{запN}$ ), и запуск двигателя становится "жестче", т.е. увеличиваются скорость нарастания давления, заброс и степень колебательности процесса установления основного режима работы.

Идеальным следует считать запуск с прямоугольным фронтом нарастания давления (пунктирные прямые 1). Ближе всего к идеальному реализуется запуск ЖРДМТ (кривая 2). Этому способствует малый объем камеры и заклапанных полостей двигателя и терmostатирование топлива в его форсуночной и клапанных полостях (или прогрев этих полостей от предыдущего включения), которое уменьшает запаздывание воспламенения топлива до исходного значения несмотря на то, что ЖРДМТ включается в условиях космической среды.

Разность площадей между идеальным и реальными процессами запуска (на рис. 3.24 заштрихованная площадь) представляет собой энергетические потери импульса тяги двигателя в процессе запуска, обусловленные как вынужденной необходимостью (намеренным растягиванием процесса запуска), так и существенной нестационарностью рабочих процессов на этом этапе.

Естественно, что чем меньше общая длительность включения двигателя, тем большая доля энергетических потерь реализуется во время пускового периода.

Рассмотренные виды запусков относились к главному энергетическому звену ДУ – камере двигателя. Однако запуску камеры предшествует довольно длительная и сложная подготовка приведения ее к предпусковому состоянию.

В системах с вытеснительной подачей топлива предварительно следует произвести наддув баков с топливом, заполнить все магистрали топливом и подвести топливо к главным топливным клапанам.

В системах с насосной подачей топлива, кроме предварительного наддува баков, необходимо предварительно привести ротор ТНА во вращение.

Очевидно, подготовительные процессы в ДУ, предшествующие предпусковому состоянию камеры двигателя, будут доминирующими во времени и энергоемкими.

Очевидно также, что наиболее длительным и энергоемким будет подготовительный этап запуска ДУ с насосной подачей топлива. Рассмотрим этот этап более подробно.

Для предварительного вращения ротора ТНА в ЖРДУ чаще других устройств применяются пиростартеры. Пиростартеры представляют собой пиротехнические шашки, которые устанавливаются перед соплами основной или вспомогательной (пусковой) турбины. Пиростартеры способны за короткий отрезок времени создать необходимый расход газа с высокой температурой для предварительного вращения ротора ТНА.

Пиростarterный запуск чаще всего применяется в насосных системах питания без дожигания, турбины которых выполняются с высоким перепадом давлений (активного типа).

Для ДУ с дожиганием генераторного газа пиростартерный запуск требует специальной установки дополнительных пусковых турбин, так как пороховые газы, содержащие твердые частицы, могут привести к засорению форсунок газогенератора.

В двигательных установках с дожиганием газов, турбины которых выполняются с низким перепадом давлений (реактивного типа), возможен запуск без применения пиростартера путем питания газогенератора в предстартовый период топливом из баков самотеком. Однако время бесстартового запуска примерно вдвое больше, чем стартерного, и в зависимости от назначения и типа системы питания ДУ может быть выбран любой из них.

Так, например, для ДУ, показанной на рис. 2.16, естественным является выбор бесстартового запуска. Для этого при закрытых клапане 1 и дросселе 3 открывается главный клапан горючего 12. Водород поступает из топливного бака самотеком в рубашку охлаждения камеры двигателя, где он нагревается от ее стенок, и далее попадает в турбину, газовод 11 и в камеру. Поскольку в газоводе 11 в предпусковой период противодавление отсутствует, то при перепаде давлений, соответствующих давлению в баке, турбина начинает вращать насосы. При этом перепад давлений на турбине возрастает, так как насосы горючего увеличивают давление перед турбиной. Предварительное вращение ротора ТНА продолжается в период времени, необходимый для достижения частоты вращения ротора примерно 0,1 – 0,15 номинального уровня. После этого открывается главный клапан окислителя 1, через который кислород попадает в камеру двигателя.

В момент открытия клапана 1 включается система электрического зажигания, и окислитель, попадая в камеру двигателя, воспламеняется с горючим. Двигатель выходит на предварительную ступень запуска, давление в камере повышается, что соответственно уменьшает перепад давлений на турбине. В первый момент запуска камеры это может вызвать некоторое понижение частоты вращения турбины, однако затем частота вращения ротора ТНА продолжает увеличиваться, так как водород в рубашке охлаждения начинает получать дополнительное тепло. Необходимый темп увеличения частоты вращения ротора ТНА при выходе на номинальный режим может определяться программным открытием дросселя 3.

Выбор вида запуска для ДУ с дожиганием генераторного газа устанавливается в процессе доводочных испытаний ДУ и определяется требованием необходимой стабильности его воспроизведения (если не наложено никаких ограничений на время пускового этапа).

На рис. 3.25 показаны характерные изменения во времени относительной величины частоты вращения ротора ТНА  $\bar{n} = n/n_N$  и относительного изменения давления в камере  $\bar{p}_k = p_k/p_{kN}$ .

Текущее время стартерного запуска на этом рисунке также приведено в относительном масштабе  $\bar{\tau}_{\text{ст}} = \frac{\tau}{t_{\text{пуск.ст}}}$ , где  $t_{\text{пуск.ст}}$  – полное время запуска двигателя с помощью пиростартера, а  $\tau_{\text{ст}}$  – время работы собственно пиростартера.

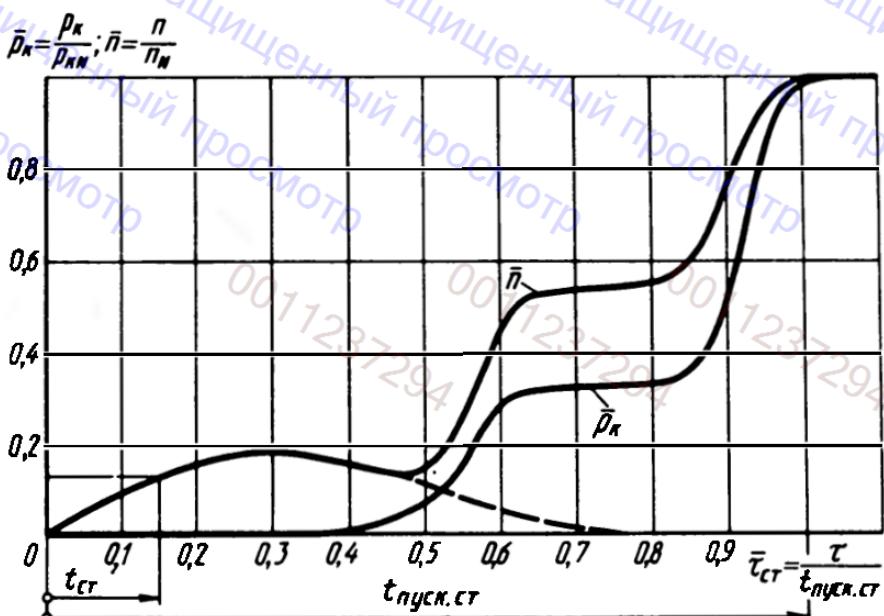


Рис. 3.25. Изменение основных параметров ДУ с дожиганием газа после турбины при стартерном запуске

Из рисунка видно, что пиростартер работает примерно 15 % от полного времени запуска и обеспечивает предварительное увеличение частоты вращения ротора ТНА до уровня, примерно равного 20 % его номинального значения. Открытие главных топливных клапанов в момент достижения этого уровня ( $\approx 0,3\bar{\tau}_{\text{ст}}$ ) обеспечивает подачу топлива в камеру двигателя и вызывает в ней процесс повышения давления.

К этому моменту времени ТНА работает от собственного газогенератора. Повышение давления в камере способствует уменьшению частоты вращения ротора, так как уменьшается перепад давлений на турбине при условно постоянной температуре в газогенераторе. В действительности температура в газогенераторе в этот момент имеет значительный заброс (до 300 %) и носит довольно сложный характер изменения во времени [23]. Если в момент спада частоты вращения ( $\approx 0,5\bar{\tau}_{\text{ст}}$ ) заброса температуры генераторного газа не происходит, то возможен отказ в виде энергетического "незапуска". На рис. 3.25 эта ситуация обозначена пунктирной кривой.

При благоприятном сочетании факторов ТНА, а за ним и камера двигателя выходят на предварительную ступень запуска. Далее агрегаты автоматики определяют переход ТНА и камеры на конечную ступень запуска.

На рис. 3.26 показаны изменения во времени тех же параметров для бесстартерного запуска той же ДУ. Текущее время запуска, обеспеченного самотеком топлива из баков, на этом рисунке приводится в масштабе без-

размерного времени  $\bar{\tau}_{\text{сам}} = \frac{\tau}{t_{\text{пуск.сам}}}$ , где  $t_{\text{пуск.сам}}$  – полное время запуска двигателя, обеспеченного самотеком топлива из баков.

Из рис. 3.26 видно, что процесс заливки топливных магистралей самотеком составляет 50 % полного времени запуска. Темп процесса увеличе-

Рис. 3.26. Изменение основных параметров ДУ с дожиганием газа после турбины при бесстартерном запуске (самотеком)

ния частоты вращения ротора ТНА на предварительную ступень сначала вялый (медленный), а затем возрастающий (без провалов). Этот характер изменения частоты вращения ротора ТНА объясняется тем, что первым агрегатом, вступающим в работу в процессе запуска, является газогенератор (а не ТНА, как это было при стартерном запуске).

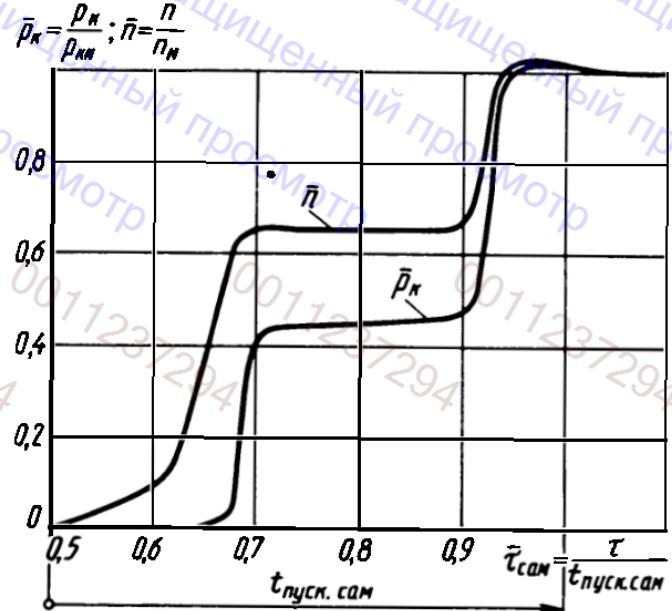
Вступление первым в работу газогенератора обеспечивает быстро возрастающий перепад давления на турбине при постоянной температуре генераторного газа. Необходимая при этом задержка включения камеры, которая обеспечивает начало ее работы на участке прогрессивного темпа нарастания частоты вращения ротора ТНА, производится средствами агрегатов автоматики. В результате бесстартерный запуск ДУ реализует более жесткий выход двигателя на предварительную ступень, но одновременно с этим устраняет на этом этапе аномальную возможность отказа в виде энергетического "незапуска". После предварительной ступени, с помощью агрегатов автоматики, двигатель переходит на конечную ступень запуска.

Естественно, что при заливке магистралей самотеком часть компонентов топлива теряется безвозмездно. Некоторая часть этой потери компенсируется вследствие того, что оказываются ненужными пусковая турбина и пиростартер. Однако самый большой недостаток бесстартерного запуска состоит в том, что его время приблизительно вдвое больше времени стартерного запуска.

На вторых и особенно третьих ступенях ракетного комплекса бесстартерный запуск ДУ затрудняется вследствие отсутствия перегрузок после расстыковки с предыдущей ступенью и заметного влияния невесомости (на третьих ступенях). Поэтому запуск ДУ второй и третьей ступеней часто проводят, используя импульс последействия ДУ предыдущей ступени или применяют вспомогательные двигатели для создания искусственных перегрузок.

В любом из рассмотренных случаев запуска в начальный момент включения газогенератора необходимо средствами автоматики обеспечивать опережение подачи того компонента топлива, с избытком которого работает газогенератор.

Как было указано выше, пиростартерный запуск получил преимущественное распространение в ДУ без дожигания. Это обстоятельство обусловлено тем, что в практике все ДУ такого типа оснащены газогенератором, ра-



ботающим с избытком горючего, а турбины ТНА выполняются с высоким перепадом давлений (активного типа). Это позволяет устанавливать пиростартеры непосредственно на основные турбины ТНА и использовать главное преимущество пиростартеров – высокое давление продуктов сгорания пирозарядов.

Чаще всего насосные системы питания без дожигания применяются для маневренных беспилотных ЛА, для которых всегда имеет место дефицит времени на запуск двигателя. Для такого типа ДУ одним из основных вопросов является сокращение времени запуска, т.е. форсирование процесса запуска. Естественным в этих условиях является применение пушечного запуска камеры. При этом время выхода ТНА на номинальный режим работы, как самого инерционного звена в ДУ, приобретает определяющее значение.

Рассмотрим вопрос форсирования темпа частоты вращения ротора ТНА с помощью пиростартера в процессе запуска ДУ. Примем уравнение динамики ТНА, как это было показано в работе [4], в виде следующего выражения:

$$\frac{2\pi J_{\text{TNA}}}{\left(\frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n}\right)} \frac{d\bar{n}}{d\tau} + \bar{\Delta n} = \frac{\frac{\partial M_T}{\partial p_T} p_T N}{\left(\frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n}\right) n_T N} \bar{\Delta p}_T,$$

где  $\frac{2\pi J_{\text{TNA}}}{\left(\frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n}\right)}$  =  $T$  – постоянная времени ТНА;

$$\frac{\frac{\partial M_T}{\partial p_T} p_T N}{\left(\frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n}\right) n_T N} = K \text{ – коэффициент усиления.}$$

С учетом этих обозначений имеем

$$T \frac{d\bar{n}}{d\tau} + \bar{\Delta n} = K \bar{\Delta p}_T. \quad (3.60)$$

Решение этого уравнения имеет вид

$$\bar{\Delta n}(\tau) = K \bar{\Delta p}_T \left(1 - e^{-\frac{\tau}{T}}\right). \quad (3.61)$$

Примем, что при форсировании темпа частоты вращения ротора ТНА коэффициент  $T$  и  $K$  остаются постоянными величинами. Это положение справед-

ливо, если процесс увеличения частоты вращения ротора ТНА считать квазистационарным, при котором выполняется условие

$$\frac{\partial M_H}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n} = \text{const},$$

а связь момента турбины с давлением перед турбиной линейна, т.е.  $\partial M_T / \partial p_T = \text{const}$ . Примем оба эти предположения для качественной оценки анализа форсирования темпа частоты вращения ротора ТНА при воздействии на этот темп со стороны давления перед турбиной.

С этой целью проанализируем характер изменения частоты вращения роторной части ТНА согласно решению (3.61) линейного уравнения (3.60).

Поскольку уравнение (3.60) линейное, а его решение в форме (3.61) во времени характеризуется экспоненциальной кривой, то при давлении перед турбиной  $p_{TN}$  его относительная величина будет соответствовать значению  $\Delta p_T = 1$ , а конечный уровень частоты вращения ротора будет равен номинальному значению  $n_N$ , т.е.  $\Delta n = 1$ . Эти условия позволяют использовать решение уравнения динамики ТНА в форме (3.61) на этапе запуска в размерных координатах.

Если в процессе запуска ДУ в момент времени  $\tau_0$  (рис. 3.27) подана команда на запуск ТНА, а давление газа при срабатывании пиростартера равно  $p_{TN}$  и поддерживается в процессе запуска постоянным, то на вход ТНА подается ступенчатый сигнал (поз. 1 на рис. 3.27, б).

В ответ на этот сигнал роторная часть ТНА увеличивает частоту вращения ротора по экспоненциальному закону (поз. 2 на рис. 3.27, а), которая соответствует решению (3.61) уравнения динамики (3.60).

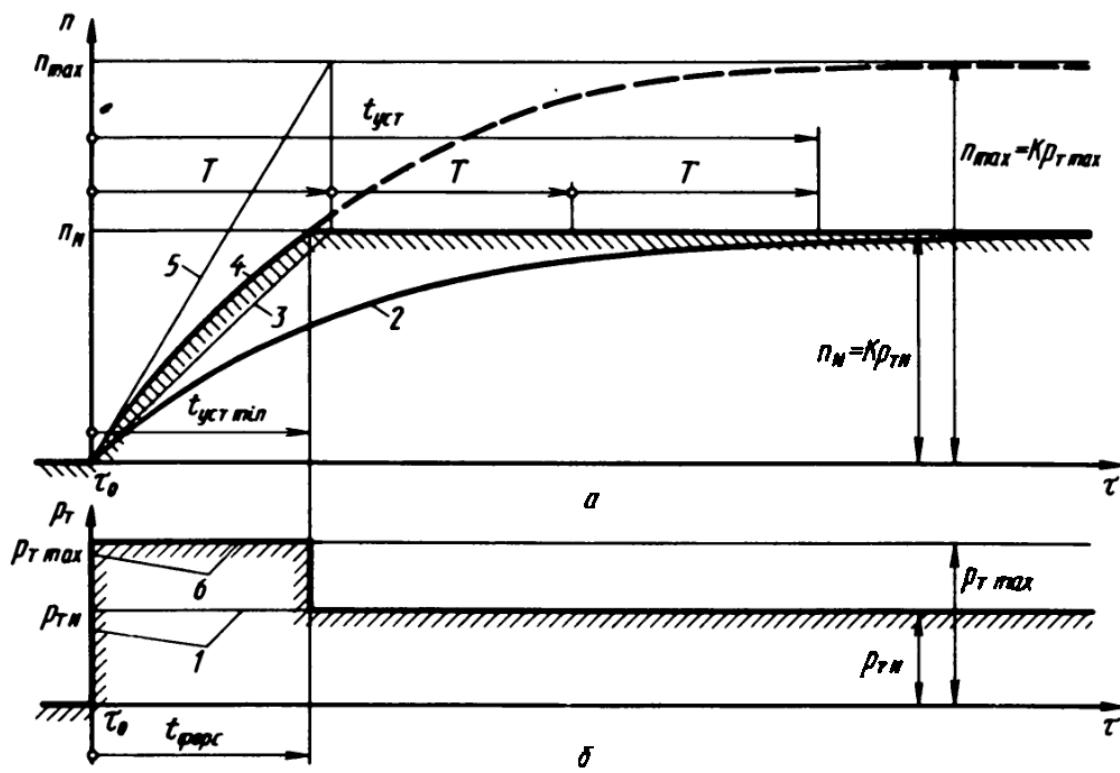


Рис. 3.27. Формирование циклограмм изменения давления перед турбиной (а) и частоты вращения ротора ТНА (б) при форсировании темпа раскрутки ТНА

Согласно решению (3.61) линейного дифференциального уравнения динамики ТНА частота вращения ротора достигает номинальной величины  $n_N$  бесконечно долго ( $\Delta n = 1$  при  $\tau \rightarrow \infty$ ). Однако для практической оценки время установления  $t_{\text{уст}}$  номинального режима при линейном описании динамики ТНА в технике принимают равным трем постоянным времени ( $t_{\text{уст}} \approx 3 T$ ). При этом погрешность оценки установившейся номинальной частоты вращения не превышает пяти процентов ( $\Delta n_N = 5\%$ ).

Если кривая изменения частоты вращения ротора 2 построена согласно выражению (3.61), то для определения постоянной времени  $T$  к кривой 2 проводят касательную в точке  $\tau_0$  до ее пересечения с асимптотой  $n = n_N$  (прямая 3 на рис. 3.27, *a*). Проекция этой касательной на ось времени соответствует величине  $T$ .

В самом деле, если записать выражение (3.61) в размерной форме

$$n(\tau) = K p_T (1 - e^{-\frac{\tau}{T}}) \text{ и продифференцировать его по времени } \frac{dn(\tau)}{d\tau} = \\ = K p_T \frac{1}{T} e^{-\frac{\tau}{T}}, \text{ то для времени } \tau_0 = 0, \text{ получим } \frac{dn(\tau)}{d\tau} \Big|_{\tau_0=0} = \frac{K p_T}{T},$$

что соответствует проведению касательной к кривой изменения частоты вращения ротора ТНА в точке  $\tau_0$ . Переходя в последнем выражении от

производной к приращениям, имеем  $\frac{\Delta n}{\Delta \tau} = \frac{K p_T}{T}$  или  $T = \frac{K p_T}{\Delta n} \Delta \tau$ . В рас-

матриваемом случае изменение частоты вращения ротора ТНА происходит от нуля до номинального уровня, т.е.  $\Delta n = n_N$ , а на входе давление перед турбиной соответствует номинальному значению  $p_{TN}$  и поддерживается постоянным, что приводит к определению постоянной времени через эти

величины  $T = \frac{K p_{TN}}{n_N} \Delta \tau$ . Но  $n_N = K p_{TN}$ , так как это условие определяется

как частное решение из (3.61) уравнения динамики (3.60) при  $\tau \rightarrow \infty$ . Таким образом, постоянная времени на графике переходного процесса (рис. 3.27, *a*) определяется отрезком времени, образуемым пересечением касательной 3, проведенной из начала координат к кривой 2, с уровнем номинальной частоты вращения ротора ТНА.

Если разработчика ДУ не устраивает время полного запуска ТНА (связанного с постоянной времени условием  $t_{\text{уст}} \approx 3T$ ) и требуется его уменьшение, то проще всего это достигается увеличением давления газа, подаваемого на турбину.

Предположим, что разработчики ТНА допускают запуск ТНА при максимальном уровне давления, определяемом условиями прочности турбины  $p_{\text{tmax}}$ . Тогда в пусковой период на турбину подается ступенчатый сигнал с уровнем давления  $p_{\text{tmax}}$ , которое поддерживается постоянным (поз. 6). Подставляя эту величину в решение (3.61), строим график изменения час-

тоты вращения ротора ТНА во времени (поз. 4). При этом коэффициенты  $T$  и  $K$  остаются прежними (по условию задачи они являются постоянными величинами). Вследствие этого новая экспонента 4 во всех ординатах графика будет расположена выше старой экспоненты 2 во столько раз, во сколько давление  $p_{t\max}$  больше давления  $p_{tN}$ . Новой экспоненте также будет соответствовать новый уровень установившегося режима  $n_{\max}$  и новая касательная 5, которая определяет большую крутизну экспоненты 4 в начале процесса по сравнению с экспонентой 2. Экспонента 4 вследствие большей крутизны намного раньше достигает уровня требуемой номинальной частоты вращения ротора ТНА (на рис. 3.27, б даже меньше, чем за время  $T$ ). Уровень максимально допустимого давления  $p_{t\max}$  определяет минимальное время установления номинальной частоты вращения ротора ТНА  $t_{\text{уст.мин}} = t_{\text{форс}}$  в процессе его форсирования.

Поскольку увеличение частоты вращения ротора ТНА выше уровня  $n_N$  недопустимо, то в момент времени, при котором достигается уровень  $n_N$ , необходимо уменьшить давление перед турбиной до уровня  $p_{tN}$  (рис. 3.27, б). Это обеспечит дальнейшее поддержание вращения ротора на частоте  $n_N$ .

Таким образом, при заданном превышении давления перед турбиной в пусковой период определяется необходимое время поддержания этого давления ( $t_{\text{форс}}$ ) для обеспечения форсирования темпа увеличения частоты вращения ротора ТНА. Вместе с этим определяется циклограмма срабатывания конечных автоматов (область, выделенная штриховкой на рис. 3.27, б), обеспечивающая желаемое изменение динамического процесса на этапе запуска ДУ (область, выделенная штриховкой на рис. 3.27, а).

Для ДУ однократного включения проще всего обеспечить форсирование темпа частоты вращения ротора ТНА на этапе запуска ДУ с помощью пиростартера. Определение необходимых размеров пирозаряда кроме давления и времени работы требует определения расхода газа. Он может быть определен из следующих соображений. Пусковой момент, создаваемый пирозарядом, должен преодолеть сопротивление роторной части ТНА и насосов, залитых топливом:

$$M_{\text{пуск}\Sigma} = M_{\text{пуск тна}} + M_{\text{пуск.н.}} \quad (3.62)$$

Пусковой момент сопротивления роторной части ТНА определяется из уравнения динамики

$$M_{\text{пуск тна}} = 2\pi J_{\text{тна}} \frac{dn}{d\tau},$$

которое после разделения переменных принимает вид

$$2\pi J_{\text{тна}} dn = M_{\text{пуск тна}} d\tau.$$

По условиям задачи в процессе увеличения частоты вращения ротора ТНА необходимо достижение предельной частоты  $n_N$  за время  $t_{\text{форс}}$ . Этому

случаю будет соответствовать интегрирование уравнения динамики в пределах

$$2\pi J_{\text{тна}} \int_0^{n_N} dn = M_{\text{пуск тна}} \int_0^{t_{\text{форс}}} d\tau,$$

которое дает

$$2\pi J_{\text{тна}} n_N = M_{\text{пуск тна}} t_{\text{форс}}$$

или

$$M_{\text{пуск тна}} = \frac{2\pi J_{\text{тна}} n_N}{t_{\text{форс}}}. \quad (3.63)$$

Момент сопротивления насосов в процессе увеличения частоты вращения может быть определен аппроксимацией конкретных напорных характеристик насосов и сеток КПД, нанесенных на них. В общем виде такая задача пока не решена, а для конкретных насосов требуется разработка конкретного алгоритма. Ограничимся определением потребного момента сопротивления насосов по конечным параметрам установившегося режима (с явным завышением этого момента):

$$\begin{aligned} M_{\text{пуск.н}} &= \frac{N_{\text{H}\Sigma}}{n_N} = \frac{N_{\text{H.о}}}{n_N} + \frac{N_{\text{H.г}}}{n_N} = \\ &= \frac{\dot{m}_{\text{o}} N_{\text{H}} (p_{\text{H.о}} - p_{\text{o}})}{\rho_{\text{o}} \eta_{\text{H.о}} n_N} + \frac{\dot{m}_{\text{г}} N_{\text{H}} (p_{\text{H.г}} - p_{\text{г}})}{\rho_{\text{г}} \eta_{\text{H.г}} n_N}, \end{aligned} \quad (3.64)$$

где  $N_{\text{H}}$  – мощность;  $\dot{m}$  – расход топлива;  $p_{\text{H}}$  – давление за насосом;  $p_{\text{o}}, \text{г}$  – давление на входе в насосы;  $\rho$  – плотность компонентов топлива;  $\eta_{\text{H}}$  – КПД насосов.

При определении  $M_{\text{пуск.н}}$  в (3.64) возможна подстановка усредненных параметров насосов. Поскольку пиростартер обеспечивает запуск ТНА через основную турбину, то при его срабатывании она должна обеспечивать суммарный пусковой момент, определяемый выражением

$$M_{\text{пуск}\Sigma} = \frac{N_{\text{T}} N}{n_N} = \frac{\dot{m}_{\text{T}} L_{\text{ад.т}} N \eta_{\text{T}} N}{n_{\text{T}} N}, \quad (3.65)$$

где  $\dot{m}_{\text{T}}$  – расход газов через турбину;  $L_{\text{ад.т}}$  – адиабатная работа газа;  $\eta_{\text{T}}$  – КПД турбины.

Как и в случае определения пускового момента насосов, в (3.65) присутствуют конечные параметры установившегося режима работы турбины, которые также могут быть усреднены.

Подставляя (3.63), (3.64) и (3.65) в (3.62), получаем

$$\frac{\dot{m}_T L_{\text{ад.т}} N^{\eta_T N}}{n_N} = \frac{2\pi J_{\text{тна}} n_N}{t_{\text{форс}}} + \frac{N_{\text{н}} \Sigma}{n_N}.$$

Решая баланс моментов относительно потребного расхода газа, имеем

$$\dot{m}_T = \frac{2\pi J_{\text{тна}} n_N^2}{t_{\text{форс}} L_{\text{ад.т}} N^{\eta_T N}} + \frac{N_{\text{н}} \Sigma}{L_{\text{ад.т}} N^{\eta_T N}}. \quad (3.66)$$

Расход газа, полученный в виде (3.66), необходимо обеспечить при давлении срабатывания  $p_{\text{тmax}}$  пирозаряда в течение  $t_{\text{форс}}$ . Естественно, что полученный результат на основе решения линейных и квазистационарных уравнений будет являться лишь ориентировочным и предварительным для описания нестационарных процессов. Однако он оказывается весьма полезным для сравнения с более точными численными решениями, если удается разработать их алгоритмы.

Рассмотренный выше случай форсирования темпа увеличения частоты вращения ротора ТНА в период запуска ДУ является одним из немногих, поддающихся предварительной аналитической оценке, из множества нестационарных процессов, протекающих в ДУ на этом этапе.

Большинство проблем, возникающих на этапе запуска ДУ, решается в процессе опытной доводки в основном методом проб и ошибок. Преимущество предварительного исследования состоит в том, что оно на этапе опытной доводки ДУ представляет разработчику целенаправленный выбор вариантов, основанных на предварительном анализе ожидаемых результатов, применение которых в практике способствует экономии времени и средств, затрачиваемых на опытную доводку двигательной установки.

### 3.2.2. ОСТАНОВ ЖРДУ

Останов ЖРДУ относится к существенно нестационарным процессам, которые вызываются срабатыванием конечных автоматов в ответ на команду выключения двигателя.

Выключение любого теплового двигателя всегда сопровождается особым характером его теплового состояния. ЖРДУ не является исключением из этого правила. Вследствие предельно высоких тепловых и механических нагрузок ЖРДУ оказывается более чувствительным к последствиям выключения своих агрегатов, чем другие типы тепловых двигателей.

По действию конечных автоматов останов ДУ можно характеризовать как процесс, обратный запуску. Это утверждение по существу характера протекания процессов оказывается неверным, так как начальные условия запуска и останова существенно различны, как и процессы, вызываемые в ДУ прямым и обратным срабатыванием конечных автоматов.

Процессы, возникающие в ДУ при останове, рассматриваются с двух позиций. Первая из них, внешняя по отношению к ДУ, оценивает процесс

останова ДУ с позиций выполнения полетной задачи летательным аппаратом – формирования потребного импульса тяги с необходимой точностью. Вторая, внутренняя для ДУ, оценивает процесс останова с точки зрения его безаварийного протекания.

С позиции выполнения полетной задачи ЛА этап останова ДУ рассматривается как помеха, затрудняющая формирование потребного импульса тяги с необходимой точностью. Дело в том, что тщательно подготовленный системой РКС момент времени для формирования команды на останов двигателя исходит из фактического условия достижения конечной скорости ЛА, равной заданному значению. Но после реализации этой команды (после закрытия главных топливных клапанов) двигатель формирует дополнительный импульс тяги в результате догорания топлива, оставшегося в его полостях за клапанами.

После закрытия главных топливных клапанов процесс опорожнения заклапанных полостей двигателя от оставшегося в них топлива происходит при значительных градиентах изменения давлений и температур, которые вызывают попеременное изменение фазового состояния топлива. В этих условиях процесс догорания остатков топлива складывается хаотично, а формируемый этим процессом импульс тяги будет неопределенным (не-стабильным).

Импульс тяги, реализуемый после закрытия главных топливных клапанов, называется импульсом последействия двигателя (ИПД).

Неопределенность ИПД как раз и является помехой, затрудняющей формирование потребного импульса тяги с необходимой точностью.

Чувствительными к нестабильности ИПД оказываются все ДУ, выполняющие задачи управления движением центра масс ЛА и управления ориентацией осей ЛА с помощью ЖРДМТ.

Для успешного выполнения полетных задач кроме стабильности также требуется минимизация величины ИПД.

С позиций безаварийной организации останова ДУ необходимо оценить возможные опасности протекания рабочих процессов на этом этапе.

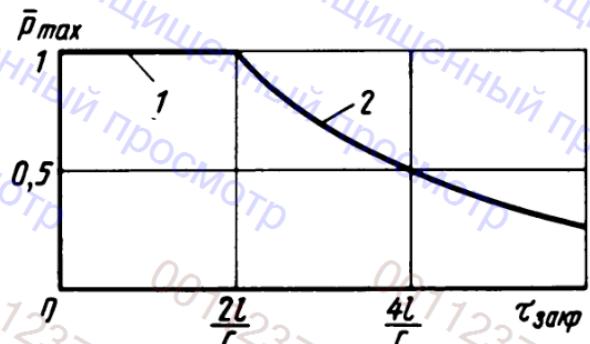
Первая опасность возможного разрушения элементов ДУ возникает в процессе закрытия топливных клапанов, сопровождаемого явлением гидроудара. Полный или частичный гидроудары возникают в трубопроводах систем питания элементов ДУ при срабатывании клапанов останова, полностью перекрывающих трубопроводы.

Известно, что при быстром перекрытии трубопровода вследствие сжимаемости жидкости ее торможение происходит послойно, начинаясь от закрытого конца и перемещаясь к открытому со скоростью распространения возмущений. Отраженная от свободного конца трубопровода волна давления с той же скоростью возвращается к закрытому концу. Такой гидроудар называется полным. Для этого условия Н.Е. Жуковским была получена формула максимального давления полного гидроудара

$$P_{\max} = \rho_{ж} V_0 C,$$

где  $\rho_{ж}$  – плотность жидкости;  $V_0$  – исходная скорость движения жидкости.

Рис. 3.28. Зависимость относительного максимального давления гидроудара от времени закрытия клапана



ти по трубопроводу перед его закрытием;  $C$  – скорость распространения ударной волны (эффективная скорость звука).

По Н.Е. Жуковскому для круглой тонкостенной трубы

$$C = \sqrt{\frac{E_{ж}}{\rho_{ж} \left(1 + \frac{D_{тр}}{\delta_{ст}} \frac{E_{ж}}{E_{ст}}\right)}},$$

где  $E_{ж}$  – модуль объемной упругости жидкости;  $E_{ст}$  – модуль упругости материала стенки;  $D_{тр}$  – внутренний диаметр трубопровода;  $\delta_{ст}$  – толщина стенки.

Для компонентов ракетных топлив  $C \approx 500 \dots 1500 \text{ м/с}$  ( $V_0 \approx 10 \text{ м/с}$ ).

При полном гидроударе время пробега ударной волны  $\tau = 2l/C$ , где  $l$  – длина трубопровода, а условие реализации полного гидроудара отвечает неравенству  $\tau_{закр} \leq \tau$ , где  $\tau_{закр}$  – время полного закрытия клапана, т.е. отраженная от свободного конца трубопровода волна давления должна встретить закрытый конец трубопровода.

Если к моменту прихода отраженной волны клапан частично открыт, т.е.  $\tau_{закр} > \tau$ , то энергия отраженной волны частично погашается и гидроудар получается частичным (неполным). Для этого случая максимальное давление неполного гидроудара определяется по формуле Мишо<sup>1</sup>.

$$p_{\max} = \rho_{ж} V_0 C \frac{\tau}{\tau_{закр}}, \quad (3.67)$$

где время  $\tau_{закр}$  может принимать ряд целых и промежуточных значений:  $\tau_{закр} = 2l/C; 4l/C; 6l/C$  и т.д.

После подстановки в (3.67) условия  $\tau = 2l/C$  видно, что максимальное давление при неполном гидроударе прямо пропорционально длине трубопровода и обратно пропорционально времени закрытия клапана.

На рис. 3.28 показано изменение относительного максимального давления гидроудара  $\bar{p}_{\max} = \frac{p_{\max}}{\rho_{ж} C V_0}$  в зависимости от времени закрытия клапана

<sup>1</sup> Формула Мишо применима лишь для случаев, когда ход клапана по времени реализует линейный закон торможения скорости жидкости (возможны квадратичный, экспоненциальный и другие законы торможения скорости жидкости, реализуемые при посадке клапана на седло).

пана. Прямая 1 получена по формуле Жуковского, кривая 2 – по формуле Мишо.

Приведенная на рис. 3.28 зависимость максимального давления гидроудара от времени закрытия клапана демонстрирует противоречие между требованиями уменьшения ИПД и сохранением элементов ДУ от возможного разрушения. Уменьшение ИПД обеспечивается минимальным временем закрытия клапанов, а предохранение элементов ДУ от чрезмерных нагрузок требует плавного (медленного) закрытия тех же клапанов.

Для примера можно отметить, что в ДУ систем ориентации КЛА для обеспечения необходимой точности управления движением ЛА относительно его центра масс требуется минимальное время закрытия клапанов ЖРДМТ, которое составляет примерно 3 – 4 мс. При давлении подачи топлива в двигатели в диапазоне  $(15 - 20) \cdot 10^5$  Па в коллекторах питания этих двигателей после их выключения обнаруживаются колебания давления с амплитудой  $(70 - 100) \cdot 10^5$  Па. Для устранения динамических перегрузок в топливных магистралях и клапанных агрегатах в трубопроводы устанавливают активные или реактивные гасители колебаний [24]. Активные гасители колебаний в виде дроссельных пакетов обычно устанавливают непосредственно на входе в двигатель. Реактивные гасители колебаний в виде ответвленных резонаторов обычно устанавливают на топливных магистралях вблизи топливных баков.

Вторая опасность возможного разрушения элементов ДУ возникает в камере двигателя после прекращения подачи топлива в форсуночную головку и тракт охлаждения камеры. Вследствие запаздывания выгорания топлива и значительного объема камер в момент прекращения подачи топлива в жидкостных полостях давление падает быстрее, чем в газовых. При этом возможен заброс горячих продуктов сгорания в полости форсуночной головки, последствием которого может быть их разрушение. Предотвращению такой ситуации способствует организация поддержания давления в жидкостных полостях двигателя путем организации проливок или продувок в начальный момент закрытия клапанов. Устранению этого явления также способствует медленный темп закрытия клапанов останова.

Третья опасность возможного разрушения камеры при резком останове топлива в тракте охлаждения камеры возникает вследствие того, что к моменту выключения огромные тепловые потоки, поступающие со стороны огневой стенки камеры, способны в наиболее нагретой части не только изменить фазовое состояние топлива, но и перегреть тонкую стенку сверх допустимой нормы вплоть до прогара. Предотвращение этого явления требует специальной организации проливки тракта охлаждения камеры в процессе останова ДУ или продувки тракта охлаждения газом.

Четвертая опасность возможного разрушения камеры двигателя на этапе останова ДУ состоит в том, что при срыве пламени в процессе опорожнения камеры от продуктов сгорания при несамовоспламеняющемся топливе возможно избыточное его накопление и последующее самопроизвольное воспламенение от нагретых элементов конструкции. При этом возмож-

ны нерасчетные забросы давлений, которые при перегретых элементах камеры двигателя могут привести к потере прочности ее нагретых оболочек (например, к прижатию внутренней оболочки к наружной).

В процессе останова ДУ возможны и другие аномальные явления, и для безопасного останова ДУ необходимо применение специальных мер для их предотвращения.

Рассмотрим характерные этапы, составляющие процесс формирования импульса последействия двигателя. На рис. 3.29 показаны эти этапы и характер изменения давления в камере в процессе реализации двигателем импульса последействия.

Импульс последействия начинает формироваться с момента подачи команды на останов двигателя (с момента  $\tau_{ком}$ ). Однако на некотором этапе 1 эта команда запаздывает. Это время в основном определяется запаздыванием срабатывания приводных устройств главных топливных клапанов. В пневмоприводах их рабочие цилиндры должны наполниться газом, и в пироприводах должна разогреться спираль накаливания. Время запаздывания пневмоприводов находится в диапазоне 0,05 – 0,15 с, а пироприводов – в диапазоне 0,001 – 0,015 с и может быть уточнено в зависимости от их размеров.

Этап 2 соответствует срабатыванию топливных клапанов. Время срабатывания пневмоклапанов примерно равно 0,01 с, а пиоклапанов 0,001 с. Однако и в этот период изменения тяги не происходит, хотя к концу хода клапана топливо в камеру не поступает. Это объясняется физико-химическими свойствами ракетных топлив, которые сгорают не в момент поступления в камеру, а после характерного для каждого вида топлива времени запаздывания воспламенения. Для самовоспламеняющихся топлив это время лежит в диапазоне 0,001 – 0,003 с, а для несамовоспламеняющихся –

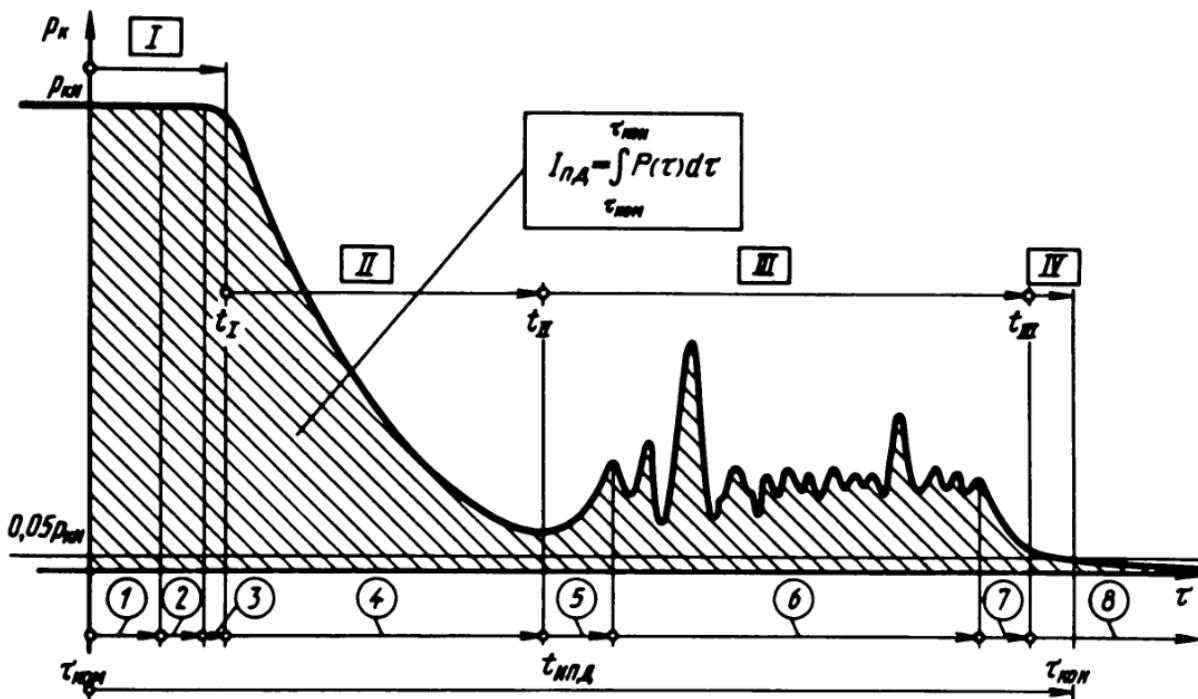


Рис. 3.29. Изменение давления в камере при выключении двигателя и характерные этапы формирования импульса последействия

в диапазоне  $0,005 - 0,01$  с. Вследствие этого весь процесс во времени как бы сдвигается вправо на время  $\tau_{\text{зап.топл}}$  (этап 3).

Следует отметить, что запаздывание воспламенения топлива связано с режимом работы камеры соотношением  $\tau_{\text{зап.топл}} = \tau_0/p_k$ , где  $\tau_0$  – исходное запаздывание при нормальных (атмосферных) условиях, а  $\tau_{\text{зап.топл}}$  – с учетом режима работы ДУ. Поэтому в приведенных выше числовых диапазонах следует при анализе ИПД ориентироваться на меньшие значения этих величин. На практике из осцилограмм испытаний двигателей, использующих самовоспламеняющееся топливо, этап 3 выделить не удается даже при выключении двигателя с уровня низких давлений ( $p_{kN} \approx 10 \cdot 10^5$  Па).

Этап 4 характеризуется резким спадом давления. На этом этапе происходит опорожнение камеры двигателя от продуктов сгорания топлива. Ориентировочно (в линейном приближении) примем выражение для постоянной времени камеры двигателя в виде [4]

$$T = \frac{\frac{V_k}{\gamma + 1}}{\frac{F_{kp}RT_k}{F_{kp}\sqrt{\gamma RT_k} \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\gamma - 1}}} = \frac{\beta V_k}{F_{kp}RT_k} = \frac{\beta L_{\text{прив}}}{R T_k},$$

где  $V_k$  – объем камеры двигателя;  $F_{kp}$  – площадь критического сечения сопла;  $T_k$  – температура газов в камере двигателя;  $R$  – газовая постоянная;  $\gamma$  – показатель адиабаты расширения продуктов сгорания в сопле;  $\beta$  – расходный комплекс;  $L_{\text{прив}}$  – приведенная длина камеры.

Тогда можно определить полное время опорожнения как  $\tau_{\text{опор}} \approx 3T$ . При этом сам процесс изменения давления в период этапа 4 без учета запаздывания воспламенения топлива предполагается экспоненциальным и записывается в виде

$$p_k(\tau) = p_{kN} e^{-\frac{\tau}{T}}.$$

Такое приближение справедливо, если считать, что  $\beta$ ,  $R$  и  $T_k$  не зависят от давления в камере двигателя, а в период опорожнения в камеру остатков топлива из заклапанных полостей не поступает. Если эти предположения оказываются грубыми, то необходимо составить нелинейное дифференциальное уравнение с переменными коэффициентами и для каждого конкретного случая получить его частное решение с помощью ЦВМ.

Практика показывает, что для камер малых размеров предположение о близком к линейному характере процесса опорожнения является справедливым вследствие малого времени этого процесса. При этом продукты сгорания покидают камеру в "замороженном" состоянии.

Процесс опорожнения камеры двигателя на этапе 4 заканчивается при снижении давления до уровня давления насыщенных паров одного из компонентов топлива. В регенеративно охлаждаемых двигателях первым начи-

нает парообразование компонент, находящийся в тракте охлаждения камеры.

С этого момента начинается этап 5 наполнения камеры паром охлаждающего компонента топлива. Через некоторый момент времени начинается выпаривание второго компонента топлива из полости форсуночной головки двигателя. Этот момент определяется временем, за которое давление в форсуночной полости падает до давления насыщенных паров топлива, находящегося в ней.

Поскольку пары топлива создают избыточное давление в форсуночных полостях, то под их воздействием в камеру подается топливная парожидкостная эмульсия, так как в течение этапа 5 полного испарения топлива в заклапанных полостях двигателя не происходит. С момента подачи парожидкостной эмульсии второго компонента топлива (из форсуночной полости) в камеру происходит их смешивание и воспламенение от контакта с нагретой поверхностью стенки.

С этого момента начинается этап 6 нерасчетного процесса горения эмульгированного топлива. Процесс горения на этом этапе хаотичен, поэтому возможны отдельные забросы (хлопки) и спады давления, которые практически не прогнозируются. Время этого процесса также неопределенно. Он может продолжаться секунды и десятки секунд (1 – 70 с в зависимости от объема заклапанных полостей двигателя, определяемых в том числе и габаритами камеры).

Этап 6 заканчивается после опорожнения одной из заклапанных полостей двигателя. Окончание этого этапа сопровождается вторичным опорожнением камеры двигателя (этап 7); формирование импульса последействия заканчивается процессом выпаривания компонента топлива, оставшегося в избытке (этап 8).

Для оценки влияния ИПД на точность выполнения полетных задач ЛА необходимо определить его величину. Величина импульса последействия определяется как интеграл тяги во времени на этапе формирования этого импульса:

$$I_{\text{ИПД}} = \int_{\tau_{\text{ком}}}^{\tau_{\text{кон}}} P(\tau) d\tau.$$

На рис. 3.29 величина ИПД характеризуется заштрихованной площадью. Поскольку окончание процесса ИПД с учетом выпаривания компонента топлива, оставшегося в избытке, становится неопределенным, так как процесс выпаривания происходит по асимптотической кривой, то определяют такую величину тяги (или давления), начиная с которой оставшаяся часть ИПД становится несущественной. На рис. 3.29 эта величина соответствует 5 % номинального значения давления в камере двигателя. В данном случае время достижения этого уровня в процессе изменения давления на этапе 8 формирования ИПД определяет конечный интервал интегрирования  $\tau_{\text{кон}}$ . Таким образом определяется и полный интервал времени существенного влияния ИПД –  $t_{\text{ИПД}}$ .

В инженерной практике становится важным определение величины ИПД в процессе эскизного проектирования ДУ, т.е. его определение по чертежу двигателя и по основным проектным параметрам ДУ. С этой целью принято разбиение процесса ИПД на характерные участки, которые упрощают вычисление полного интеграла тяги по времени, заменяя его суммой интегралов, каждый из которых в своем составе содержит сумму однородных либо эквивалентных процессов. Такому условию отвечает разбиение ИПД на участки I–IV, показанные на рис. 3.29. Тогда полный импульс последействия может быть представлен суммой

$$I_{\text{п.д.}} = I_{\text{I}} + I_{\text{II}} + I_{\text{III}} + I_{\text{IV}}$$

или

$$\int_{\tau_{\text{ком}}}^{\tau_{\text{кон}}} P(\tau) d\tau = \int_{\tau_{\text{ком}}}^{t_{\text{I}}} P(\tau) d\tau + \int_{t_{\text{I}}}^{t_{\text{II}}} P(\tau) d\tau + \int_{t_{\text{II}}}^{t_{\text{III}}} P(t) d\tau + \int_{t_{\text{III}}}^{\tau_{\text{кон}}} P(\tau) d\tau,$$

где наибольшую долю составляют два слагаемых:

$$I_{\text{I}} + I_{\text{III}} = (0,7 \dots 0,85) I_{\text{п.д.}}$$

Определение  $I_{\text{I}}$ ,  $I_{\text{II}}$  и  $I_{\text{IV}}$  особых трудностей не представляет. Однако вычисление  $I_{\text{III}}$  усложняется тем, что вид самого процесса и пределы интегрирования с назначенней точностью заранее (до испытаний) установить трудно. Большой вклад в определение  $I_{\text{III}}$  внес В.А. Махин, которому удалось на основе теплофизических свойств ракетных топлив и описания их взаимодействия в эмульсионном состоянии составить и решить систему нелинейных уравнений динамики существенно нестационарных процессов, происходящих на участке III ИПД. После проведенного обзора физических процессов, происходящих в ДУ на этапе формирования ИПД, можно, опираясь на особенности их протекания во времени, составить перечень необходимых мероприятий, способствующих успешному выполнению полетных задач ЛА и обеспечивающих безаварийный останов ДУ.

Мероприятия по уменьшению и стабилизации импульса последействия с целью увеличения точности воспроизведения потребного импульса тяги могут быть сформулированы в виде следующих предложений.

1. Установка главных топливных клапанов как можно ближе к форсуночной головке вплоть до отделения тракта охлаждения камеры с целью установления между ним и форсуночной головкой клапана останова.

Применение наполнителей, выполненных из стойких к топливам материалов, в свободных полостях форсуночных головок.

В общем случае любые конструктивные мероприятия по уменьшению объема заклапанных полостей двигателя способствуют уменьшению и стабилизации ИПД.

2. Понижение режима работы ДУ перед формированием команды на выключение двигателя. Перевод ДУ на пониженный режим работы может производиться ступенчато (рис. 3.30). Для двигателей, которые запуска-

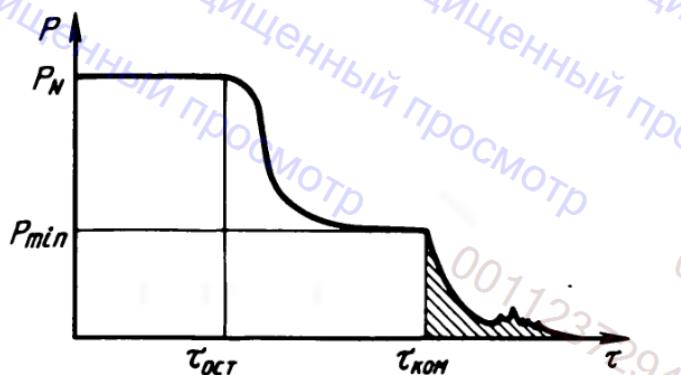


Рис. 3.30. Ступенчатое изменение режима работы ДУ перед подачей команды на выключение двигателя

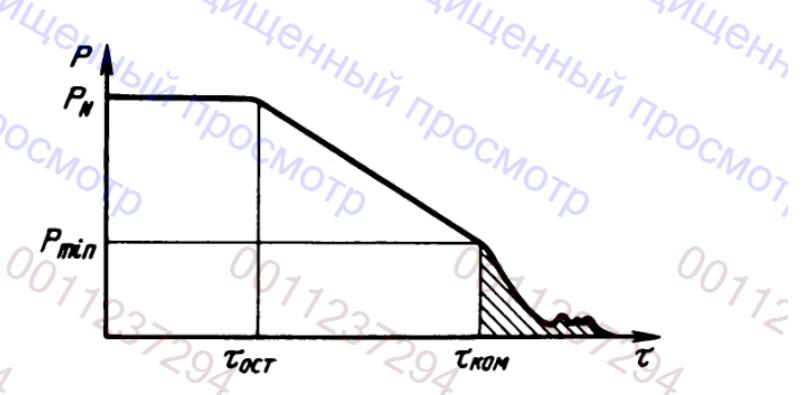


Рис. 3.31. Программное изменение режима работы ДУ перед подачей команды на выключение двигателя

лись в две ступени, естественно использование логики их включения в обратном порядке (как это имеет место в агрегатах автоматики, показанных на рис. 2.71 и 2.72). Возможно программное снижение тяги на минимальный уровень перед подачей команды на выключение двигателя (рис. 3.31). Если запуск программный, то и на режиме останова логично использовать то же устройство, работающее в обратном порядке. Предварительное понижение режима работы ДУ в несколько раз уменьшает величину ИПД.

3. Предварительное выключение основной камеры двигателя и перенос окончательного формирования потребного импульса тяги на рулевые двигатели с последующим их выключением (рис. 3.32). При такой организации процесса останова ДУ импульс последействия основного двигателя целиком входит в полезную часть потребного импульса, а его окончательная величина обеспечивается за счет импульса рулевых камер. Команда на выключение ДУ переносится на рулевые двигатели, величина импульса последействия которых меньше, чем основной камеры, в 5–10 раз. Перед выключением рулевых камер возможно понижение их режима работы. Поскольку рулевых камер несколько, то возможно также и увеличение разброса ИПД.

4. Организация продувки заклапанных полостей двигателя с дренажом остатков топлива за борт ЛА. Это мероприятие существенно снижает величину ИПД и способствует повышению стабильности его воспроизведения для всей серии двигателей. Для этого необходимо оснащение заклапанных полостей камеры продувочным и дренажными клапанами, которые устанавливаются в заклапанных полостях вблизи главных топливных клапанов (рис. 3.33). Ввод газа продувки должен быть осуществлен непосредственно в форсуночные полости двигателя. Давление продувочного газа должно быть несколько выше давления подачи топлива. В момент подачи команды на закрытие главных топливных клапанов 2 и 6 одновременно подается команда на открытие normally закрытых клапанов 1, 4, 7, которые оснащаются быстродействующими пироприводами. После закрытия топливных клапанов газ продувки вытесняет оставшееся топливо из заклапанных полостей 3 и 5 двигателя через дренажные клапаны 1 и 7. (На

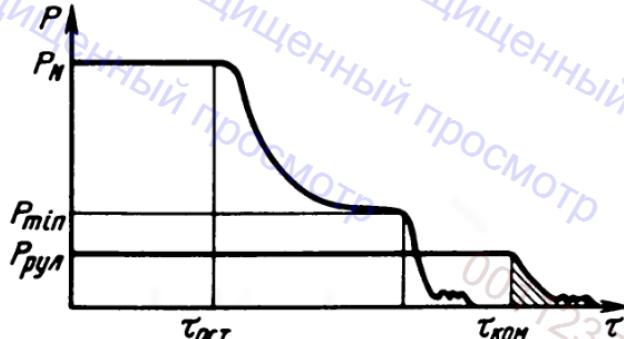


Рис. 3.32. Перенос команды выключения ДУ на рулевые двигатели

Рис. 3.33. Расстановка агрегатов автоматики для организации продувки и дренажа заклапанных полостей двигателя на этапе останова:

- 1 – дренажный клапан окислителя;
- 2 – главный клапан окислителя;
- 3 – заклапанная полость окислителя;
- 4 – продувочный клапан;
- 5 – заклапанная полость горючего;
- 6 – главный клапан горючего;
- 7 – дренажный клапан горючего

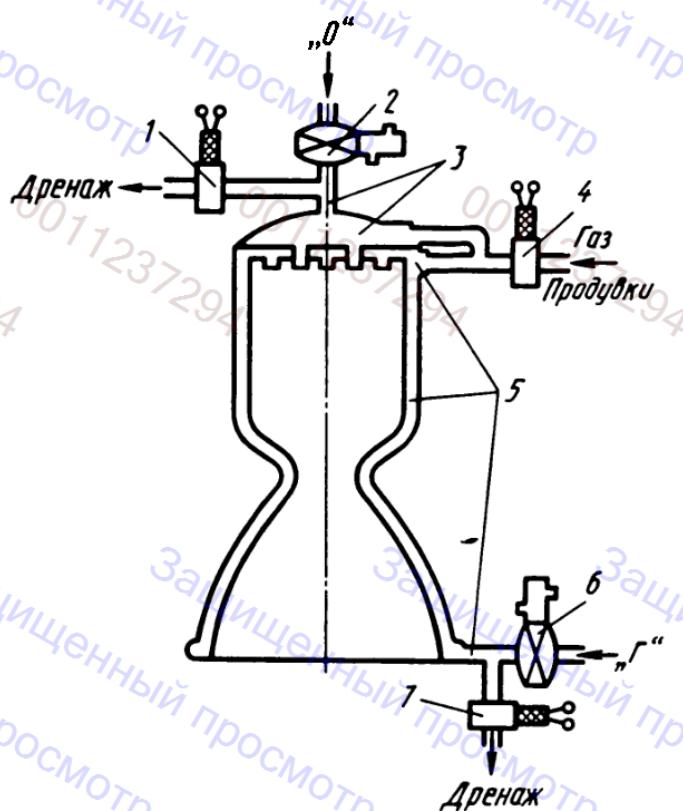


рис. 3.33 главные топливные клапаны 2 и 6 показаны в закрытом состоянии, а клапаны 1, 4, 7 – в открытом.) Этим действием продувочный газ препятствует попаданию основной части топлива из заклапанных полостей двигателя в камеру двигателя, исключая тем самым из состава ИПД участок III (рис. 3.34), что уменьшает его величину в 2 – 3 раза. Поскольку участок самопроизвольного горения остатков топлива отличается существенной нестабильностью, то вместе с его исключением из состава ИПД повышается и стабильность воспроизведения последнего.

Движение жидкости и холодного газа в тракте охлаждения камеры после закрытия топливных клапанов также препятствует парообразованию топлива и способствует снятию чрезмерных тепловых нагрузок, возникающих вследствие останова жидкости в тракте охлаждения камеры. Таким образом, продувка с дренажем топлива из заклапанных полостей двигателя обеспечивает не только уменьшение и стабилизацию ИПД, но и безопасный останов ДУ. Впервые это мероприятие было предложено Р.С. Трофимовым.

5. Компенсация ИПД путем включения тормозных двигателей или использования газа наддува из топливных баков, создающих импульс тяги той же величины с обратным знаком (рис. 3.35). С этой целью в торцовой части ЛА устанавливают обычно РДТТ, направление тяги которых обратно направлению тяги основного двигателя. Эти двигатели включаются в момент подачи команды на выключение ДУ. Их тяга выбирается такой, чтобы при длительности работы, равной длительности ИПД, был создан импульс, равный или близкий по величине импульсу последействия основного двига-

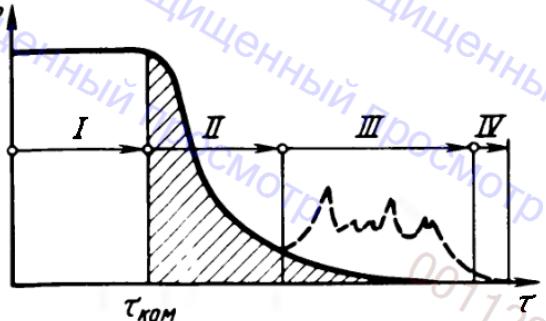


Рис. 3.34. Формирование ИПД с применением продувки и дренажа топлива из заклапанных полостей двигателя

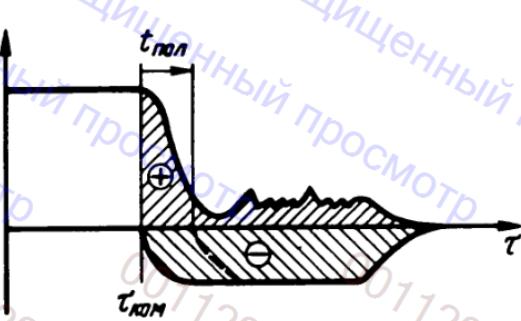


Рис. 3.35. Компенсация ИПД тормозными двигателями или использованием газа наддува из топливных баков

теля. Если при этом предполагается использование стабильной части ИПД для полезной работы перемещения ЛА, то включение тормозных двигателей смещается во времени на величину времени полезного использования ИПД  $t_{\text{пол}}$ . Применение специальных тормозных двигателей для компенсации ИПД увеличивает массу ДУ. К моменту окончания работы в топливных баках находится большое количество газа наддува с высоким уровнем энергии (особенно если он был получен из горячих газогенераторов). Подавая через сопла противотяги этот газ, можно компенсировать ИПД с тем большим энерговыделением, чем меньше давление окружающей среды.

Заканчивая обзор способов уменьшения ИПД, стоит еще раз отметить, что рекомендации по уменьшению времени закрытия главных топливных клапанов противоречат обеспечению безаварийного останова ДУ, так как предохранение элементов ДУ от чрезмерных динамических нагрузок требует медленного закрытия клапанов, а установка гасителей колебаний увеличивает массу ДУ.

Рекомендации по уменьшению объема заклапанных полостей (как один из возможных способов уменьшения ИПД) также противоречат конструктивным особенностям реализации ЖРД. Разработчики камер двигателя пока не отделили тракт охлаждения камеры от форсуночной полости (несмотря на рекомендации) с целью установки между ними клапана останова, хотя такое решение капитально могло бы решить проблему минимизации ИПД. То же самое касается наполнителей, уменьшающих свободные объемы форсуночных полостей, которые рекомендуются как средство уменьшения объема заклапанных полостей; наполнители пока не являются штатными элементами двигателя. Больше того, в ЖРДМТ, где объем заклапанных полостей определяет не только величину ИПД, но и свойства экономичности двигателя на режимах коротких включений, пока нет двигателей с нулевым объемом этих полостей, так как между камерой двигателя и клапаном необходим тепловой мост (тепловая защита).

Таким образом, противоречивые рекомендации решаются всегда в пользу вышестоящего показателя иерархической структуры распределения качественных показателей ДУ. Такими показателями следует считать надежность, способы конструктивной реализации, технологию производства и

требования эксплуатации. Задача минимизации ИПД должна быть решена без всякого ущерба по отношению к показателям высших уровней, хотя бы с выборочным использованием перечисленных выше мероприятий.

Однако в этой ситуации, кроме задачи минимизации ИПД, возникает и проблема, связанная с нестабильностью воспроизведения ИПД для серии двигателей, выпускаемых фирмой-разработчиком. Из логики работы РКС, определяющей потребный суммарный импульс тяги, и перечисленных выше мероприятий ясно, что включение ИПД в полезную часть импульса возможно при условии, что величина этого импульса заранее известна.

Если нестабильность ИПД вызывает такую погрешность в реализации суммарного импульса тяги, которая в свою очередь вызывает недопустимые погрешности выполнения полетных задач ЛА, то возникает ситуация, при которой показатели низшего уровня скачкообразно перемещаются на показатели самого высшего уровня (уровень качества выполнения полетных задач ЛА). Все показатели, которые ранее служили высшим уровнем в иерархической структуре качественных показателей ДУ, в этой ситуации теперь выступают в качестве ограничений. Таким образом рождается проблема, решение которой может быть получено лишь при снятии (или ослаблении) ограничений, которые раньше (до проблемной ситуации) выступали в качестве показателей высшего уровня. Принципиально возможно и революционное решение самой проблемы.

На рис. 3.36 показана возможная область нестабильности воспроизведения импульса последействия. Из приведенного выше описания рабочих процессов ясно, что основным источником нестабильности является участок III (см. рис. 3.29) самопроизвольного (хаотичного) процесса горения эмульгированного топлива. Этот процесс может быть исключен применением продувки заклапанных полостей двигателя с дренажем остатков топлива в них (см. рис. 3.34). При этом разброс оставшейся части ИПД (как это видно из рис. 3.36) будет определяться допустимым разбросом тяги на уровне номинального режима, предшествующего останову ДУ. Таким образом, встречные требования к обеспечению стабильности ИПД следует предъявлять к системе управления тягой ДУ на маршевом режиме работы, которая должна уменьшить допускаемый разброс номинальной тяги перед остановом ДУ, т.е. требуется ослабить ограничения со стороны внешней системы управления полетом ЛА на точность процесса формирования полного импульса тяги за счет ужесточения требований к внутридвигательной системе управления тягой ДУ.

Если встречные требования удовлетворяются, то проблема стабилизации ИПД решается (частично или полностью). Если нет, то проблема оста-

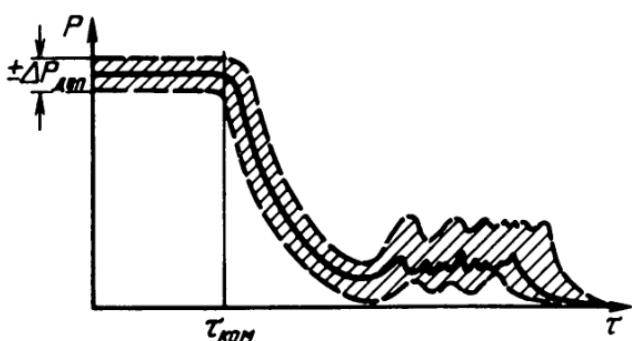
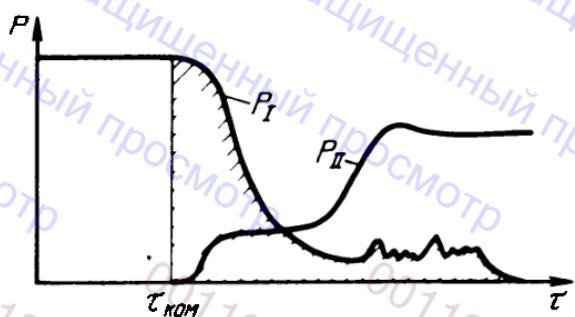


Рис. 3.36. Возможная область нестабильности воспроизведения ИПД

**Рис. 3.37. Полезное использование ИПД для обеспечения запуска последующей ступени ЛА**



ется нерешенной. В последней ситуации оказались ЖРДМТ, так как единственным регулятором тяги в их системе питания является газовый редуктор давления подачи топлива, обеспечивающий наддув бака с обоими компонентами топлива без обратной связи с тягой двигателей. Точность поддержания давления компонентов топлива на входе в двигатели обусловлена статической характеристикой этого агрегата с присущими ей разбросами, ужесточение которых пока не представляется возможным.

Необходимо обратить внимание на возможность полезного использования ИПД. При запуске ДУ второй и третьей ступеней ЛА прилив топлива к заборным устройствам баков и создание необходимых давлений на входе в насосы ТНА требует необходимых продольных перегрузок на начальном этапе запуска ДУ этих ступеней. Логично воспользоваться естественными перегрузками, вызываемыми действием ИПД от ДУ предшествующей ступени для запуска ДУ последующей ступени. На рис. 3.37 показана такая ситуация, при которой запуск второй ступени  $P_{II} = f(\tau)$  обеспечивается во время действия ИПД, реализуемого первой ступенью [ $P_I = f(\tau)$ ].

Вне зависимости от назначения ДУ на ЛА для безопасного останова ДУ необходимо:

- 1) перед остановом ДУ понизить режим работы ДУ до минимально возможного уровня тяги. Реальный диапазон изменения тяги (без применения специальных средств)  $0,3 - 0,5 P_N$ ;
- 2) назначить время закрытия клапанов из условия максимально допустимого давления гидроудара в топливных магистралях после закрытия клапанов;
- 3) для поддержания стабильного горения топлива на участке III формирования ИПД (см. рис. 3.29) повторно включить систему воспламенения горючих смесей на этапе останова ДУ или использовать самовоспламеняющееся топливо перед остановом ДУ;
- 4) организовать продувку заклапанных полостей двигателя с дренажем остатков топлива;
- 5) для обеспечения останова и последующего надежного запуска ДУ многократного включения организовать непрерывную подачу топлива через тракт охлаждения камеры в период полного времени процесса останова ДУ, т.е. организовать перепуск топлива из насоса ТНА через тракт охлаждения камеры на вход в насос.

## ГЛАВА 4 ТОПЛИВНЫЕ БАКИ

### 4.1. КОНСТРУКЦИЯ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

#### 4.1.1. НАЗНАЧЕНИЕ, СХЕМЫ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Топливные баки являются конструктивной составной частью (подсистемой) пневмогидравлической системы ЖРДУ. Они служат емкостями для размещения компонентов жидкого топлива и осуществления их подачи в камеры ЖРД. Топливные баки двухкомпонентных ЖРДУ обычно объединяются в отдельные агрегаты – баковые отсеки.

Основными конструктивными элементами топливных баков являются оболочки (обечайки) и днища, образующие емкость; устройства для забора топлива и ввода газа; заправочные и дренажные горловины; демпферы, разделители и другие устройства.

Конструкция топливных баков зависит от типа и параметров ЖРДУ и особенностей летательных аппаратов, применяемых компонентов топлива и типа системы подачи, числа включений двигателя, максимальной и минимальной величин тяги, способов ее регулирования, величин действующих продольных и поперечных перегрузок, невесомости, места размещения баков на летательном аппарате, условий их нагружения и некоторых других специфических особенностей компоновки ЖРДУ на ЛА.

К конструкции топливных баков предъявляется ряд требований:

- размещение (хранение) заданного объема компонентов топлива;
- обеспечение устойчивой подачи компонентов топлива в двигатель при всех допустимых режимах полета и колебаниях топлива в баках;
- обеспечение минимальной массы баков при выполнении условий прочности и жесткости в диапазоне действующих эксплуатационных нагрузок;
- применение оптимальных конструктивных решений, обеспечивающих прогрессивные технологические методы изготовления и испытаний;
- применение рациональной компоновки баков на летательном аппарате, обеспечивающей удобства эксплуатации и заправки топливом и создающей минимальные перемещения центра масс в процессе выработки топлива;
- изготовление из материалов, обладающих высокими удельными прочностными характеристиками, коррозионной стойкостью (для агрессивных компонентов), пластичностью при низких температурах (для криогенных компонентов).

Конструкции топливных баков в зависимости от восприятия обечайками баков внешних нагрузок разделяют на несущие (рис. 4.1, а) и ненесущие (рис. 4.1, б).

В несущих баках обечайки совмещают в себе функции стенок баков и

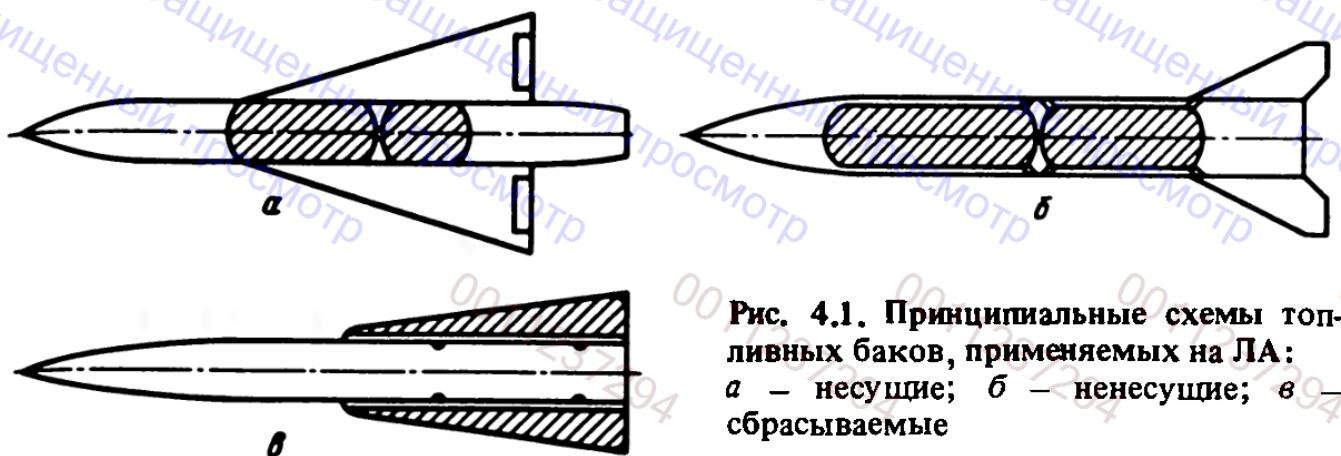


Рис. 4.1. Принципиальные схемы топливных баков, применяемых на ЛА:  
а – несущие; б – ненесущие; в – сбрасываемые

обшивки корпуса и воспринимают как внешние нагрузки на корпус летательного аппарата, так и внутреннее давление наддува баков. Создаваемые избыточным давлением наддува растягивающие напряжения в обечайках уменьшают сжимающие напряжения от внешних нагрузок, что повышает устойчивость конструкции корпуса и позволяет уменьшить толщину стенок. Поэтому в конструктивном отношении несущие баки наиболее совершенны. Их широко применяют как в маломаневренных, так и в высоко-маневренных летательных аппаратах.

Баки, устанавливаемые внутри корпуса летательного аппарата и не воспринимающие внешние нагрузки, называются ненесущими. Они обычно применяются на маломаневренных летательных аппаратах, когда конструкцию баков следует изолировать от внешнего воздействия либо по конструктивным или эксплуатационным требованиям нельзя совмещать стенки баков с обшивкой корпуса.

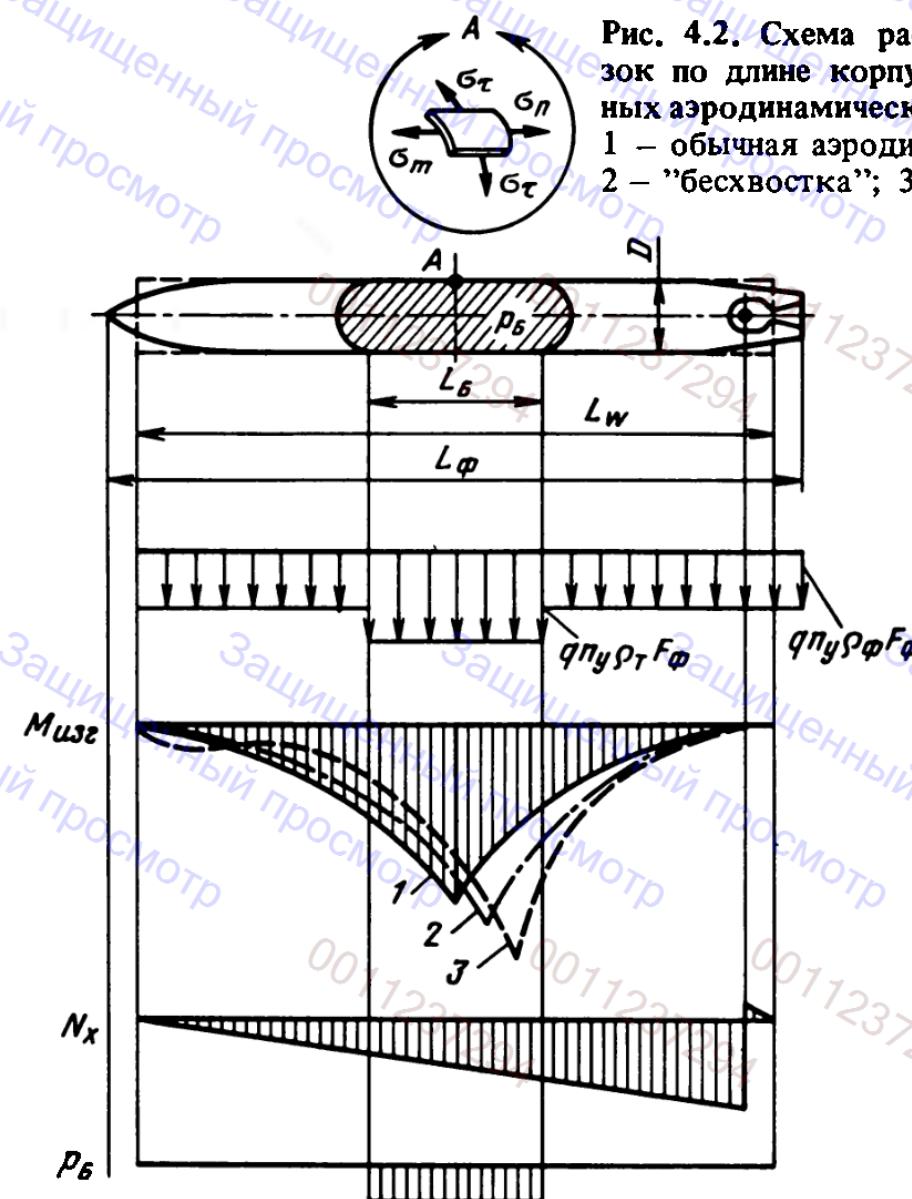
На летательных аппаратах могут применяться баки, подвешиваемые под корпусом или крылом и сбрасываемые после их опорожнения (рис. 4.1, в). Такие топливные баки позволяют уменьшить полетную массу и аэродинамическое сопротивление летательного аппарата после их сбрасывания.

Анализ действующих напряжений в обечайках несущих баков показывает, что в зависимости от соотношения величин внутреннего избыточного давления  $p_{изб}$  и внешних нагрузок, действующих на корпус летательного аппарата (изгибающего момента  $M_{изг}$ , продольных  $N_x$  и поперечных  $N_y$  сил), обечайки несущих топливных баков могут испытывать растяжение или сжатие, а при определенном сочетании этих нагрузок напряжения в обечайках баков могут полностью отсутствовать либо быть очень небольшими (рис. 4.2). Поэтому все несущие баки можно разделить на нагруженные и разгруженные.

К нагруженным бакам относятся баки ЖРДУ с вытеснительными системами подачи, так как высокое избыточное давление в этих баках создает растягивающие напряжения в обечайках, являющиеся определяющими при расчете баков на прочность.

К разгруженным бакам относятся обычно баки ЖРДУ с насосными системами подачи при невысоком избыточном давлении наддува и ограни-

Рис. 4.2. Схема распределения нагрузок по длине корпуса ЛА для различных аэродинамических схем:  
 1 – обычная аэродинамическая схема;  
 2 – "бесхвостка"; 3 – "утка"



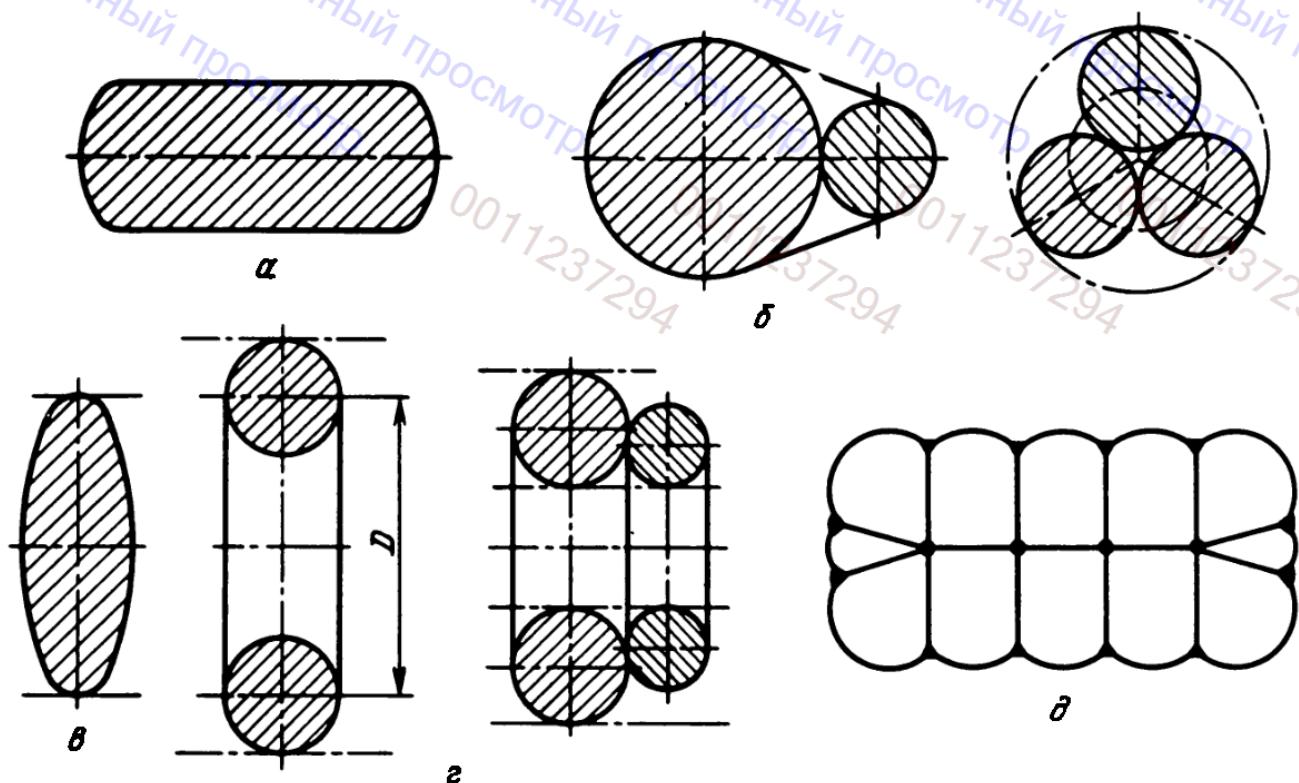
ченных внешних нагрузках. В этом случае избыточное давление в баке, растягивающее обечайки баков, уменьшает суммарные напряжения в обечайке бака до минимальных (разгружает бак).

Однако если сжимающие напряжения, создаваемые внешними нагрузками, существенно больше растягивающих напряжений от избыточного давления (характерно для высокоманевренных летательных аппаратов), то такие топливные баки относятся к нагруженным.

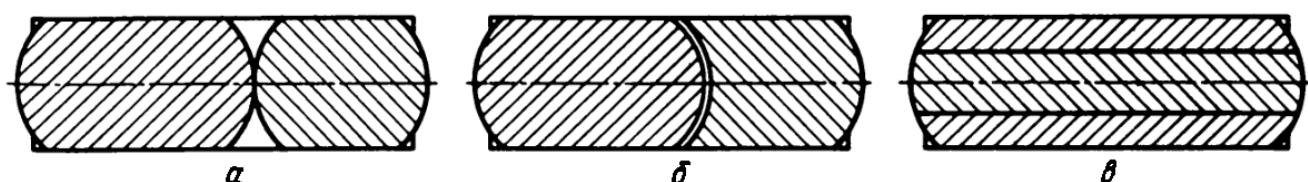
Формы топливных баков, применяемых на летательных аппаратах, разнообразны (рис. 4.3). При выборе форм баков учитываются функциональное назначение летательного аппарата, условия их оптимальной компоновки, возможность обеспечения минимальной массы баков, а также получения требуемых удобств при эксплуатации. Наибольшее распространение на летательных аппаратах получили баки цилиндрической формы (рис. 4.3, а), имеющие при заданном объеме наименьшее поперечное сечение и обеспечивающие плотную компоновку летательного аппарата. Цилиндрические баки хорошо объединяются в отдельные агрегаты – баковые отсеки (рис. 4.4). Это позволяет осуществлять производство, сборку и испытания топливных баков автономно, без остальных агрегатов летательного аппарата.

Выбор схемы соединения цилиндрических баков в баковые отсеки определяется требованиями по центровке, а также конструктивно-компоновочными особенностями летательного аппарата. Так, например, схема, представленная на рис. 4.4, в, обеспечивает высокую компоновочную плотность, однако при опорожнении баков данной схемы изменение положения центра масс летательного аппарата оказывается наибольшим, что может неблагоприятно отразиться на устойчивости движения и параметрах управления летательного аппарата.

Вопрос выбора взаимного расположения баков горючего и окислителя в топливном отсеке должен решаться исходя из требований по центровке ЛА и заданных эксплуатационных условий (например, требований по заправке баков компонентами топлива). При выборе порядка размещения баков следует учитывать, что плотность окислителей, применяемых в ЖРД двухкомпонентных топлив, обычно значительно больше плотности горючих. Поэтому взаимная перестановка баков горючего и окислителя позволяет существенно изменять положение центра масс летательного аппарата.



**Рис. 4.3. Формы баков, применяемых на ЛА:**  
**а – цилиндрический; б – шаровые; в – эллипсоидальные; г – тороидальные; д – бак, состоящий из сегментов**



**Рис. 4.4. Схемы соединения цилиндрических баков в отсеки:**  
**последовательное (а, б) и концентрическое (в) расположение баков**

Сферические баки (см. рис. 4.3, б) по сравнению со всеми другими формами баков получаются наиболее легкими. Однако плотность компоновки сферических баков в корпусе летательного аппарата существенно меньше по сравнению с цилиндрическими. Поэтому сферические баки целесообразно применять только тогда, когда их диаметры равны поперечным размерам корпуса летательного аппарата, либо существенно меньше, что позволяет создавать более плотную компоновку набором сферических баков внутри корпуса.

Эллипсоидальные (см. рис. 4.3, в) и торoidalные (см. рис. 4.3, г) баки имеют хорошие прочностные качества и при определенных условиях обеспечивают достаточно плотную компоновку (например, при применении торовых баков, если внутри торов размещается какой-либо полезный груз или проходит труба и т. д.).

Иногда в летательных аппаратах применяются баки более сложной формы. Так, например, для получения формы бака, близкой к прямоугольной, его стенки могут быть выполнены из отдельных сегментов, скрепленных между собой стяжками (см. рис. 4.3, д).

Расположение топливных баков на летательном аппарате определяется прежде всего особенностями его конструктивно-компоновочной схемы. Однако на выбор месторасположения баков прежде всего влияют требования по центровке ЛА, от которой зависят продольная устойчивость его движения и динамические характеристики управления. Исходя из этих требований топливные баки следует размещать вблизи центра масс летательного аппарата, что позволяет при выгорании топлива в полете получать минимальные изменения по центровке ЛА. Характер изменения центровки летательного аппарата по времени при выработке топлива для различных случаев расположения топливных баков по длине корпуса показан на рис. 4.5, где  $X_{m0}$  и  $X_{mk}$  – начальное и конечное положение центра масс соответственно. Изменение месторасположения баков по длине корпуса ЛА

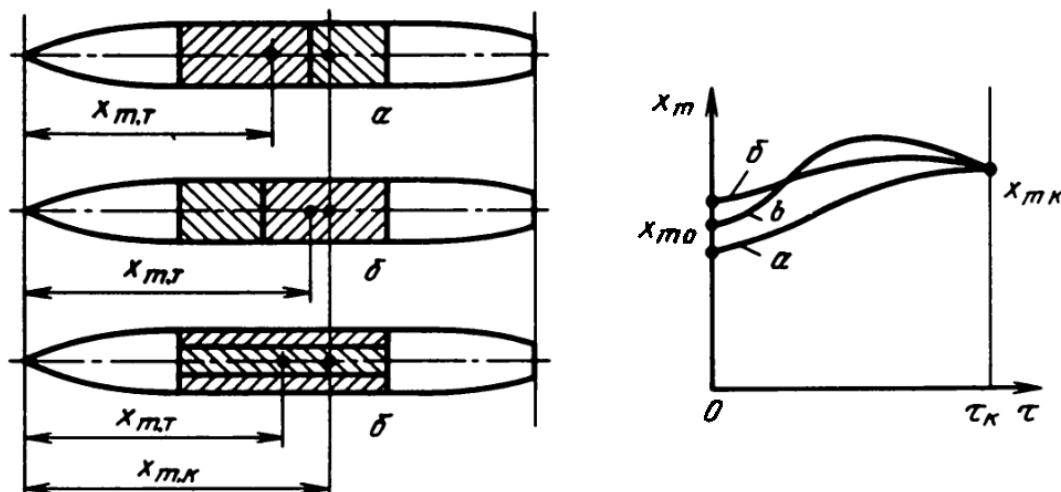


Рис. 4.5. Характер изменения центровки ЛА для различных случаев расположения топливных баков:  
а – схема "бак за баком", в переднем баке – окислитель; б – схема "бак за баком", в переднем баке – горючее; в – схема "бак в баке"

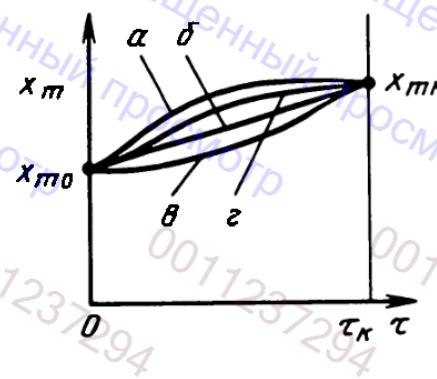
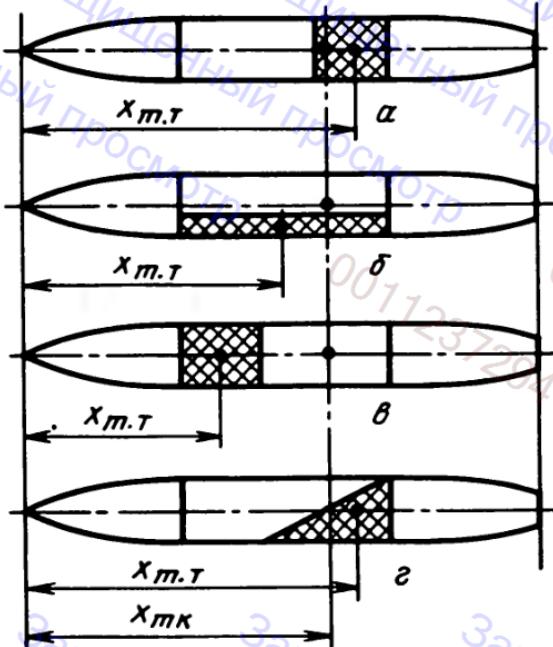


Рис. 4.6. Влияние исходного положения топлива в баке на центровку ЛА:  
а – у заднего днища; б – вдоль обечайки; в – у переднего днища;  
г – наклонно к оси ЛА

позволяет изменять начальную и конечную центровку ЛА и влиять на устойчивость его движения. Центровка ЛА по времени зависит от взаимного расположения топливных баков по длине корпуса ЛА, величины и направления действующих продольных и поперечных перегрузок, формы и компоновки топливных баков (рис. 4.6). Так, при концентрическом расположении топливных баков (см. рис. 4.5, в) положение центра масс изменяется в большей мере, чем при последовательном их расположении (см. рис. 4.5, б). Для уменьшения изменения положения центра масс топливные баки иногда разделяют на отдельные секции перегородками. Взаимная перестановка баков окислителя и горючего, имеющих разную плотность, также позволяет влиять на центровку ЛА.

Таким образом, конструктивные особенности топливных баков определяются как особенностями летательных аппаратов, так и специфическими особенностями пневмогидравлических систем ЖРДУ. Поэтому выбор проектных параметров и конструкции топливных баков должен осуществляться при проведении тщательного анализа как параметров пневмогидравлической системы ЖРДУ, так и конструкции летательного аппарата.

#### 4.1.2. УСТРОЙСТВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

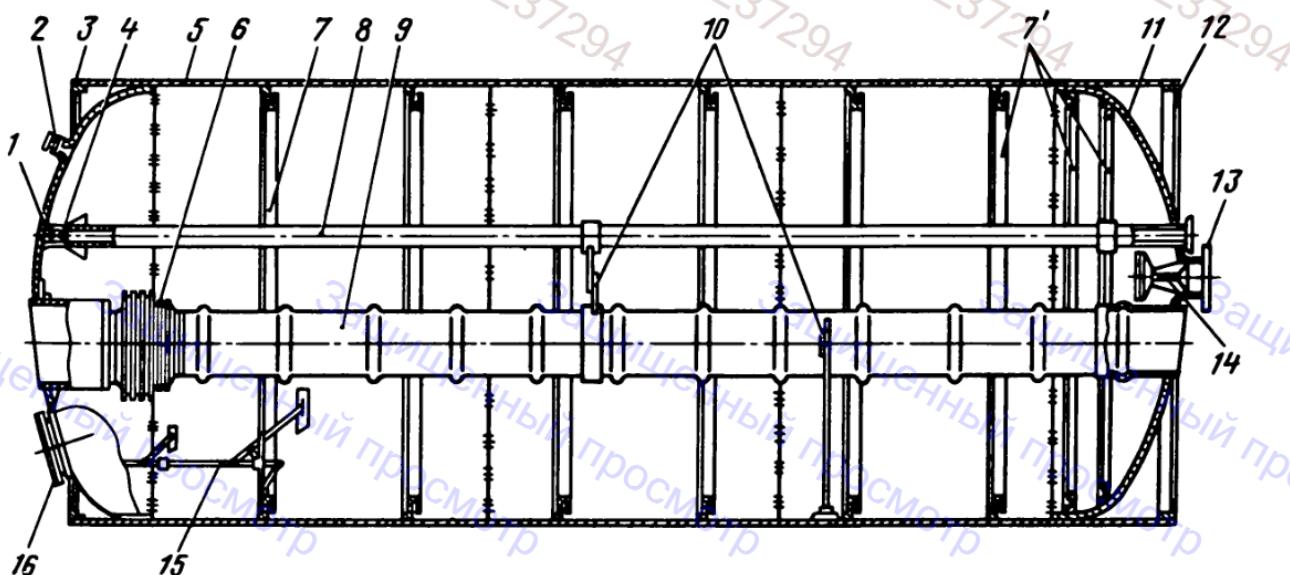
Топливные баки состоят из элементов силовой схемы, заборных устройств и различной арматуры.

Конструктивная схема топливных баков маломаневренных и высокоманевренных летательных аппаратов представлена на рис. 4.7 и 4.8.

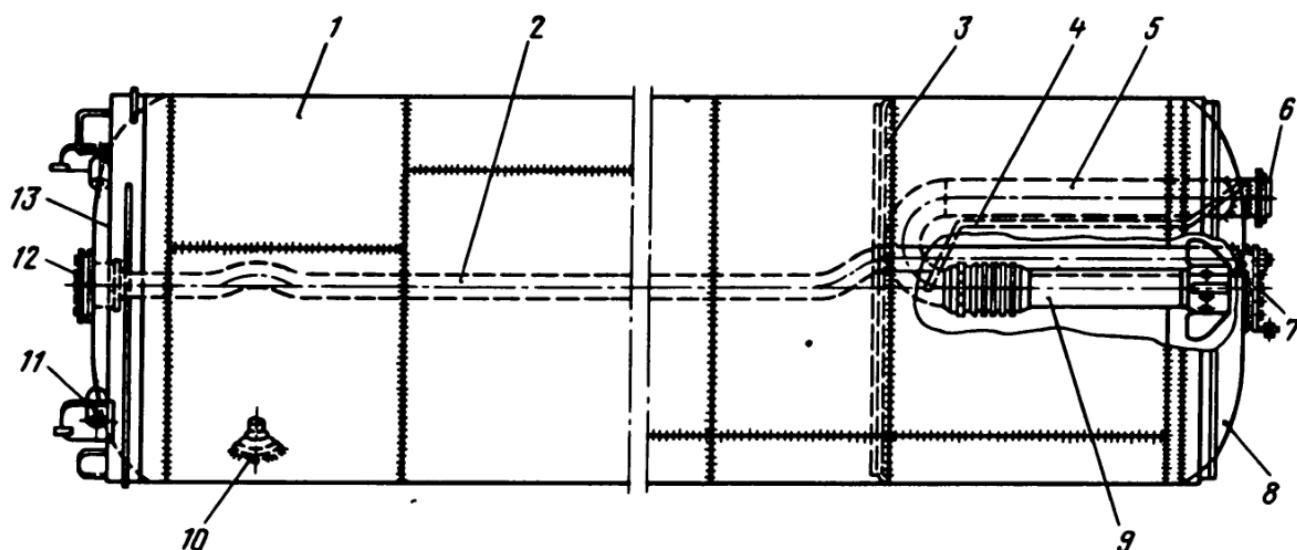
В силовую схему баков входят обечайка, днища, шпангоуты, стрингеры и узлы крепления.

Обечайка представляет собой тонкостенную оболочку, определяющую форму и силовую схему баков. Обычно обечайки выполняются из листового материала путем гибки с последующей сваркой отдельных элементов

в единую замкнутую оболочку. Обечайки несущих баков летательных аппаратов находятся под воздействием внутреннего избыточного давления, продольных и поперечных осевых сил, изгибающих моментов, а также под тепловым воздействием при аэродинамическом нагреве конструкции и нагреве от газа наддува. Поэтому при выборе конструкции и материала обечайки бака необходимо обеспечивать прочность и устойчивость баков исходя из комплексного воздействия всех нагрузок.



**Рис. 4.7. Конструкция цилиндрического топливного бака маломаневренного ЛА:**  
 1 – переднее днище; 2 – штуцер; 3 – передний стыковой шпангоут; 4 – упорный кронштейн; 5 – обечайка; 6 – сильфонный компенсатор; 7, 7' – шпангоуты; 8 – дренажная трубка; 9 – тоннельная трубка; 10 – хомуты крепления; 11 – заднее днище; 12 – задний стыковой шпангоут; 13 – фланец сливного отверстия; 14 – конус воронкогасителя; 15 – указатель наполнения; 16 – фланец люка-лаза

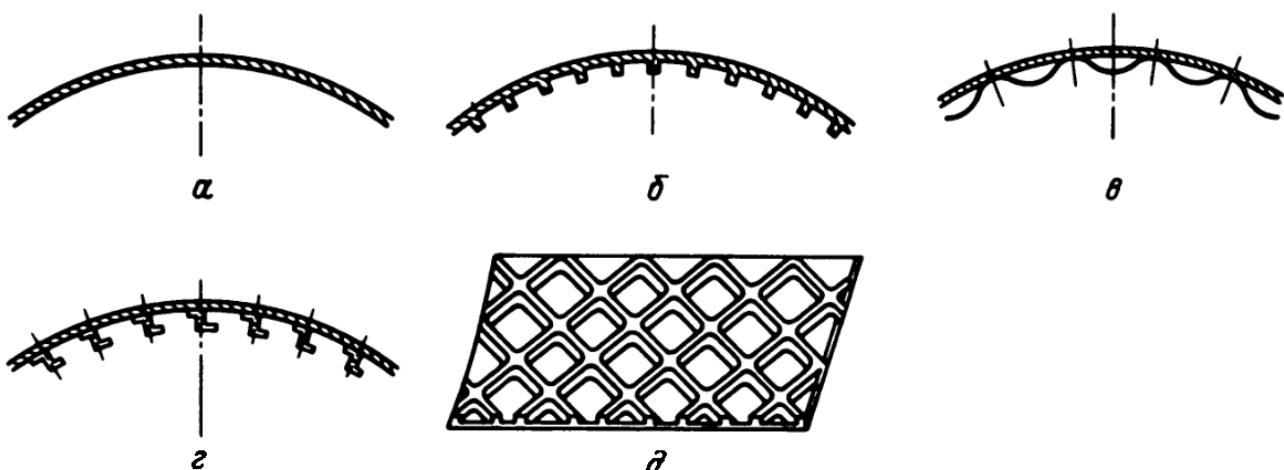


**Рис. 4.8. Конструкция топливного бака высокоманевренного ЛА с подвижным заборником:**  
 1 – обечайка бака; 2 – газопровод наддува бака; 3 – диафрагма; 4 – дренажный газопровод; 5 – неподвижная часть заборника; 6 – фланец трубопровода; 7 – фланец и крышка заднего люка; 8 – заднее днище; 9 – подвижная часть заборника; 10 – заправочносливная горловина; 11 – такелажный узел крепления бака; 12 – фланец и крышка переднего люка; 13 – переднее днище

Обечайка бака может быть гладкой, оребренной или "вафельной" (рис. 4.9). При сравнительно небольших диаметрах баков и нагрузках целесообразно обечайку делать гладкой (рис. 4.9, а). При возрастании нагрузок и диаметров бака (свыше 1,5 – 2 м) обечайку следует подкреплять ребрами (см. рис. 4.9, б), гофром (рис. 4.9, в) и стрингерами (рис. 4.9, г), либо выполнять вафельной (рис. 4.9, д). Вафельная обечайка представляет собой оболочку с ребрами жесткости в двух направлениях, выполненных штамповкой или фрезерованием. Направление ребер жесткости может быть продольно-поперечным либо диагональным. Высота ребер и расстояния между ними выбираются исходя из величин действующих нагрузок с целью обеспечения устойчивости и получения потребной жесткости конструкции бака.

Днища баков выполняют в форме полусфер или эллипсоидов вращения (см. рис. 4.7, поз. 1 и 11). Форма днищ выбирается исходя из требований необходимой прочности, жесткости, технологичности и удобства компоновки баков. При сферической форме днищ их масса получается наименьшей, а объем бакового отсека – наибольшим. Днища эллипсоидальной формы позволяют более рационально использовать объем корпуса летательного аппарата. При соотношении осей эллипсоидов 1:2:2 толщина днищ обычно равна толщине обечайки баков, что выгодно с технологической точки зрения.

Днища баков обычно изготавливаются из листового материала штамповкой целиком либо из отдельных секций, а затем свариваются. Для обеспечения днищам потребной жесткости и устойчивости к ним привариваются ребра жесткости и шпангоуты. К днищам баков привариваются фланцы монтажных и технологических люков (поз. 16 на рис. 4.7, поз. 7 и 12 на рис. 4.8) и трубопроводов (поз 6 на рис. 4.7), штуцеры для подачи газов (поз. 2 на рис. 4.7) или слива топлива. На задних днищах баков обычно размещаются заборные отверстия (поз. 13 на рис. 4.7, поз. 9 на рис. 4.8), соединенные с помощью фланцев с топливными магистралями. Конструк-



**Рис. 4.9. Конструкции обечайки топливных баков:**  
а – гладкая; б – с ребрами; в – подкрепленная гофром; г – подкрепленная стрингерами; д – "вафельного" типа

ция фланца на днище топливного бака с закрепленной крышкой люка показана на рис. 4.10, а, крепление трубопровода к днищу – на рис. 4.10, б.

Шпангоуты (поз. 7 на рис. 4.7) применяются для придания бакам требуемой формы в поперечных сечениях и повышения их жесткости и прочности. Шпангоуты увеличивают допустимые критические напряжения в обечайках и в продольном силовом наборе баков, являясь для них опорами при нагружении внешними силами. Расстояние между шпангоутами выбирается с учетом местной и общей потери устойчивости обечайки баков. В баках больших удлинений шпангоуты могут работать также на сжатие, возникающее вследствие деформации корпуса при изгибе. В крупногабаритных баках шпангоуты устанавливаются также на задних днищах баков (поз. 7 на рис. 4.7) для повышения их устойчивости при действии сжимающих сил, которые могут возникнуть в днищах при определенном сочетании гидродинамических нагрузок. Шпангоуты выполняются в виде колец углового, швеллерного или Z-образного сечения, отштампованных из листового материала.

Иногда в баках устанавливаются усиленные шпангоуты, воспринимающие сосредоточенные силы от прикрепленных к ним агрегатов летательного аппарата (крыльев, двигателей и других агрегатов). К усиленным шпангоутам можно отнести и стыковые шпангоуты, применяемые для соединения баков между собой, а также баковых отсеков с другими отсеками корпуса летательного аппарата. Усиленные шпангоуты должны обладать достаточно большой жесткостью и не допускать деформации обечаек при передаче на них сосредоточенных сил. Усиленные шпангоуты имеют более мощные пояса и стенки по сравнению с обычными шпангоутами и изготавливаются с применением штамповки, литья и сварки. Профили их сечений в основном закрытые (коробчатые).

Стрингеры подкрепляют обечайку баков, повышают критические напряжения сжатия и сдвига, работают на нормальные напряжения от изги-

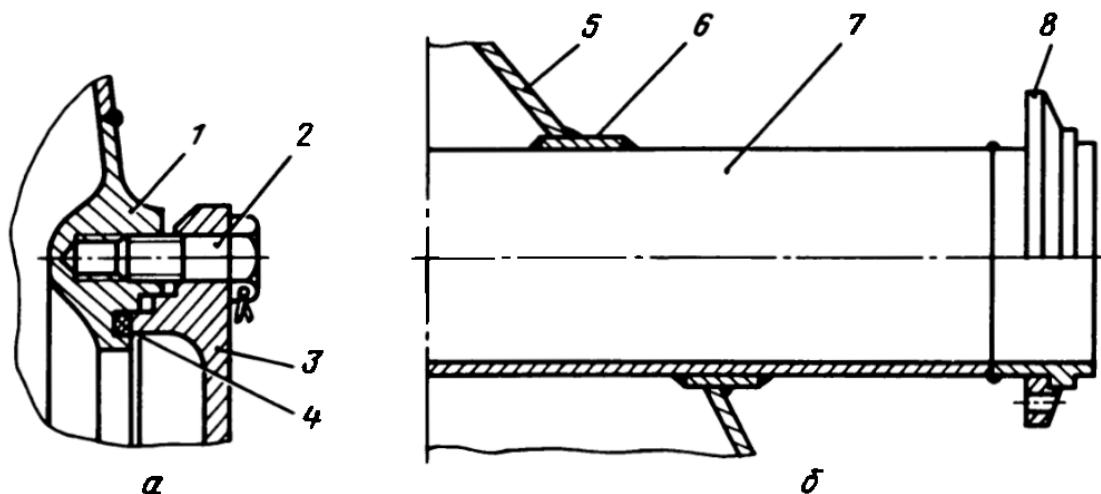


Рис. 4.10. Элементы конструкции топливного бака:

α – крепление крышки люка к днищу; β – крепление трубопровода на днище бака; 1 – фланец на днище; 2 – болт; 3 – крышка люка; 4 – прокладка; 5 – днище; 6 – переходное кольцо; 7 – трубопровод; 8 – фланец трубопровода

бающих моментов и сжимающих (растягивающих) сил. Стрингеры обычно изготавливаются из гнутых или прессованных профилей или соединяются с обечайкой сваркой. Иногда роль стрингеров выполняет тонкая гофрированная обшивка, соединенная с обечайкой бака.

Узлы крепления (поз. 11 на рис. 4.8) применяются для крепления к бакам различных агрегатов и грузов, для производства такелажных работ, а также для соединения баков с другими отсеками ЛА. В качестве узлов крепления могут использоваться проушины и шпильки, закрепленные на усиленных или стыковых шпангоутах баков, или специальные рамы. При передаче сосредоточенных нагрузок узлы крепления не должны деформироваться сами и не должны создавать деформаций в конструкции баков.

Таким образом, выбор конструкции баков и материалов существенно зависит от действующих на летательный аппарат нагрузок и условий его применения.

#### 4.1.3. КОНСТРУКЦИЯ ЗАБОРНЫХ УСТРОЙСТВ

Заборные устройства топливных баков, являющиеся одними из основных устройств топливных систем, предназначены для обеспечения бесперебойного поступления топлива из баков в топливные магистрали при всех заданных режимах работы ЖРД. Нарушения подачи топлива, вызываемые воронкообразованием, кавитацией либо перемещением уровня свободной поверхности топлива в баке, недопустимы.

На срыв подачи топлива особое влияние оказывают колебания и перемещения уровня топлива при маневрах и переходных режимах летательного аппарата, а также при сбросе ступеней, в результате чего в баке могут возникнуть отрицательные продольные перегрузки, вызывающие отлив топлива от заборного устройства. При колебаниях топлива внутри баков меняется массотеплообмен между жидкостью и газовой средой, что приводит к изменению давления и температуры газа в баке. Особенно сильно изменяются теплообмен и давление в баках при использовании для наддува горячих газов, температура которых на несколько сот градусов превышает температуру топлива, а также при высоком аэродинамическом нагреве стенок баков. Наиболее отрицательно эти явления проявляются при применении криогенных компонентов топлива, которые при нагреве интенсивно кипят, испаряются и подвергаются тепловому расслоению, что усиливает кавитацию в баке и трубопроводах и приводит к неиспользованию значительного количества жидкого топлива.

Конструкция заборных устройств существенно зависит от назначения летательных аппаратов. Так, например, в маломаневренных летательных аппаратах (баллистических ракетах, ракетах-носителях) не возникает резких колебаний топлива, а продольные и поперечные перегрузки невелики, поэтому конструкции топливных баков получаются наиболее легкими, так как они не испытывают больших изгибающих моментов и перerezы-

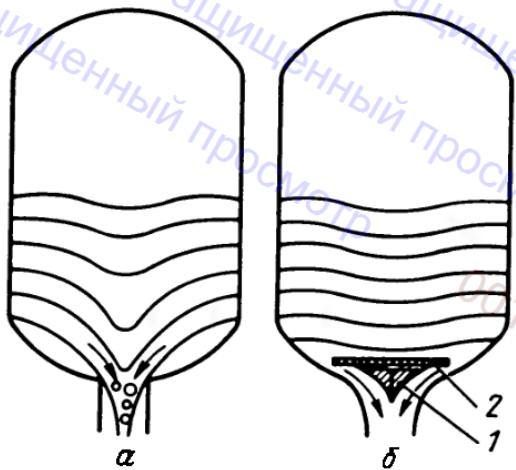


Рис. 4.11. Схема слива топлива из бака без воронко-гасителя (а) и с воронкогасителем профилированным входом (б):  
1 – тарель; 2 – ребро

вающих сил и не требуют устройства сложных систем забора топлива. В высокоманевренных летательных аппаратах (зенитных управляемых ракетах, крылатых ракетах и др.) возникают большие знакопеременные боковые перегрузки, поэтому в топливных баках необходимо устанавливать сложные заборные устройства, а конструкцию баков усложнять.

Специфические условия по забору топлива возникают в орбитальных и космических летательных аппаратах при невесомости (отсутствии гравитационного воздействия). В условиях невесомости решающее влияние на поведение жидкости оказывают силы межмолекулярного сцепления и поверхностного натяжения, а также свойства смачивающей поверхности.

Перечисленные явления необходимо учитывать при проектировании заборных устройств и топливных систем.

Простейшим по конструкции заборным устройством является сливная горловина, выполняемая в заднем (нижнем) днище бака. Однако такого типа заборники могут применяться только в баках маломаневренных летательных аппаратов, так как они лишены возможности обеспечивать непрерывную подачу топлива при его колебаниях и отливах от заднего днища, что характерно для высокоманевренных летательных аппаратов.

Однако и в отсутствие колебаний топлива в сливной горловине может возникнуть ряд отрицательных явлений, приводящих к нарушению сплошности потока и к неполной выработке топлива из баков. Причины подобных явлений – воронкообразование и кавитация в сливной горловине, а также динамический "провал" уровня свободной поверхности топлива, проявляющийся в неравномерном опускании топлива, особенно ощутимом в конце выработки топлива (рис. 4.11, а).

Образование воронки на входе в сливное устройство связано с неравномерностью скоростей истекающей жидкости по сечению бака, в результате чего скорость потока в сливном устройстве увеличивается, а статическое давление падает. Если статическое давление упадет ниже давления насыщенных паров компонента топлива, то наступает кавитация, приводящая к резкому возрастанию гидравлических потерь в заборном устройстве, вихревой закрутке жидкости в сливном отверстии и нарушению сплошности потока.

Существуют различные способы устранения воронкообразования и кавитационных явлений в сливном устройстве. Так, например, входная часть сливной горловины должна профилироваться таким образом, чтобы статическое давление истекающей жидкости превышало давление насыщен-

ных паров, для чего осевая составляющая скорости вдоль линии тока должна быть равна скорости перемещения уровня жидкости. Далее, над входом в сливную горловину должны устанавливаться профилированные конусообразные тарели и ребра, выравнивающие поле скоростей потока и препятствующие прорыву газа в сливную магистраль. Тарели размещаются на определенном расстоянии от входного отверстия. Диаметры тарелей должны быть примерно в два раза больше диаметра входа. Для предотвращения вращательного движения топлива и разделения его на отдельные струи на тарелях крепятся радиальные пластины высотой 50 – 200 мм и диаметром в 1,5 – 2,0 раза большим диаметра тарели.

Все перечисленные рекомендации по конструированию сливного устройства позволяют уменьшить неиспользованные остатки топлива в баках и повысить устойчивость подачи топлива в двигатель.

Однако конструкции заборников сливного типа не обеспечивают бесперебойной подачи топлива и полной выработки топлива из баков при его отливе от заборного устройства. Кратковременному задержанию отлива от заборного устройства может способствовать установка в задней части бака вблизи сливного отверстия перфорированных перегородок (рис. 4.12, а), а также решетчатых, сотовых или трубчатых конструкций (рис. 4.12, б). Такие устройства повышают сплошность потока топлива на выходе из бака, гасят колебания топлива, уменьшают попадание крупных газовых пузырей в заборное устройство и удерживают вблизи него часть топлива. Накопительные системы наиболее эффективны в условиях малых гравитационных сил при ограниченных колебаниях высококипящих компонентов топлива, обладающих значительными силами поверхностного натяжения.

Для более надежного забора топлива при действии ограниченных по времени знакопеременных продольных и поперечных перегрузок в топливных баках следует устанавливать демпферы, гасящие колебания и задерживающие отлив топлива от заднего днища, диафрагмы и перегородки с клапанами (рис. 4.12, в), либо компенсационные бачки (рис. 4.12, г) или накопительные устройства сильфонного типа, которые позволяют удержать

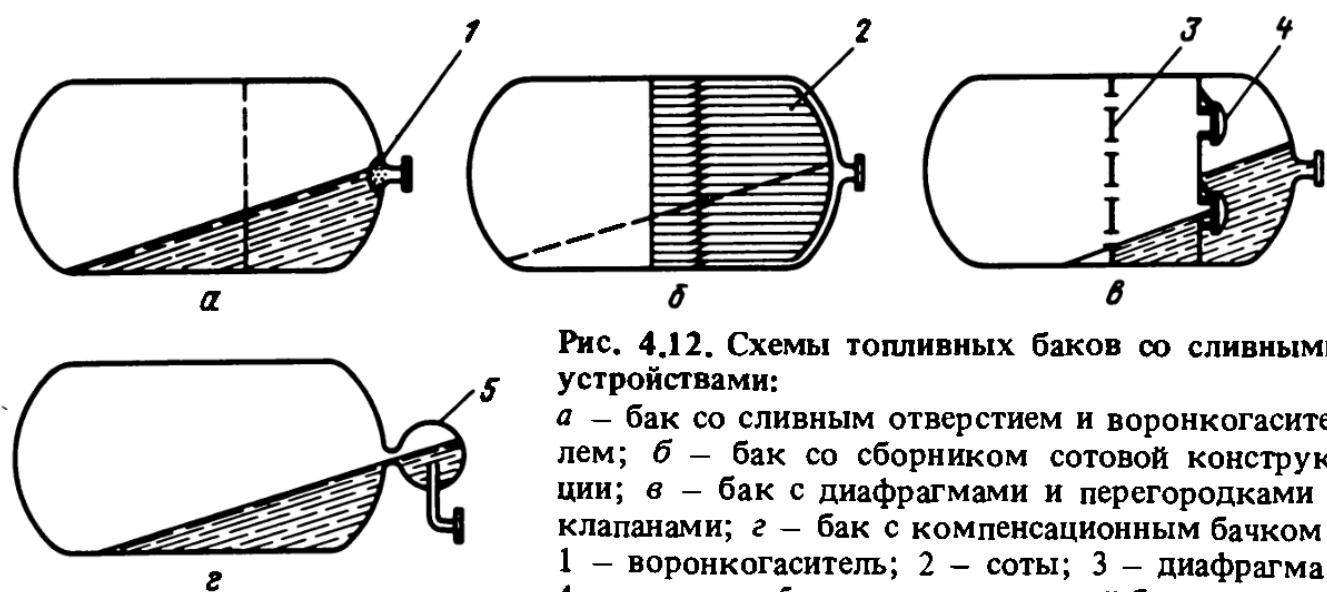


Рис. 4.12. Схемы топливных баков со сливными устройствами:

*α – бак со сливным отверстием и воронкогасителем; β – бак со сборником сотовой конструкции; γ – бак с диафрагмами и перегородками с клапанами; δ – бак с компенсационным бачком; 1 – воронкогаситель; 2 – сотовы; 3 – диафрагма; 4 – клапаны; 5 – компенсационный бачок*

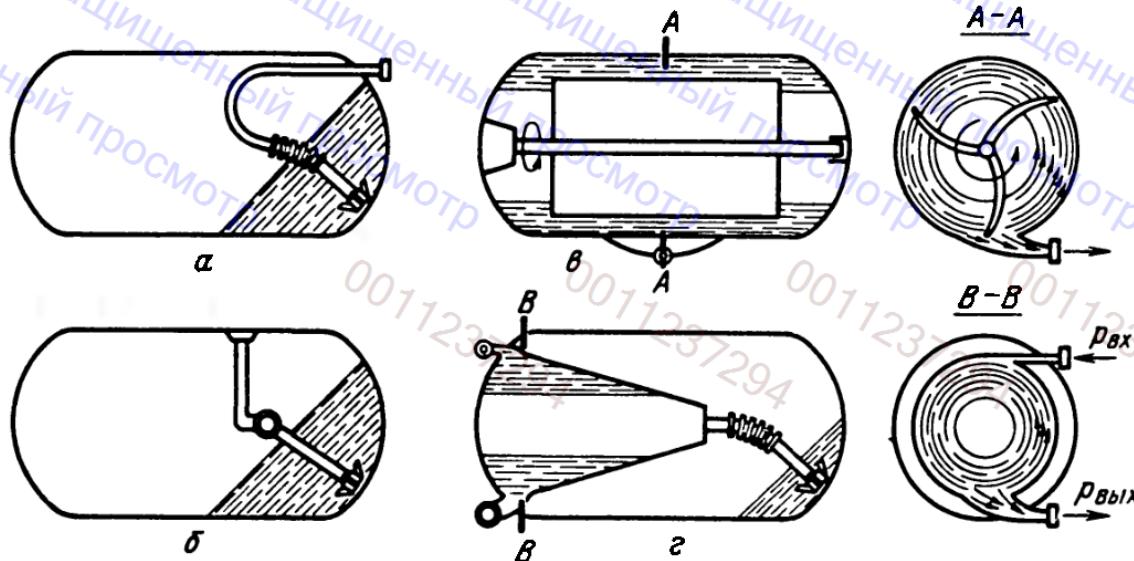


Рис. 4.13. Схемы топливных баков с заборными устройствами:

*а* – бак с подвижным следящим заборником (с сильфоном); *б* – бак с подвижным следящим заборником (с шарниром); *в* – бак с вращающимися лопатками; *г* – бак с вращающейся жидкостью в собиральном конусе

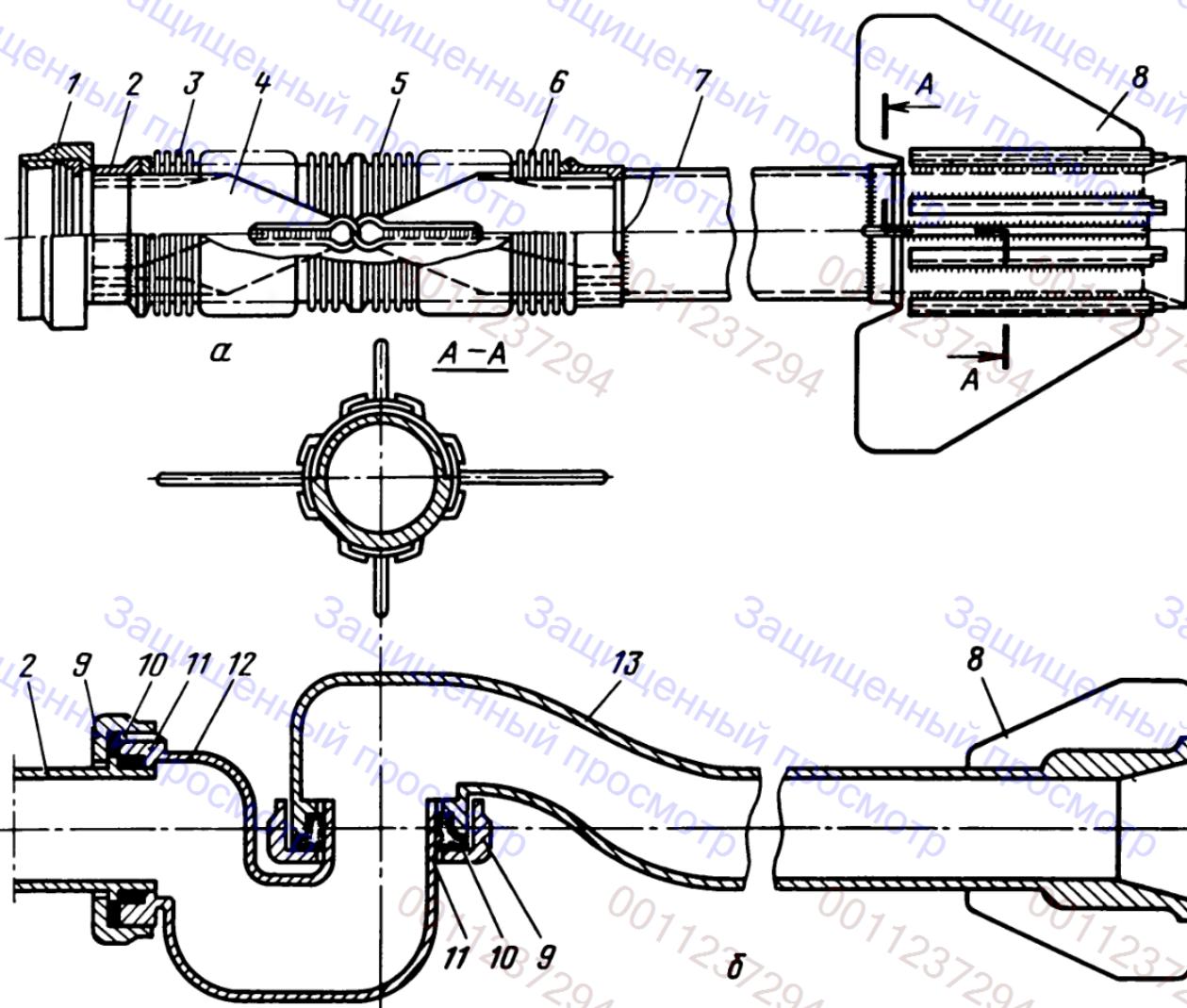
некоторое количество топлива в период его отлива от заборного устройства и этим обеспечить непрерывное питание двигателя топливом.

На высокоманевренных летательных аппаратах при больших поперечных перегрузках, сильных колебаниях топлива в баках применяются следящие заборные устройства (рис. 4.13).

В баках со следящими заборными устройствами подвижная часть заборника отклоняется под действием инерционных сил в сторону отлива топлива. Поворот подвижной части заборника достигается либо установкой гибкого сильфона (рис. 4.13, *а*), либо шарнира (рис. 4.13, *б*). К сожалению, подвижные заборники из-за наличия жесткости сильфона и трения в шарницах имеют некоторое запаздывание следования за топливом по времени при его отливе. Тем не менее благодаря простоте конструкции они нашли достаточно широкое применение в топливных баках.

Конструктивные схемы с подвижными заборниками показаны на рис. 4.14. В топливных баках могут применяться также устройства, основанные на разделении топлива и газа при вращательном движении топлива внутри бака. Вращательное движение топлива можно осуществить, например, лопатками, приводимыми во вращение эжектором или гидромотором (см. рис. 4.13, *в*), либо тангенциальным подводом топлива на внутреннюю поверхность собирального конуса бака из магистрали высокого давления после ТНА (см. рис. 4.13, *г*), что обеспечивает закручивание топлива в собиральном конусе и его отделение от газа.

Наиболее высокая надежность непрерывной подачи топлива (особенно при действии отрицательных перегрузок) может быть достигнута с помощью поршней, вытеснительных мешков и эластичных диафрагм (рис. 4.15).



**Рис. 4.14. Конструкция подвижных заборников:**  
**а – заборник с сильфоном; б – заборник с шарнирами;** 1 – соединительная накидная гайка; 2 – неподвижная часть заборника; 3, 6 – сильфон; 4 – угольник; 5 – шарирная стяжка; 7 – подвижная часть заборника; 8 – пластина демпфера; 9 – гайки шарнира; 10 – уплотнение шарнира; 11 – корпус шарнира; 12 – первое поворотное плечо заборника; 13 – второе поворотное плечо заборника



**Рис. 4.15. Схемы топливных баков с разделительными устройствами:**  
**а – с поршнем; б – с вытяжным сильфоном; в – с вытеснительным мешком (топливо в мешке); г – с вытеснительным мешком (топливо вне мешка)**

Баки с поршневыми разделителями (рис. 4.15, а) получаются слишком массивными, так как в данном случае допускается механическая обработка внутренней поверхности обечаек баков, чтобы поршень не заклинивался и не было бы протекания жидкости в газовую полость.

Более легкими получаются баки с сильфонами (рис. 4.15, б), однако из-за недостаточной жесткости сильфонов при действии боковых перегрузок может произойти их перекос и заклинивание.

Эластичные вытеснительные мешки могут применяться в двух вариантах: с топливом внутри мешка (рис. 4.15, в) или с топливом вне мешка (рис. 4.15, г). При втором варианте конструкции (рис. 4.16), для того чтобы вытеснительный мешок не скручивался, его закрепляют вокруг перфорированной трубы 6, проходящей через бак. Тогда поступающий в бак газ наддува будет раздувать эластичный мешок 8 и вытеснять топливо из бака через сливной коллектор 4.

Недостатком применения эластичных вытеснительных мешков может оказаться сравнительно большая масса баковой арматуры, а также трудности в подборе материалов для мешков, связанные с проницаемостью эластичных материалов.

В качестве вытеснительных элементов могут применяться гофрированные диафрагмы, которые изготавливаются из эластичных материалов (неметаллических либо алюминиевых сплавов и коррозионно-стойкой стали). Диафрагмы наиболее удобно применять в сферических, эллиптических или торовых баках (рис. 4.17), так как они имеют в этих баках сравнительно небольшую вытяжку. Диафрагмы в баках могут закрепляться во фланцевых стыках болтами или с помощью сварки.

На конструкцию заборных устройств топливных баков космических аппаратов оказывает существенное влияние невесомость, которая возника-

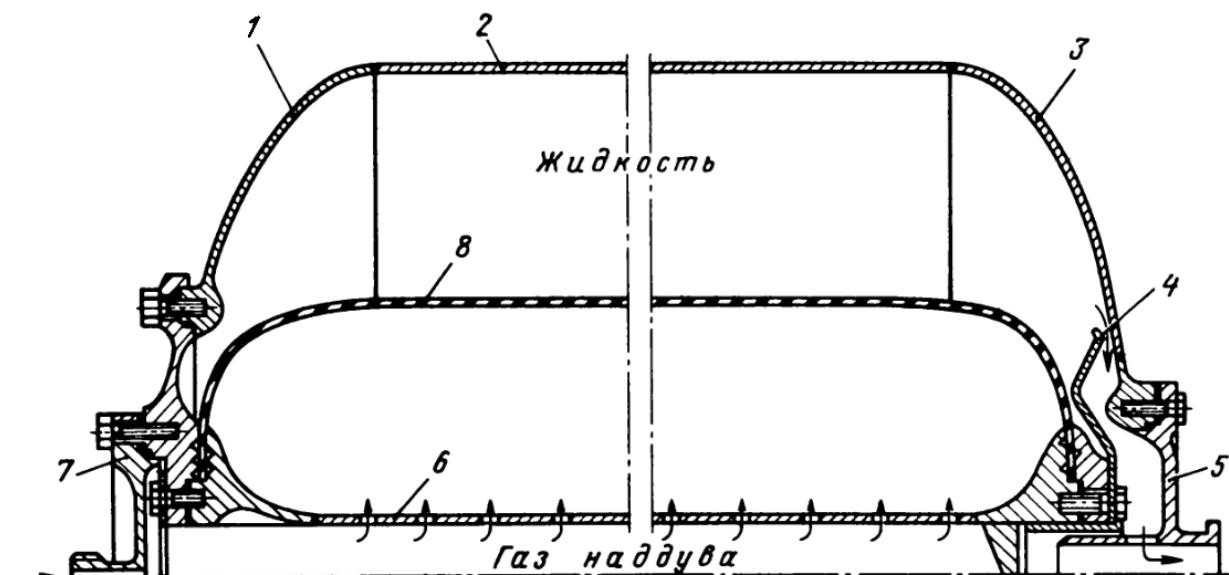


Рис. 4.16. Схема топливного бака высокоманевренного ЛА с вытеснительным мешком:

1 – переднее днище; 2 – обечайка; 3 – заднее днище; 4 – коллектор для слива топлива; 5 – задний фланец со сливным отверстием; 6 – перфорированная трубка; 7 – передний фланец со штуцером для подачи воздуха; 8 – вытеснительный мешок

**Рис. 4.17. Топливные баки с диафрагмами:**  
 а – шаровой; б – эллиптический;  
 в – торовый

ет при полете КА на участках с неработающими двигателями. Топливо в условиях невесомости располагается в баках хаотично. Поэтому для обеспечения прилива топлива к заборному отверстию в топливных баках КА обычно применяют вытеснительные мешки, разделительные диафрагмы, капиллярные сетки, а также используются искусственная гравитация, электростатическое поле и другие способы и устройства.

На рис. 4.18 приведена схема, поясняющая работу системы забора топлива в КА "Викинг-1". Она включает в себя пластинчатый узел, монтажно-установочный узел, соединительный канал и трубу наддува-дренажа.

Пластинчатый узел состоит из центральной трубы 1 с отверстиями, к которой крепятся двенадцать радиальных титановых пластинчатых перегородок 13. Конфигурация пластин и зазор между ними (максимальное значение зазора – 150 мм) обеспечивают выдавливание газового пузыря в верхнюю часть бака. Центральная труба служит накопительной емкостью. Для обеспечения заполнения центральной трубы в ней установлена продольная перегородка (ребро) 2 с диагональным срезом.

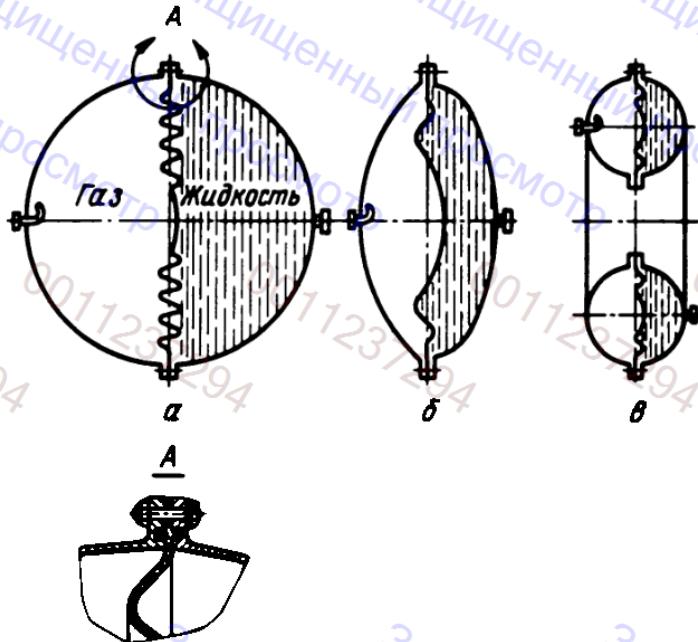
Монтажно-установочный узел 10, крепящийся к выходному фланцу топливного бака 4, совместно с верхним опорным фланцем центрального экрана 3 и фильтром газовых включений 8 образуют отстойник 6. Фильтр газовых включений имеет 458 отверстий ( $\phi 2,4$  мм) и обеспечивает дренаж газа из отстойника при работе двигателя и удержание компонента топлива в коллекторе во время полета.

Соединительный канал 12 обеспечивает заполнение пластинчатого узла при исходном положении топлива в верхней части бака (при малых заполнениях бака), а также подачу конденсата топлива, образовавшегося из-за разности температур верхнего и нижнего днищ. Для предотвращения разрывов жидкости между пластинчатым узлом и соединительным каналом последний имеет выступ 11, входящий в зону пластинчатого узла.

Анализ приведенных схем систем питания, использующих силы поверхностного натяжения, позволяет сделать вывод, что особенности каждой конструкции определяют в основном двумя факторами:

- величиной действующих на систему перегрузок;
- функциональным назначением.

Так, например, вследствие возрастания действующих перегрузок характерные размеры капиллярных разделителей были уменьшены до 10 мкм



(сетка 325 × 2300 меш.) для РСУ МТКК "Спейс Шаттл" по сравнению с КА "Викинг-1" (максимальный зазор пластин достигает 150 мм).

Кроме того, в КА "Викинг-1" топливо забирается из центральной части бака и от нижнего днища. Питание двигательной установки в случае прилива топлива к одной из стенок бака, а не к нижнему днищу, не обеспечивается.

Система питания РСУ МВКА "Спейс Шаттл" обеспечивает подачу топлива при любом возможном направлении перегрузок за счет его контакта с заборными каналами (рис. 4.19).

В настоящее время усовершенствованные системы подачи топлива, использующие силы поверхностного натяжения, применяются для криогенных компонентов топлива. В этом случае они дополняются системами

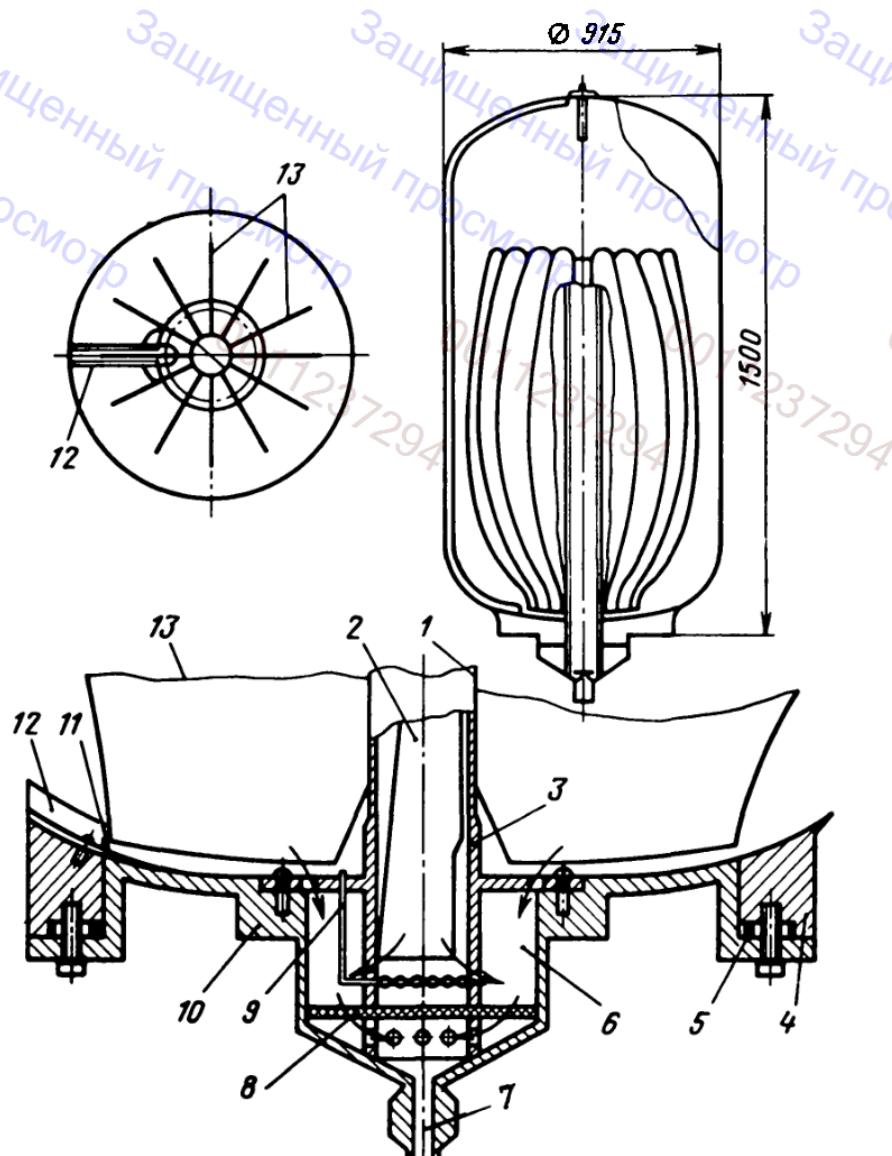
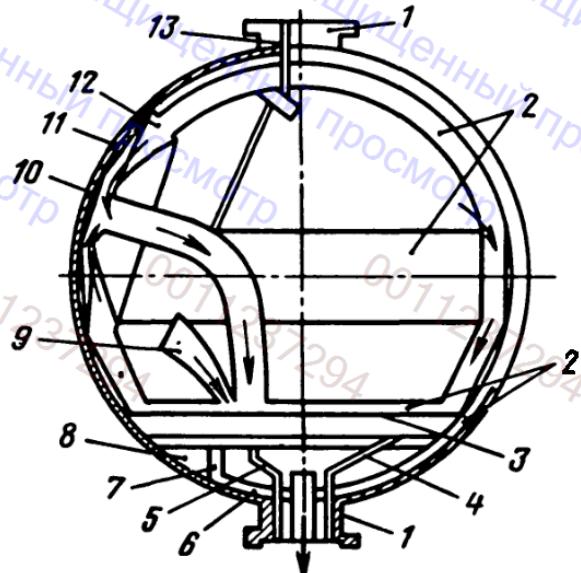


Рис. 4.18. Схема системы забора топлива в баке КА "Викинг-1":

- 1 – центральная труба;
- 2 – ребро (перегородка) центральной трубы;
- 3 – верхний опорный фланец центрального экрана;
- 4 – выходной фланец топливного бака;
- 5 – алюминиевое уплотнение;
- 6 – отстойник;
- 7 – канал подачи к узлу перекрытия топлива;
- 8 – фильтр газовых включений;
- 9 – капиллярный канал (фильтрная трубка);
- 10 – монтажно-установочный узел;
- 11 – выступ отводного канала;
- 12 – отводной канал;
- 13 – пластинчатая перегородка

Рис. 4.19. Схема кормового топливного бака РСУ МТКК "Спейс Шаттл":

1 – опорный фланец; 2 – канал устройства вытеснения топлива; 3 – перегородка (титан); 4 – магистраль дренажа газа из канала нижнего отсека; 5 – магистраль дренажа газа из входного отстойника; 6 – канал системы с использованием сил поверхностного натяжения (коррозионно-стойкая сталь); 7 – газовая ловушка входного отстойника; 8 – входной отстойник; 9 – аварийный трубопровод подачи компонента; 10 – входной коллектор; 11 – экран газовой ловушки входного коллектора; 12 – газовая ловушка; 13 – наддув и дренаж



терморегулирования для исключения кипения жидкости на поверхности капиллярного разделителя.

Приведенные примеры заборных устройств топливных баков не исключают применения других конструктивных решений в зависимости от конкретных условий их работы и требований к системе подачи топлива.

#### 4.1.4. АРМАТУРА И УСТРОЙСТВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Арматура топливных баков, предназначенная для обеспечения устойчивого функционирования баков в составе топливной системы, состоит из различных элементов и устройств, входящих в конструкцию топливных баков. Она включает в себя заборные устройства: устройства, улучшающие динамику работы системы подачи топлива и повышающие устойчивость конструкции баков, а также различные конструктивно-технологические элементы, обеспечивающие эксплуатацию баков.

**Устройства, изменяющие динамические характеристики баков.** Топливные баки с точки зрения строительной механики представляют собой тонкостенные пространственные упругие конструкции, заполненные жидкостью и газами. При колебаниях жидкости, вызванных условиями полета или работой топливной системы, возникают упругие колебания конструкции баков и дополнительные динамические нагрузки на нее. На характер колебаний баков оказывают влияние условия включения и выключения двигателя, изменения режимов его работы, наддув топливных баков, а также характер упругой подвески (крепления) баков и конструкции корпуса ракеты.

Одной из основных задач конструктора топливных систем является обеспечение устойчивой и надежной работы двигательной установки с учетом динамических нагрузок. Решение этой задачи обеспечивается рациональным конструированием топливной системы, а также применением специальных устройств в баках и топливных магистралях – демпферов и аккумуляторов.

В качестве механических демпферов, ограничивающих подвижность и колебания жидкости в баках, используются радиальные и продольные перегородки в баках, перфорированные диафрагмы, сетки. Подобные демпферы эффективны при низких частотах, соответствующих первым тонам колебаний поверхности жидкости. Однако при более высоких частотах, соответствующих частотам упругих колебаний стенок баков, необходимо применять специальные упругие демпферы в баках либо устанавливать аккумуляторы в топливных магистралях.

Так, например, в качестве упругих демпферов в топливных баках могут использоваться наполненные газом эластичные или упругие оболочки (рис. 4.20). Такие мягкие газовые полости, заключенные в жесткую перфорированную оболочку, могут служить динамическими гасителями колебаний. Частота колебаний демпферов должна подбираться исходя из общей задачи гашения колебаний.

Демпферы можно настраивать на определенную постоянную частоту или на величину возмущающих сил. Настройка может осуществляться как активной автоматической системой изменения давления в газовой полости, так и изменением объема самой полости (пассивная система). Такие системы обеспечивают эффективное гашение колебаний в широком диапазоне частот.

**Технологические устройства топливных баков.** Топливные баки оснащены различными технологическими системами и устройствами, обеспечивающими заправку, слив и хранение топлива, контролирующими подачу топлива в двигатель, а также различной монтажной и технологической арматурой. К ним относятся заправочные и сливные горловины, дренажные и предохранительные клапаны, датчики измерения уровней и давлений, штуцеры для ввода или стравливания газов, демпферы для ограничения подвижности топлива, монтажные и технологические люки и другие устройства.

Устройства для заправки и слива топлива состоят из заправочно-сливных и запорных клапанов, дренажных и контрольно-измерительных устройств, поддерживающих заданный режим заправки и слива топлива, и заправочно-сливных горловин, находящихся в баках. Обычно все перечисленные электромагнитные или пневматические клапаны и устройства, обеспечивающие заправку и слив топлива, располагаются на топливных магистралях вне баков, их описание приведено в гл. 2. Однако на небольших летательных аппаратах заправочно-сливные устройства выполняются

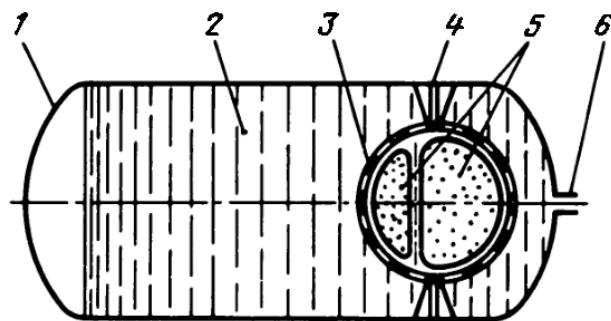
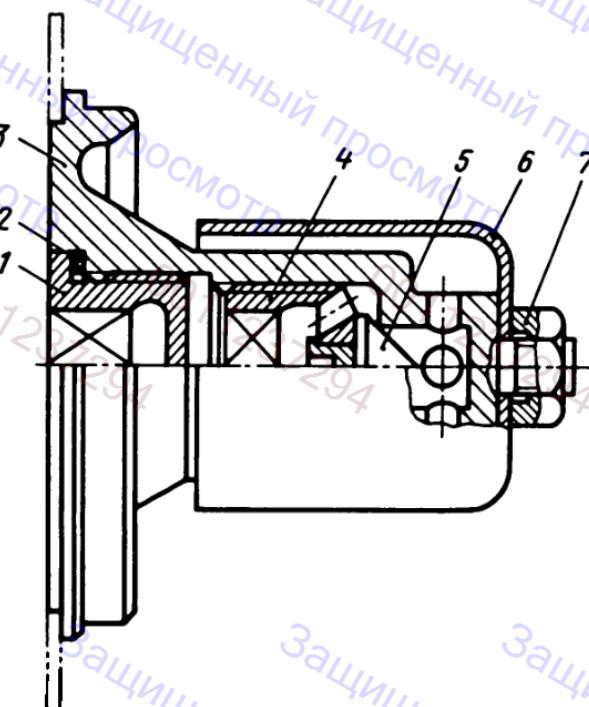


Рис. 4.20. Схема мягкого демпфера в топливном баке:

1 – топливный бак; 2 – топливо; 3 – жесткая оболочка с перфорацией; 4 – узел крепления демпфера; 5 – мягкие оболочки демпфера, настроенные на разные частоты; 6 – сливное отверстие

**Рис. 4.21. Заправочная горловина топливного бака:**

1 – пробка; 2 – прокладка; 3 – корпус заправочной горловины; 4 – втулка; 5 – клапан; 6 – корпус отражателя; 7 – контргайка



без применения сложных электропневматических клапанов в виде горловин, расположенных непосредственно на топливных баках.

Схема заправочной горловины бака с пробкой, обеспечивающей при ее вывинчивании поступление и слив топлива, показана на рис. 4.21.

Расположение заправочных и сливных горловин на топливных баках определяется положением летательного аппарата в момент заправки и слива, а также особенностями свойств компонентов топлива. Так, при высококипящих топливах заправочная горловина может располагаться в любой части бака, при низкокипящих должна располагаться в нижней части бака относительно его положения при заправке. Это уменьшает теплообмен в баке между газовой подушкой и низкокипящим компонентом топлива и потери на испарение последнего.

Дренажно-предохранительные системы применяются при заправке, хранении и сливе топлива, а также при двигательной установке для поддержания в топливных баках давления в заданном диапазоне.

Дренажно-предохранительные системы состоят из дренажных клапанов, предохранительных устройств, датчиков давления и элементов автоматики. Элементы этих систем устанавливают на днищах баков и на трубопроводах топливных магистралей. Отсутствие таких устройств может привести к разрушению баков или к нарушению режимов работы двигателя. Так, например, при заправке баков топливом без сброса находящихся в баках газов и паров компонентов нарушается нормальное поступление жидкого топлива в баки, возникают пульсации. Поэтому в топливной системе необходимо устанавливать дренажные клапаны, обеспечивающие выброс газов в атмосферу.

В процессе хранения заправленных топливом баков могут происходить разложение, испарение и нагрев жидких компонентов топлива, возникать колебания температуры и давления в газовой подушке. Без дренажно-предохранительной системы эти явления приводят к возрастанию давления в баках, что может вызвать разрушение баков или прорыв мембран в топливных магистралях, преграждающих поступление топлива в двигатель.

При сливе топлива из баков дренажная система обеспечивает связь внутренней полости баков с атмосферой, так как иначе из-за образующего-

ся при сливе топлива разрежения может произойти разрушение (складывание) обечайки бака, вызванное потерей устойчивости обечайки.

Патрубки для ввода в бак газа наддува закрепляются в баке на переднем днище. Для того, чтобы поступивший в бак газ не вызывал эмульсирования находящегося в нем топлива, вводный насадок должен направляться не на зеркало топлива, а на днище или стенку бака. Иногда насадок снабжается специальным отражателем газа. При использовании для наддува "горячих" газов от порохового или жидкостного аккумулятора давления в месте ввода газов может устанавливаться специальный теплозащитный экран, предохраняющий от перегрева переднее днище и часть обечайки бака.

Системы изменения уровней топлива в баках применяются для контроля заправки и слива топлива, а также для замера количества топлива в баке при работе двигателей. На основе полученной информации об уровне топлива на борту летательного аппарата могут работать система контроля уровней (СКУ), система опорожнения баков (СОБ) и система выключения двигателей (СВД) по полной выработке компонентов топлива.

В системе измерения уровня топлива используются датчики, работающие по принципу дискретного или непрерывного измерения уровня топлива. Дискретные датчики уровня топлива более просты, однако они указывают уровень топлива только в момент его прохождения через чувствительный элемент. Датчики непрерывного действия следят за изменением уровня топлива по всей длине бака. Чувствительные элементы датчиков по принципу действия выполняются емкостными, индукционными, ультразвуковыми, нагревательными и др. Все эти датчики позволяют определить границу раздела жидкость – газ. Определенные дополнительные трудности возникают при замере низкокипящих топлив из-за их расслоения на границе раздела с газами. К числу обязательных требований к датчикам относится обеспечение высокой точности измерения и надежности в условиях полета.

Среди перечисленных выше систем измерения уровней топлива особое значение для ракет-носителей и других летательных аппаратов с большим запасом топлива имеет система опорожнения баков, которая обеспечивает такое расходование компонентов топлива из баков, что к моменту выключения двигателя в баках остаются гарантированные остатки топлива, близкие к расчетным. Это позволяет уменьшить гарантийные запасы компонентов топлива в баках, увеличивать полезную нагрузку летательного аппарата и обеспечивать близкую к расчетной остаточную массу ЛА.

Структура СОБ показана на рис. 2.23. На представленной схеме уровни и объемы компонентов контролируются дискретными датчиками уровней, а исполнительным органом является дроссель, установленный в магистрали одного из компонентов топлива и приводимый в действие от команд системы управления с помощью БЦВМ.

**Теплоизоляция стенок топливных баков.** Для обечаек и днищ баков при высоком их нагреве применяется термоизоляция в виде различных обмазок или теплоизоляционных покрытий из материалов с низкой теплопроводностью и высокой термостойкостью.

Так, для уменьшения прогрева стенок баков с внутренней стороны горячими газами, используемыми для вытеснения топлива, применяются теплозащитные экраны, устанавливаемые внутри баков и ограничивающие тепловые потоки, воздействующие на обечайку и днища баков. Теплозащитные экраны могут изготавляться из тонких термостойких материалов, например, из коррозионно-стойкой стали.

Охлаждение стенок баков может быть достигнуто также установкой внутри них экранов-коллекторов, изготовленных из гофрированного листового материала. Протекание компонентов топлива через коллекторы позволяет снизить температуру стенок баков и предохранить их от разрушения.

Теплоизоляция стенок топливных баков с наружной стороны может применяться при интенсивном газокинетическом нагреве корпуса летательного аппарата, например при полете с большими сверхзвуковыми скоростями в плотных слоях атмосферы. В этом случае теплоизолирующая обмазка или теплоизолирующий материал приклеивается на наружную поверхность топливных баков. Стенки баков теплоизолируются также для снижения потерь на испарение низкокипящих компонентов топлива в баках. С этой целью на внешнюю поверхность баков накладывается пористая теплоизоляция (например, стекловата), которая может быть сброшена при старте, либо теплоизолированные баки убираются под обшивку корпуса летательного аппарата, т.е. баки делаются ненесущими (рис. 4.22).

Теплоизоляция должна применяться на трубопроводах, проходящих через баки с низкокипящими компонентами топлива. Обычно такие труб-

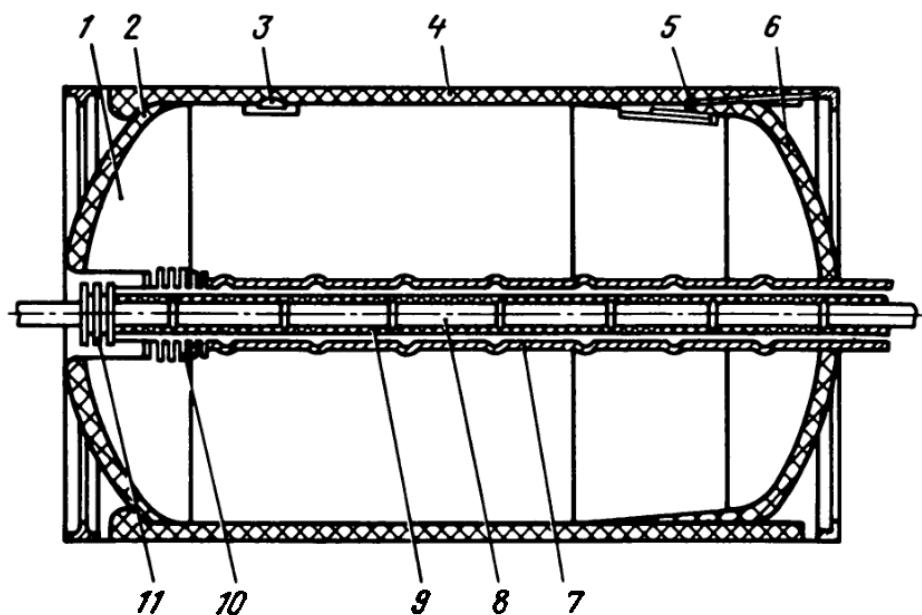


Рис. 4.22. Схема теплоизоляции ненесущего топливного бака:

1 – топливный бак; 2 – теплоизоляция переднего днища; 3 – передний узел крепления бака к несущему корпусу; 4 – теплоизоляция обечайки; 5 – задний узел крепления бака к корпусу; 6 – теплоизоляция заднего днища; 7 – тоннельная труба; 8 – трубопровод, проходящий через бак; 9 – теплоизоляция трубопровода; 10 – сильфон тоннельной трубы; 11 – сильфон трубопровода

проводы (поз. 8 на рис. 4.22) изолируются с внешней стороны стекловатой 9 и пропускаются внутри специальной тоннельной трубы 7, соединяющей переднее 2 и заднее 6 днища бака. Один конец тоннельной трубы следует прикреплять к днищу бака с помощью температурного компенсатора сильфонного типа 10, а другой конец трубы – к противоположному днищу бака жестко, и это не вызовет температурных напряжений и колебаний бака или трубы.

Конструктивно-технологические устройства, применяемые в топливных баках, разнообразны, однако несмотря на это они должны удовлетворять общим требованиям к ДУ и обеспечивать высокую надежность работы двигательной установки и эффективность использования летательного аппарата.

#### 4.1.5. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ НАЗНАЧЕНИЯ

Конструкции топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок летательных аппаратов отличаются большим разнообразием конструктивных решений, масс, габаритных размеров, форм и другими особенностями. Поэтому при проектировании топливных баков необходимо прежде всего установить общие закономерности, характерные для конкретного класса летательных аппаратов, а также специфические требования по их компоновке, обеспечению прочности, условиям эксплуатации и некоторым другим особенностям.

Особое внимание при проектировании баков должно быть уделено взаимодействию двигательной установки с летательным аппаратом. Так, например, колебания топлива в баках и магистралях могут генерировать колебания тяги, вызывать низкочастотные продольные колебания корпуса, приводить к нерасчетным продольным и поперечным перегрузкам и деформациям корпуса летательного аппарата. А это в свою очередь вызовет дополнительные напряжения в конструкции и скажется на динамике движения и управления летательным аппаратом.

Летательный аппарат с ЖРДУ является замкнутой динамической системой. Если эта система (двигатель – магистрали – баки – корпус летательного аппарата) устойчива в диапазоне частот, опасных для корпуса, баков и магистралей, то возникшие в замкнутой системе колебания с течением времени будут затухать. Если замкнутый контур неустойчив, то с течением времени амплитуда колебаний корпуса ЛА на резонансных частотах будет возрастать, что может привести к нерасчетным динамическим нагрузкам на корпус, баки, магистрали и вызвать их разрушение (в литературе этот случай получил наименование "поггоэффект").

Устранить физические связи в этой динамической системе не представляется возможным. Задача разработчика подсистемы топливных баков сводится к уменьшению амплитуды колебаний топлива в баках и давлений в магистралях до допустимых пределов. Для уменьшения колебаний в топ-

ливных баках и магистралях применяются различные виды активных и пассивных гасителей колебаний [24].

Для уменьшения амплитуд продольных колебаний топлива в баках применяются (см. разд. 4.1.4) разделители топливных баков на секции, вводятся гидравлические успокоители и демпферы внутри баков (диафрагмы, диски с клапанами, мягкие емкости, наполненные газом), увеличивается жесткость баков путем утолщения обечайки, применения шпангоутов, колец жесткости и с помощью других мероприятий.

В связи с выработкой топлива в полете и уменьшением массы летательного аппарата соответственно меняются его динамические характеристики. Поэтому при подборе параметров демпферов гасителей колебаний и всего контура управления тягой двигателя необходимо обеспечивать уменьшение амплитуд колебаний в полосе частот, соответствующей изменяющемуся диапазону частот рассматриваемой динамической системы, либо намеренно рассогласовать частотные характеристики составляющих ее подсистем.

Для полного исследования взаимодействия ЖРДУ с летательным аппаратом необходимо изучить три основных вопроса:

- оценить динамические перемещения, нагрузки и напряжения, возникающие в конструкции элементов корпуса ЛА и в подсистеме топливных баков ЖРДУ, а также уровень колебаний топлива в баках и топливных магистралях;

- провести анализ устойчивости всех подсистем и элементов замкнутой динамической системы;

- провести анализ устойчивости движения летательного аппарата.

Однако их рассмотрение и анализ весьма сложны, поэтому эти вопросы излагаются в специальной литературе [12, 17].

Топливные баки в зависимости от назначения ДУ на ЛА различают по конструктивным особенностям на баки для высокоманевренных летательных аппаратов либо для носителей КЛА и баллистических ЛА, либо для космических летательных аппаратов.

Топливные баки высокоманевренных летательных аппаратов отличаются повышенной прочностью конструкции и надежностью системы забора топлива из баков при сильно изменяющихся параметрах окружающей среды и больших знакопеременных продольных и боковых перегрузках ( $n_x = 5 \dots 10$ ;  $n_y = 5 \dots 20$ ). Так, например, для обеспечения надежного забора топлива в баках применяются подвижные инерционные заборники, разделительные мешки, порши, диафрагмы, сильфоны и другие устройства, надежно отделяющие жидкые компоненты топлива от газовой среды и уменьшающие колебания топлива в баках.

Обечайки топливных баков высокоманевренных летательных аппаратов воспринимают значительные внешние нагрузки, поэтому они выполняются высокопрочными, имеют значительную толщину, а иногда и теплоизоляцию в виде обмазок или экранов для снижения влияния газокинетического нагрева, а также горячих газов, используемых при применении в ЖРДУ вытеснительных систем подачи топлива.

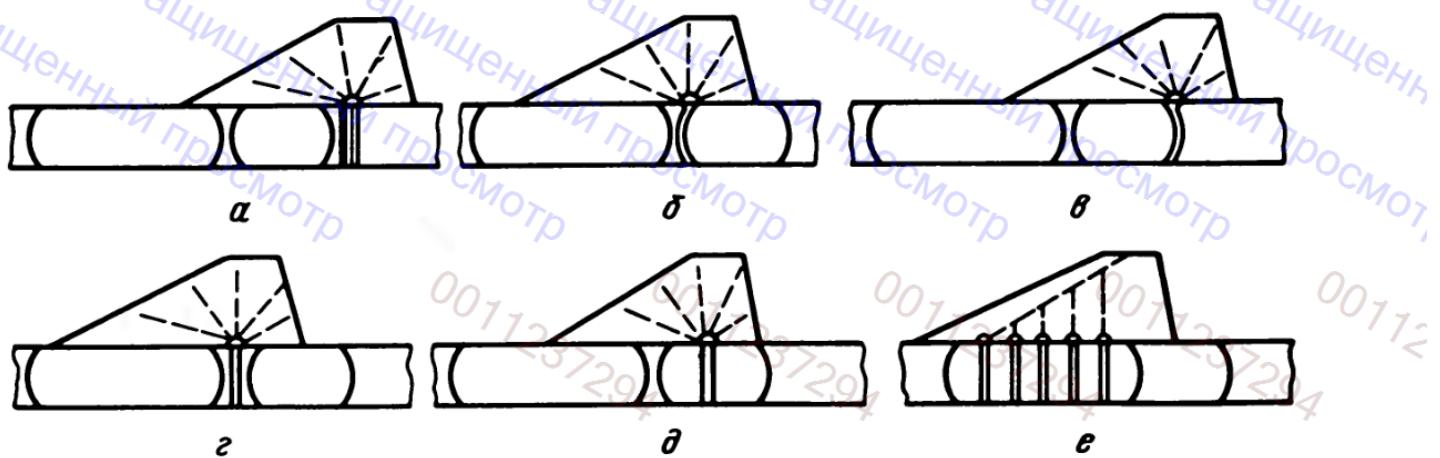


Рис. 4.23. Зависимость расположения узлов для крепления крыльев от конструкции топливных баков

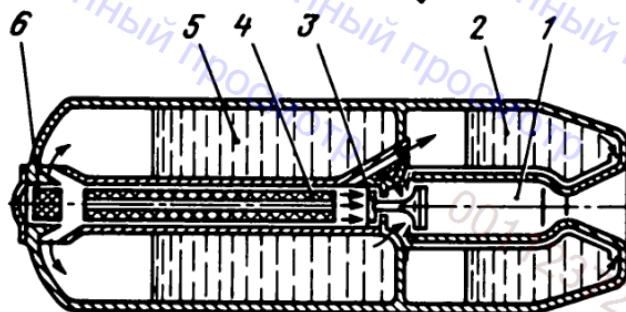
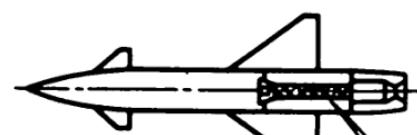


Рис. 4.24. Схема двигательной установки "ампульного типа" с ПАД высокоманевренного ЛА воздух-поверхность  
1 – камера двигателя; 2 – бак горючего; 3 – поршень-клапан; 4 – газогенератор (ПАД); 5 – бак окислителя; 6 – воспламенитель ПАД

В связи с тем, что в высокоманевренных летательных аппаратах используются агрессивные компоненты топлива, для изготовления баков применяются коррозионно-стойкие материалы или специальные покрытия. Особенно это важно для баков с длительным хранением компонентов топлива.

На конструкцию топливных баков высокоманевренных крылатых летательных аппаратов существенное влияние могут оказать конструкции шпангоутов и узлов крепления крыльев к корпусу, так как они обычно располагаются в местах размещения топливных баков (рис. 4.23). Так, если на рис. 4.23, *а* и *г* шпангоуты крепления крыла непосредственно не влияют на конструкцию баков, то на рис. 4.23, *б* и *в* днища баков несут дополнительные нагрузки от крыла и должны иметь упрочняющие элементы. Еще большее влияние на конструкцию баков и их заборных устройств оказывают шпангоуты крепления крыльев, представленные на рис. 4.23, *д* и *е*.

Конструкция топливного бака высокоманевренного летательного аппарата с подвижным заборником показана на рис. 4.8. Для гашения колебаний в баке установлена диафрагма 3. Подвижная часть заборника 9 отклоняется в сторону действия боковых перегрузок, что позволяет заборнику при отсутствии отрицательных продольных перегрузок и больших всплесков топлива подавать его в топливные магистрали без разрывов сплошности.

Для высокоманевренных летательных аппаратов применяются топлив-

ные баки, длительное время находящиеся в заправленном состоянии. Такие ЖРДУ имеют высокую компактность и готовность к запуску в течение длительного времени, их часто называют "ампульными". Пример "ампульной" ЖРДУ с вытеснительной системой подачи топлива приведен на рис. 4.24<sup>1</sup>, где камера двигателя 1 и пороховой аккумулятор давления (ПАД) 4 размещаются внутри топливного отсека. Компоненты топлива при работе двигателя вытесняются из баков в камеру двигателя пороховыми газами, вырабатываемыми в ПАД и обеспечивающими подачу топлива в тракт охлаждения двигателя.

Топливные баки для носителей КЛА и баллистических ЛА, относящихся к маломаневренным крупногабаритным летательным аппаратам, используются в ЖРДУ для питания топливом мощных многокамерных двигательных установок и насосных систем подачи топлива.

Топливные баки для таких ЖРДУ хранят и подают к потребителям как низкокипящие компоненты топлива, так и высокоэффективные высококипящие и криогенные топлива.

Назначение и размер баков существенно сказываются на их конструкции, которая отличается при больших габаритах совершенством, что обеспечивает малую относительную массу крупногабаритным бакам.

При проектировании топливных баков мощных носителей КЛА и баллистических ЛА учитываются возможные расчетные нагрузки, конструктивные решения, характеристики используемых материалов, поведение компонентов топлива в баках и другие вопросы, от которых зависят надежность и совершенство конструкции баков. Особое внимание обращается на динамические нагрузки, вызываемые упругими колебаниями конструкции баков и колебаниями топлива в баках, которые находятся в единой замкнутой динамической системе с двигателем и системой подачи топлива.

При выборе конструктивных решений используются вариационные методы расчета, позволяющие с наибольшей точностью определять минимально-допустимые запасы прочности при условии обеспечения надежности работы, чем достигается легкость конструкции. При больших габаритных размерах топливных баков носителей КЛА и баллистических ЛА важнейшей составляющей нагрузкой при расчетах на прочность является избыточное давление наддува топливных баков. Давление наддува баков определяется не только исходя из условий подавления на входах в насосы ТНА кавитационных явлений (что, безусловно, является необходимым условием), но также из оптимальных нагрузок на обечайку бака: давление наддува должно максимально разгружать обечайку бака от внешних нагрузок.

В конструкции топливных баков применяются легкие высокопрочные материалы (в основном алюминиевые сплавы), обеспечивающие прогрессивные современные технологические методы изготовления элементов конструкции и сварочных работ при сборке. При выборе материала для баков, наполняемых криогенными компонентами топлива, учитывается требование сохранения его высокой пластичности при низких температурах.

<sup>1</sup> Коньков Н.Г. Ракетное оружие на самолете. М.: Воениздат, 1963.

Для топливных баков носителей КЛА и баллистических ЛА особое значение имеет надежный забор топлива и оптимальная программа их опорожнения, что достигается установкой в баках специальных топливозаборных устройств, гасящих воронкообразование, а также системы опорожнения баков, которые позволяют обеспечить подачу топлива без разрывов сплошности и управлять процессом опорожнения баков.

Топливные баки носителей КЛА могут иметь достаточно сложную конфигурацию исходя из их общей компоновки на летательном аппарате. Например, на носителе КЛА "Восток", выполненном по схеме с последовательно-параллельным делением ступеней, центральный бак имеет цилиндрическую форму разных диаметров с коническим переходом между цилиндрами; четыре боковых блока имеют форму, близкую к конической (рис. 4.25).

Схема размещения и конструктивные особенности топливных баков баллистической ракеты "Атлас" приведены на рис. 4.26, нижних ступеней носителя КЛА "Сатурн-5" – на рис. 4.27. На рис. 4.28 показана конструктивная схема сбрасываемого топливного бака многоразового воздушно-космического летательного аппарата "Спейс Шаттл".

Топливные баки космических летательных аппаратов отличаются разнообразием конструкций в зависимости от решаемых полетных задач. Обычно ЖРДУ космических аппаратов подразделяют на ДУ, обеспечивающие управление движением центра масс КЛА (двигатели ЖРДОМ имеют тягу, измеряемую сотнями и тысячами ньютонов), и ДУ управления движением КЛА относительно центра масс (с ЖРДМТ, которые имеют тягу, измеряемую ньютонами и сотнями ньютонов).

В соответствии с этими особенностями ЖРДУ различаются и топливные баки КЛА

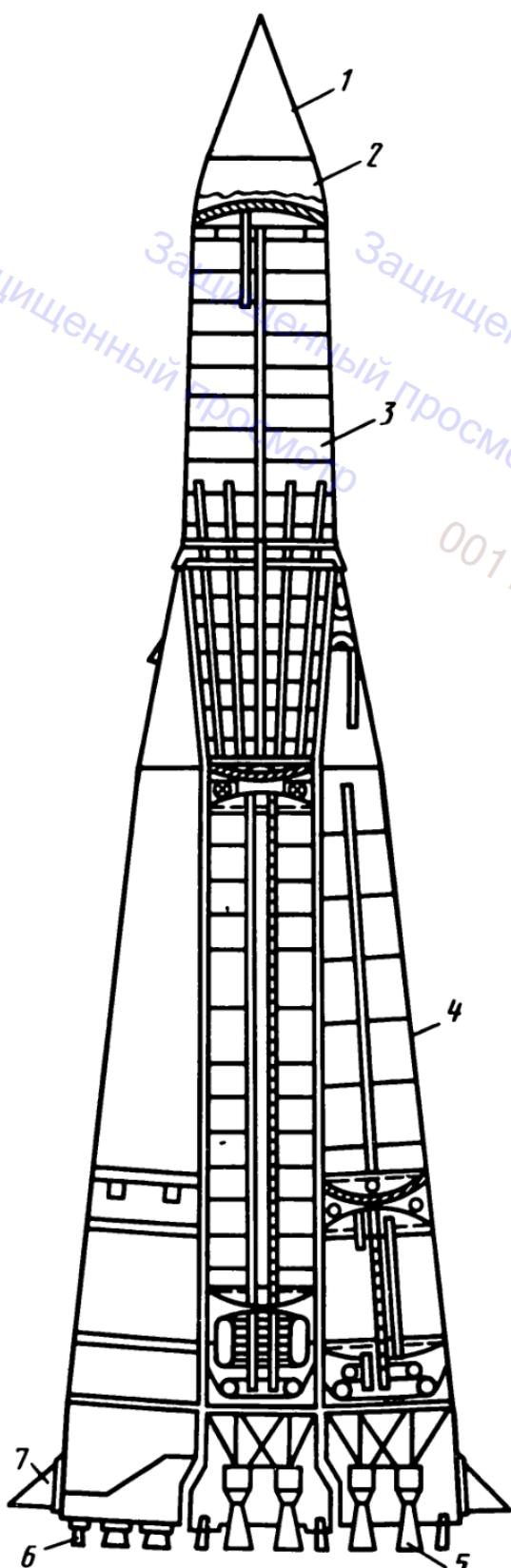
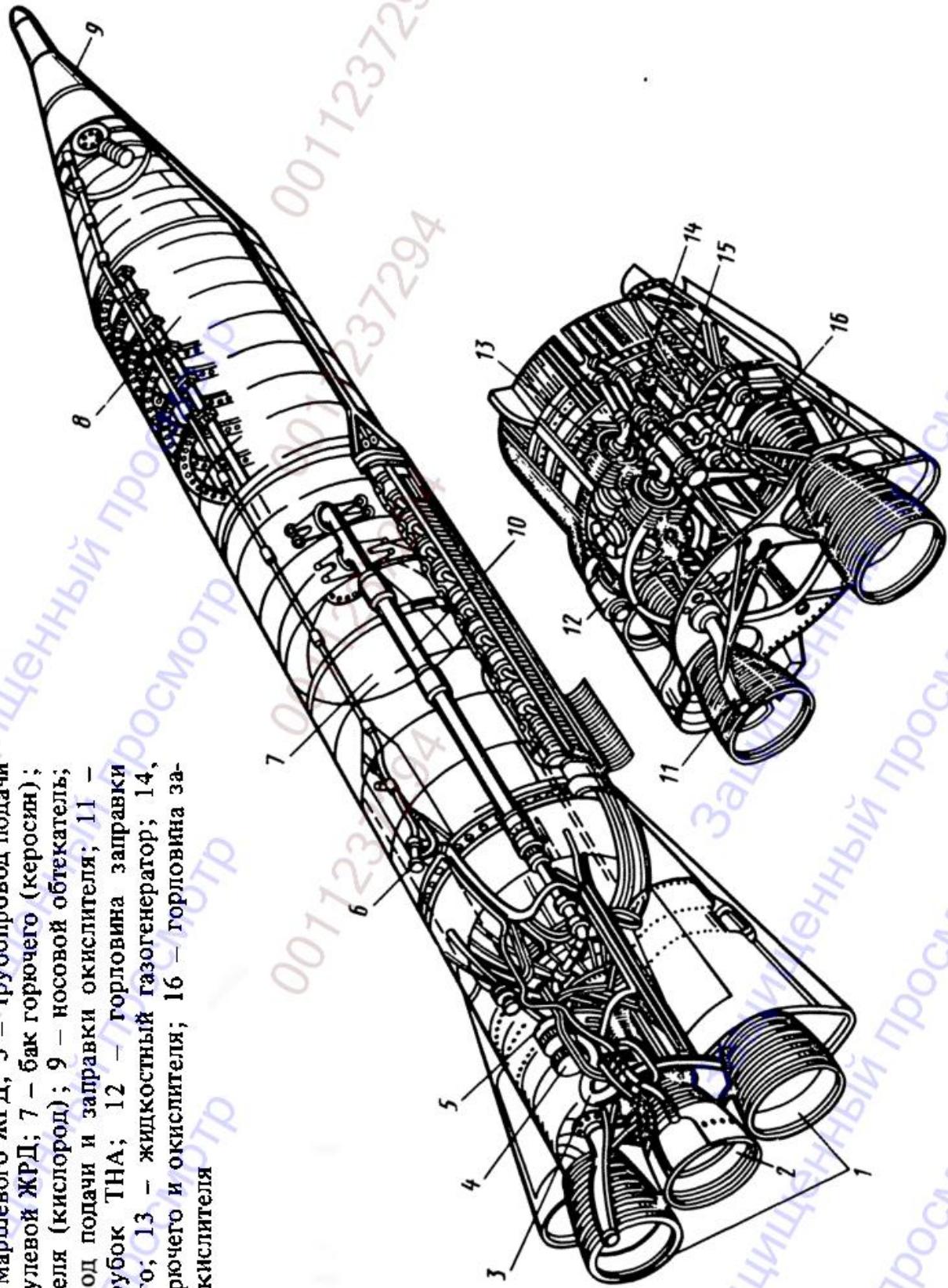


Рис. 4.25. Схема ракеты-носителя "Восток":  
1 – обтекатель; 2 – приборный отсек; 3 – центральный ракетный блок; 4 – боковой ракетный блок; 5 – основной ЖРД; 6 – рулевой ЖРД; 7 – аэродинамические рули

Рис. 4.26. Компоновочная схема двигателевой установки

БРДД "Атлас":

1 – стартовый ЖРД; 2 – маршевый ЖРД; 3 – бак жидкого гелия; 4 – ТНА маршевого ЖРД; 5 – трубопровод подачи горючего; 6 – рулевой ЖРД; 7 – бак горючего (керосин); 8 – бак окислителя (кислород); 9 – носовой обтекатель; 10 – трубопровод подачи и заправки окислителя; 11 – выхлопной патрубок ТНА; 12 – горловина заправки и слива горючего; 13 – жидкостный газогенератор; 14, 15 – насосы горючего и окислителя; 16 – горловина заправки и слива окислителя



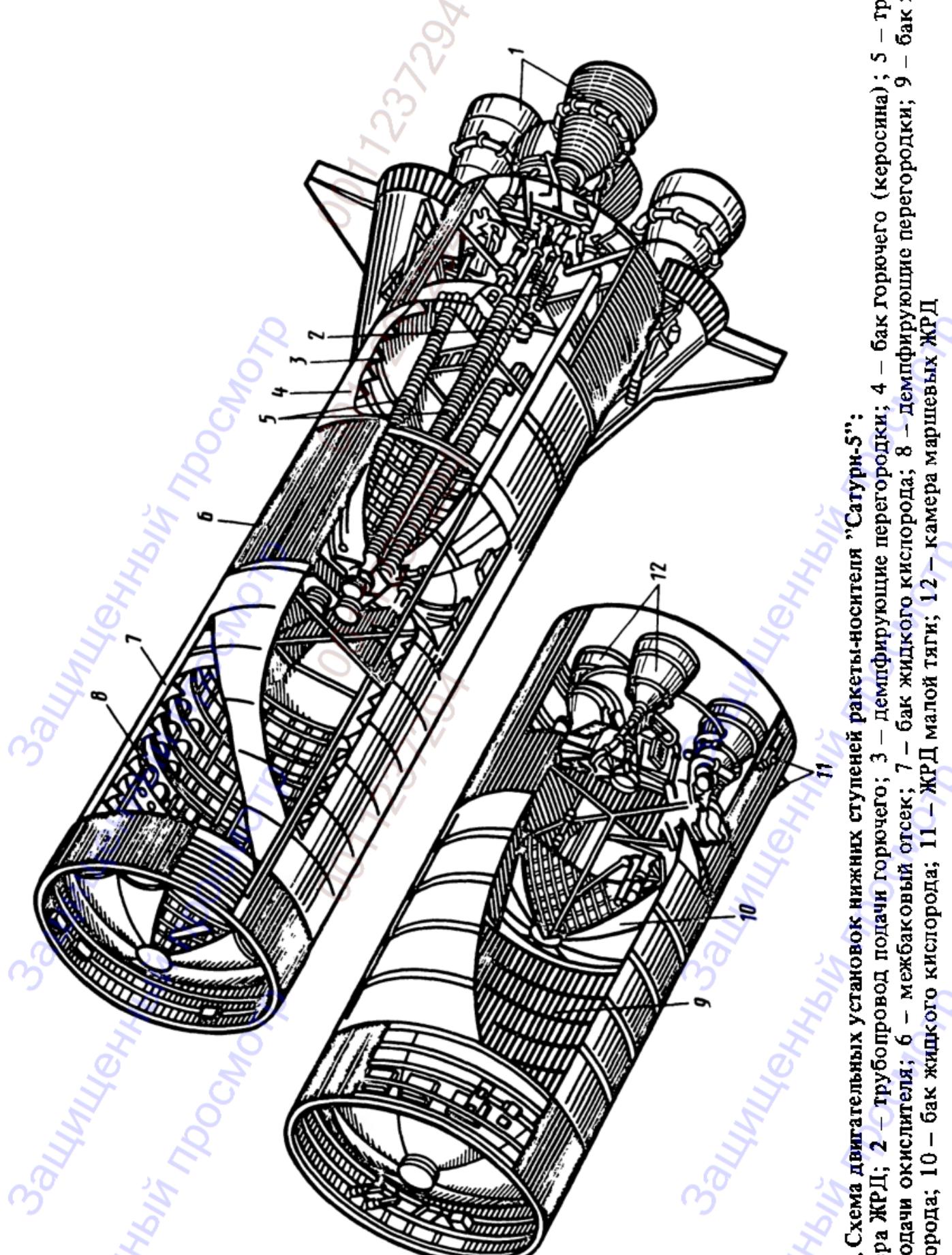
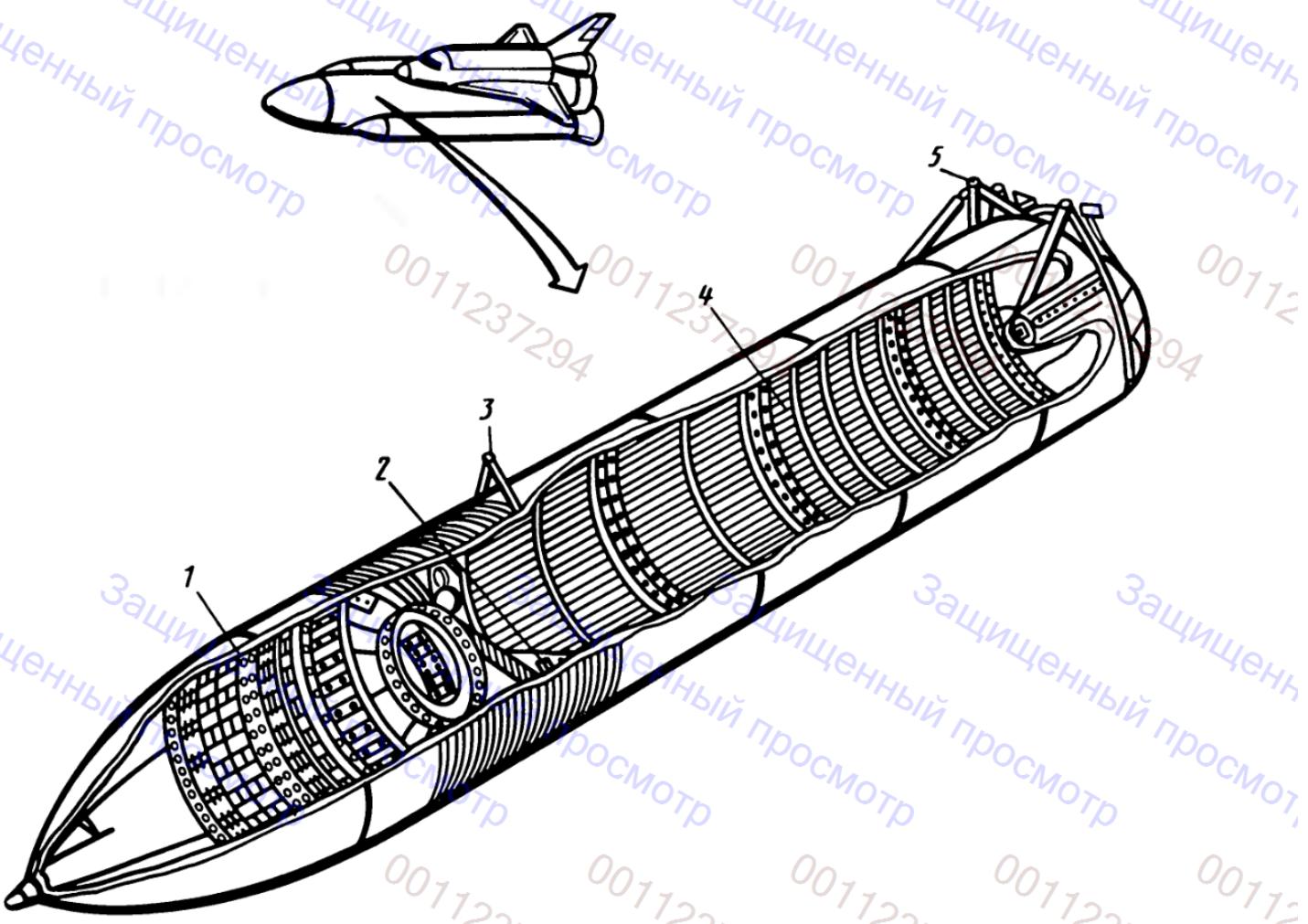


Рис. 4.27. Схема двигателевых установок нижних ступеней ракеты-носителя "Сатурн-5":

1 – камера ЖРД; 2 – трубопровод подачи горючего; 3 – демпфирующие перегородки; 4 – бак горючего (керосина); 5 – трубопровод подачи окислителя; 6 – межбаковый отсек; 7 – бак жидкого кислорода; 8 – демпфирующие перегородки; 9 – бак жидкого водорода; 10 – бак жидкого кислорода; 11 – ЖРД малой тяги; 12 – камера маршевых ЖРД



**Рис. 4.28. Схема сбрасываемого топливного отсека многоразового воздушно-космического аппарата:**

1 – бак жидкого кислорода; 2 – межбаковый отсек; 3 – передний узел крепления бакового отсека; 4 – бак жидкого водорода; 5 – задний узел крепления бакового отсека

как по массе размещаемого в них топлива, так и по их конструктивной реализации и компоновке на космическом летательном аппарате. Баки ЖРДУ на космических летательных аппаратах могут объединяться в группы (блоки) либо входить в состав автономных двигательных установок. Их размещают на КЛА по возможности вблизи центра масс КЛА.

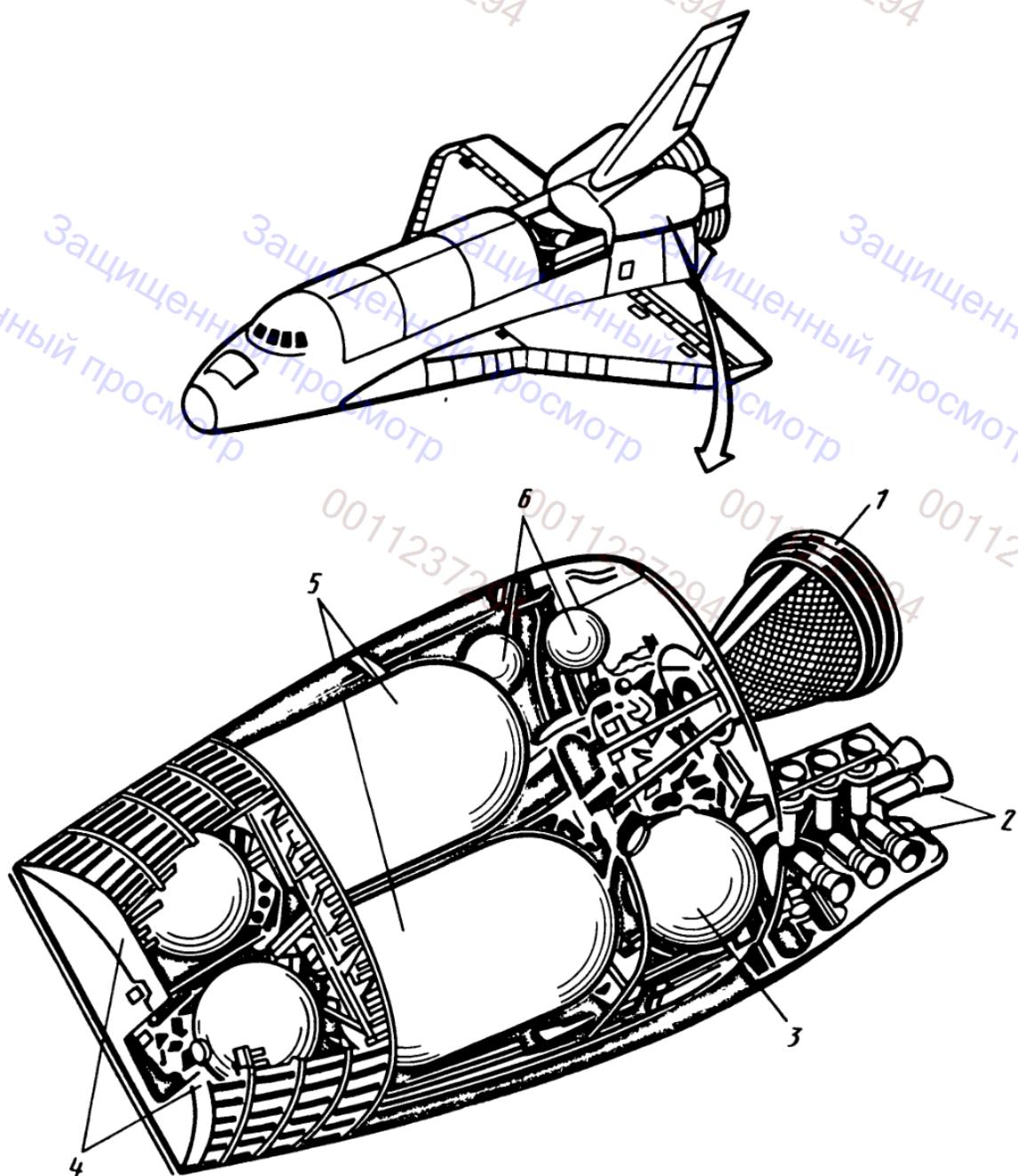
Геометрические формы топливных баков выбираются исходя из условия наиболее плотной их компоновки. Наибольшее распространение получили сферические баки, которые имеют минимальную относительную массу. Часто сферические баки компонуются в блоки и располагаются на КЛА в соответствии с назначением ЖРДУ, при этом используются объемы, свободные от других агрегатов и оборудования.

Правильный выбор форм и конструкции топливных баков в зависимости от назначения ЛА способствует повышению его летных качеств и эффективности выполнения полетных задач.

Конструктивная схема топливного кормового отсека реактивной системы управления космического летательного аппарата "Спейс Шаттл" показана на рис. 4.29. Она отражает жесткие требования, предъявляемые

к этой системе: сохранение работоспособности при больших перегрузках ( $n_x = 3$ ) во время выведения на орбиту и при возвращении в атмосферу ( $n_x = -2$ ), причем направления действия перегрузок при выведении ЛА на орбиту Земли и спуске сдвинуты на  $119^\circ$ . Поэтому в рассматриваемой конструкции применено секционирование бака путем разделения его объема непроницаемой перегородкой с окнами, установленной под углом  $16,5^\circ$  в продольной оси ЛА.

Образованная при этом дополнительная секция составляет объем, рав-



**Рис. 4.29. Схема кормового отсека двигателевых установок орбитального маневрирования и управления ориентацией КЛА:**

1 – ЖРДОМ системы орбитального маневрирования ЛА; 2 – ЖРДМТ системы управления ориентацией осей ЛА; 3 – баллоны с гелием для подачи топлива в ЖРД системы питания топливом двигателей орбитального маневрирования; 4 – баки с компонентами топлива для питания двигателей системы управления ориентацией ЛА; 5 – баки с компонентами топлива для системы орбитального маневрирования; 6 – баллоны с гелием для подачи топлива в ЖРДМТ системы управления ориентацией осей ЛА

ный 14 % объема бака, и снабжена капиллярными заборными устройствами 6 (см. рис. 4.19). Верхняя часть топливного бака содержит четыре перекрывающихся канала 2, при этом одна из сторон каждого канала снабжена капиллярной сеткой 325Х 2300 меш. Через окна в перегородке нижние концы каналов выходят в нижнюю секцию бака, в которой также установлено четыре перекрещивающихся канала 6, один из которых соединен с выходным патрубком. Все каналы выполнены из коррозионно-стойкой стали, перегородка и бак – из титанового сплава. Расположение каналов обеспечивает контакт с жидкостью при любой ее ориентации во время полета.

На случай аварийного возвращения с орбиты установлены дополнительные аварийные заборные устройства, 9 которые обеспечивают подачу компонентов топлива при действии перегрузки, направленной под углом 119° к оси бака. В этом случае положение жидкости в баке определяется действующей перегрузкой.

Условия работы нижней секции легче, чем верхней (меньшие геометрические размеры соответствуют меньшим гидростатическим столбам), и поэтому она имеет большую надежность.

## 4.2. МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

### 4.2.1. МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

**Конструкционные материалы.** При выборе материалов для топливных баков необходимо учитывать их разнообразные свойства: механические, физические, технологические, а также коррозийную стойкость материалов и их совместимость с применяемыми компонентами топлива.

Коррозия конструкционных материалов снижает прочность баков, сокращает сроки хранения топлива, приводит к загрязнению топлива продуктами коррозии и ухудшает эксплуатацию двигательной установки.

Для предотвращения развития коррозии топливные баки и другие элементы двигательной установки должны изготавливаться из таких материалов, которые не вступают в активное химическое или электрохимическое взаимодействие с компонентами топлива.

Для повышения коррозионной стойкости материалы баков могут подвергаться пассивации (воздействию сильных окислителей), после чего их поверхность становится более пассивной к окислителям.

Для баков, предназначенных для хранения окислителей, используются алюминиевые сплавы либо коррозионно-стойкие стали, легированные хромом и никелем, а также титановые сплавы.

Баки для хранения азотной кислоты или окислов азота могут быть выполнены из высоколегированных кислотоупорных сталей марок 2Х18Н12С4ТЮ (ЭИ654), Х18Н9Т (ЭЯ1Т), Х20Н6С3Т (ЭИ810), 1Х21Н5Т

(ЭИ811); титановых сплавов ВТ1Д, ВТ2, ВТ5, ВТ6 и алюминиевых сплавов АМг3, АМг5в, АМг6-Т, АМц.

Для баков для хранения перекиси водорода наибольшее применение находит пассивированный алюминий или легированные стали; неприемлема медь, которая ускоряет процесс разложения перекиси водорода.

Выбор материалов для баков с горючим обычно не представляет трудностей, так как большинство применяемых в ЖРД горючих мало агрессивно по отношению к конструкционным материалам. Баки для неагрессивных горючих изготавливаются из высокопрочных сталей, например 25ХГСА, 12Х5МА, 09Х15Н8Ю (СН-2), титановых сплавов ВТ1Д, ВТ6 и алюминиевых сплавов АМг6-Т и др.

Выбор материалов топливных баков также существенно зависит от температуры нагрева баков в полете: если при кратковременном нагреве температура стенок баков не превышает 200 – 300 °С, то баки могут изготавливаться из алюминиевых сплавов, при нагреве до 400 – 500 °С – из титановых сплавов, при более высоком нагреве – из стали.

При применении криогенных компонентов топлива в конструкциях баков должны использоваться материалы с повышенной хладостойкостью: коррозионно-стойкие стали (например Х18Н9Т), алюминиевые сплавы (АМц, АМг-5В), медь и др.

**Материалы для вытеснительных устройств баков.** Материалы для вытеснительных устройств топливных баков должны обладать хорошей эластичностью, быть химически инертными и непроницаемыми для компонентов топлива и вытесняющего газа. Для изготовления эластичных разделителей могут применяться тефлон, полиэтилен и бутиловый каучук. Чтобы повысить непроницаемость их стенок для вытесняющих газов (что особенно важно при длительном хранении топлива), разделители из неметаллических материалов выполняются многослойными с прослойками из алюминиевой или tantalовой фольги.

Для гибких диафрагм могут применяться те же материалы, что и для разделителей, а также фольга из коррозионно-стойкой стали и алюминиевых сплавов.

**Уплотнительные материалы.** Для уплотнительных прокладок могут использоваться металлы (алюминий, медь), фторорганические и кремний-органические полимеры, натуральный каучук, фторкаучук, неопрен, а также мягкие металлы: индий, баббит и свинец, которые обычно заполняют каркас прокладки, выполняемой из твердого металла.

В азотнокислотных и кислородных баках в качестве уплотнений могут быть применены кислотостойкие пластмассы типа фторопласта.

#### 4.2.2. ПРОЧНОСТЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

**Нагрузки, действующие на топливные баки.** Прочность несущих баков летательных аппаратов, являющихся частью конструкции корпуса, определяется внешними нагрузками, действующими на корпус ЛА (изгибающими

моментами  $M_{изг}$ , перерезывающими  $N_y$  и осевыми силами  $N_x$ ), а также нагрузками, создаваемыми внутренним давлением  $p_6$  (см. рис. 4.2).

Внутреннее давление в баке на каждом уровне столба жидкости  $p_6$  создается давлением наддува  $p_{над}$  и гидростатическим давлением столба жидкости в баке  $p_{гидр}$ :

$$p_6 = p_{над} + p_{гидр}.$$

Давление наддува в баках с газовытеснительными системами подачи обычно составляет  $p_{над} = (25 \dots 50) \cdot 10^5$  Па, а в баках с турбонасосными системами подачи  $p_{над} = (2 \dots 6) \cdot 10^5$  Па.

Гидродинамическое нагружение баков зависит от величины продольной перегрузки  $n_x$ :

$$p_{гидр} = g\rho_T n_x h_x,$$

где  $h_x$  – расстояние от свободной поверхности жидкости до расчетного сечения;  $\rho_T$  – плотность топлива.

Под действием внутреннего давления и внешних нагрузок оболочка бака деформируется. Вдали от днищ и шпангоутов деформированная поверхность баков не имеет резких изменений кривизны, поэтому напряжения в стенке баков с достаточной степенью точности можно считать по безмоментной теории, однако в тех зонах баков, где деформация обечайки стеснена креплением шпангоутов или днищ, возникают изгибающие напряжения, поэтому для расчета этих зон баков следует пользоваться более сложной моментной теорией оболочек.

**Расчет обечаек цилиндрических баков.** Сложное воздействие всех сил на конструкцию баков может приводить к различным случаям разрушения обечаек и днищ баков, которые характеризуются либо потерей прочности, либо потерей устойчивости.

При расчете обечаек баков используется безмоментная теория расчета тонкостенных оболочек. Тогда меридиональные напряжения, действующие в расчетном сечении обечайки тонкостенного цилиндрического бака, нагруженного одновременно осевыми силами, изгибающим моментом и внутренним давлением, будут

$$\sigma_m = \pm \frac{4M_{изг}}{\pi D^2 \delta} \pm \frac{N_x}{\pi D \delta} - \frac{p_6 D}{4 \delta}, \quad (4.1)$$

а окружные напряжения

$$\sigma_\tau = \frac{p_6 D}{2 \delta}, \quad (4.2)$$

где  $D$  и  $\delta$  – соответственно диаметр и толщина обечайки бака.

Эквивалентное напряжение в обечайке может быть определено по теории наибольших касательных напряжений:

$$\sigma_3 = \sigma_1 - \sigma_3.$$

Окружные напряжения в обечайке, нагруженной избыточным внутренним давлением, всегда положительны ( $\sigma_r > 0$ ). Меридиональные напряжения в зависимости от величины и знака изгибающего момента, осевой силы и внутреннего давления могут быть положительными и отрицательными ( $\sigma_m \leq 0$ ), причем в последнем случае возможна потеря устойчивости обечайки. Следовательно, в зависимости от знака и величины меридиональных напряжений расчетные случаи нахождения потребной обечайки бака будут отличаться.

При отрицательных меридиональных напряжениях допустимые напряжения в обечайке бака определяются из условий потери устойчивости по выражению

$$\sigma_{kp} = k_{kp} E \frac{\delta}{D}, \quad (4.3)$$

где  $k_{kp}$  – коэффициент критического напряжения сжатия, зависящий от характера напряжений, величины внутреннего давления и геометрических параметров бака. Обычно для цилиндрических баков принимают  $k_{kp} = 0,3$ .

Кроме того, при отрицательных меридиональных напряжениях ( $\sigma_m < 0$ ) необходимо также проверять условия прочности обечайки по эквивалентному напряжению

$$\sigma_3 = \frac{4M_{изг}}{\pi D^2 \delta} + \frac{N_x}{\pi D \delta} + \frac{p_6 D}{4 \delta} \leq \sigma_p,$$

где  $\sigma_p = \sigma_b/f$  – допустимое напряжение;  $f$  – коэффициент безопасности.

Потребная толщина обечайки бака в этом случае

$$\delta = \frac{D}{\sigma_p} \left( \frac{4M_{изг} + N_x D}{\pi D^3} + \frac{p_6}{4} \right). \quad (4.4)$$

Из (4.4) можно определить предельно допустимое давление в баке при выбранной толщине обечайки и заданных нагрузках:

$$p_6^I = 4 \left( \frac{\delta}{D} \sigma_p - \frac{4M_{изг} + N_x D}{\pi D^3} \right). \quad (4.5)$$

Из совместных условий прочности и устойчивости обечайки

$$k_{kp} E \frac{\delta}{D} = \frac{4M_{изг}}{\pi D^2 \delta} + \frac{N_x}{\pi D \delta} - \frac{p_6 D}{4 \delta} \quad (4.6)$$

может быть определена минимальная толщина обечайки бака

$$\delta_{min} = D \sqrt{\frac{1}{k_{kp} E} \left( \frac{4M_{изг} + N_x D}{\pi D^3} - \frac{p_6}{4} \right)}. \quad (4.7)$$

При положительных меридиональных напряжениях ( $\sigma_m > 0$ ) эквивалентное напряжение определяется только кольцевыми напряжениями

$$\sigma_3 = \sigma_\tau = \frac{p_6 D}{2\delta} \leq \sigma_p,$$

откуда потребная толщина обечайки получится из условия прочности на разрыв:

$$\delta = \frac{p_6 D}{2\sigma_p}. \quad (4.8)$$

**Анализ напряженного состояния обечаек цилиндрических баков.** Сложное воздействие всех сил на конструкцию баков может привести к различным разрушениям обечайки. Следовательно, требуются различные методы расчета баков.

Для определения наивыгоднейших конструктивно-силовых схем баков необходимо исследовать напряжения в обечайках баков при различном сочетании сил нагружения и геометрических параметров баков. Введем следующие параметры:

$\Delta_1$  – параметр, характеризующий относительную толщину обечайки, определяемую внешними нагрузками;

$$\Delta_1 = \frac{1}{\sigma_p} \frac{4M_{изг} + N_x D}{\pi D^3}; \quad (4.9)$$

$\Delta_2$  – параметр, характеризующий использование материала конструкции при обеспечении устойчивости обечайки:

$$\Delta_2 = \frac{\sigma_p}{k_{kp} E}, \quad (4.10)$$

который в основном определяется механическими характеристиками применяемых материалов для изготовления топливных баков.

Подставив значения  $\Delta_1$  и  $\Delta_2$  в уравнение (4.1), получим потребную относительную толщину обечайки из условия ее устойчивости при действии внешних сил:

$$\bar{\delta} = \frac{\delta}{D} = \sqrt{\Delta_2(\Delta_1 - \frac{p_6}{4\sigma_p})}. \quad (4.11)$$

Из (4.11) следует, что при увеличении давления в баке до определенного предела  $p_6^I$  меридиональные напряжения и потребная толщина обечайки уменьшаются.

Подставив значение допустимого при заданной толщине обечайки давления в баке  $p_6^T$  в выражение (4.4), найдем минимальную относительную

толщину обечайки при отрицательных меридиональных напряжениях ( $\sigma_m < 0$ ):

$$\bar{\delta}_{\min}^I = \frac{\Delta_2}{2} \left( \sqrt{1 + 8 \frac{\Delta_1}{\Delta_2}} - 1 \right). \quad (4.12)$$

В этом случае максимально допустимое давление в баке при заданной толщине обечайки и внешней нагрузке будет

$$p_{b\max} = 4\sigma_p (\bar{\delta} - \Delta_1). \quad (4.13)$$

Следовательно, в топливных баках можно установить оптимальное давление  $p_{b\text{,опт}}$ , обеспечивающее минимальную толщину обечайки при условии внешнего нагружения и избыточного внутреннего давления. Оно может быть найдено при подстановке выражения (4.5) в формулу (4.6):

$$p_{b\text{,опт}} = 2\sigma_p [\Delta_2 \left( \sqrt{1 + 8 \frac{\Delta_1}{\Delta_2}} - 1 \right) - 2\Delta_1]. \quad (4.14)$$

Если меридиональные напряжения будут положительны ( $\sigma_m > 0$ ), то потребная относительная толщина обечайки будет определяться по формуле

$$\bar{\delta} = \frac{p_b}{2\sigma_p}. \quad (4.15)$$

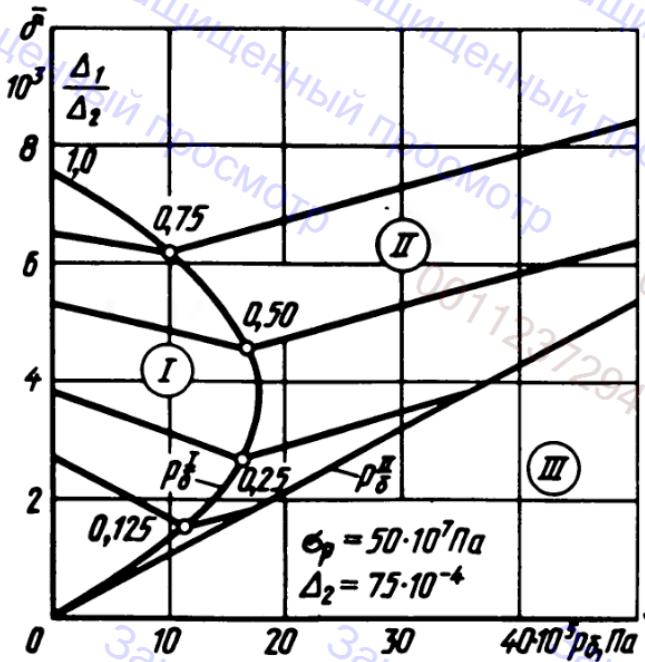
Можно установить расчетный случай, соответствующий равенству нулю меридиональных напряжений, и найти то предельное давление в баке, выше которого расчет обечайки бака должен вестись из условия прочности на разрыв:

$$p_b^{II} = 4\sigma_p \Delta_1. \quad (4.16)$$

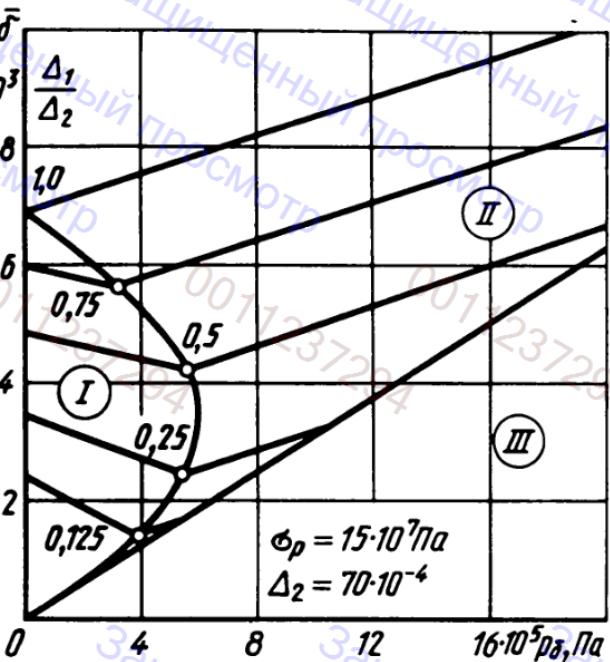
Анализ выражений (4.4), (4.7) и (4.8) для определения относительной толщины обечайки в зависимости от соотношения величин нагрузжения внешними силами и внутренним давлением позволяет разделить все топливные баки на три группы (рис. 4.30).

К первой группе относятся баки (зона I), обечайки которых рассчитываются из условий устойчивости, а потребная толщина их определяется из выражения (4.7). Такие баки "низкого" давления, которые условно можно назвать разгруженными, имеют соотношение параметров нагрузжения и устойчивости  $\frac{\Delta_1}{\Delta_2} < 1$ , а давление в баке  $p_b < p_b^I$ . В связи с тем, что у

большинства баков летательных аппаратов  $\frac{\Delta_1}{\Delta_2} < 1$ , то баки двигателевых установок с насосными системами подачи топлива, для которых давление наддува  $p_b < (5 \dots 6) 10^5$  Па, можно отнести к разгруженным бакам.



*a*



*б*

Рис. 4.30. Зависимость относительной толщины обечайки бака  $\bar{\delta}$  от внутреннего давления  $p_b$ :  
*а* – для стальных баков; *б* – для алюминиевых баков

Баки, давление в которых  $p_b^I < p_b < p_b^{II}$  (зона II), можно условно назвать баками "среднего" давления или средненагруженными. Это – вторая группа баков. Относительная толщина обечаек для таких баков определяется из (4.4) исходя из условий прочности на растяжение.

И, наконец, баки, давление в которых  $p_b > p_b^{II}$  (зона III), относятся к нагруженным бакам. Относительная толщина обечайки рассчитывается из уравнения (4.8) исходя из условий прочности на разрыв. К этой группе относятся баки "высокого" давления, работающие обычно с газовытеснительными системами подачи при  $p_b > 20 \cdot 10^5$  Па.

**Определение толщины обечайки цилиндрических баков по действующим нагрузкам.** Толщина обечайки цилиндрических баков "низкого" давления определяется прежде всего величиной изгибающих моментов и осевых сил, действующих на обечайку несущих топливных баков.

Для топливного бака, расположенного вблизи центра масс летательного аппарата, приближенно максимальный изгибающий момент можно принять равным

$$M_{\text{изгmax}} = \frac{\pi}{32} k_a k_n g \rho_{\text{ср}} n_x \max \lambda_w^2 D^4, \quad (4.17)$$

где  $k_a$  – коэффициент, учитывающий аэродинамическую нагрузку на корпус в зависимости от аэродинамической схемы ЛА; для обычной схемы  $k_a \approx 0,6$ ; для схемы "утка" –  $k_a \approx 0,8$ ;  $\rho_{\text{ср}}$  – средняя объемная плотность корпуса вместе с размещенными грузами;  $\lambda_w$  – удлинение приведенного

цилиндрического корпуса, имеющего одинаковый объем и диаметр с действительным корпусом ЛА. Обычно  $\lambda_w \approx (0,85 \dots 0,9) \lambda_\phi$ ;  $\lambda_\phi$  – удлинение действительного корпуса;  $D$  – диаметр корпуса;  $k_\pi$  – коэффициент, учитывающий максимальную массовую перегрузку на корпус (обычно  $k_\pi = 0,5 \dots 0,7$ );

$$k_\pi = \frac{(m n_y)_{\max}}{m_0 n_{y\max}}.$$

Здесь  $m$  и  $m_0$  – текущая и начальная масса ЛА;  $n_y$ ,  $n_{y\max}$  – текущая и максимальная боковая перегрузка.

Осьвая сила  $N_{x(\text{ср})}$ , действующая в среднем сечении по длине корпуса ЛА,

$$N_{x(\text{ср})} = \frac{\pi}{8} g \rho_{\text{ср}} n_{x\max} \lambda_w D^3, \quad (4.18)$$

где  $n_{x\max}$  – максимальная продольная перегрузка.

Тогда, подставляя выражения (4.17) и (4.18) в (4.7), можно получить зависимость для определения потребной относительной толщины обечайки цилиндрического бака "низкого" давления:

$$\bar{\delta}^H = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{k_{kp} E} \left[ \frac{1}{2} g \rho_{\text{ср}} \lambda_w D (k_a k_\pi \lambda_w n_{y\max} + n_{x\max}) - p_6 \right]}. \quad (4.19)$$

Эта зависимость может быть упрощена применительно к различным летательным аппаратам. Для высокоманевренных ЛА, у которых основная часть нагрузки на корпус и баки создается боковыми перегрузками, действием осевых сил можно пренебречь ( $n_x \approx 0$ ). В этом случае относительная толщина обечайки цилиндрического бака определяется по формуле

$$\bar{\delta}^H = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{k_{kp} E} \left( \frac{1}{2} k_a k_\pi n_{y\max} g \rho_{\text{ср}} \lambda_w^2 D - p_6 \right)}. \quad (4.20)$$

Для маломаневренных летательных аппаратов, у которых действие осевых сил значительно превышает действие боковых сил ( $n_x \gg n_y$ ), относительная толщина обечайки будет определена по формуле

$$\bar{\delta}^H = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{k_{kp} E} \left( \frac{1}{2} n_{x\max} g \rho_{\text{ср}} \lambda_w D - p_6 \right)}. \quad (4.21)$$

**Определение толщины днищ топливных баков.** При расчете днищ топливных баков необходимо по уравнению Лапласа определить меридиональные  $\sigma_m$  и кольцевые  $\sigma_t$  напряжения, действующие в расчетном сечении днищ (рис. 4.31):

$$\frac{\sigma_m}{R_1} + \frac{\sigma_\tau}{R_2} = \frac{p_{6x}}{\delta_{\text{дн}}} ,$$

где  $p_{6x}$  – внутреннее избыточное давление в данном расчетном сечении бака:

$$p_{6x} = p_{\text{над}} + g\rho_T n_x h_x ;$$

$\rho_T$  – плотность жидкого топлива, заполняющего бак;  $h_x$  – высота столба жидкости над расчетным сечением:

$$h_x = h_{\text{ц}} + x ;$$

$h_{\text{ц}}$  – высота столба жидкости в цилиндрической части бака;  $R_1$  и  $R_2$  – главные радиусы кривизны днища;  $\delta_{\text{дн}}$  – толщина днища.

Для нахождения меридиональных напряжений необходимо рассмотреть равновесие части днища, находящегося ниже расчетного сечения. Тогда согласно условию равновесия получим

$$\sigma_m = \frac{\Phi(\theta)}{2\pi\delta_{\text{дн}} R_2 \sin^2 \theta} , \quad (4.22)$$

где  $\theta$  – угол между осью  $X$  и радиусом  $R_2$ ;  $\Phi(\theta)$  – осевая составляющая всех внешних сил, действующих на рассматриваемую часть оболочки;

$$\Phi(\theta) = 2\pi \int_0^\theta p_{6x} r_1 r_2 \sin \vartheta \cos \vartheta d\vartheta ;$$

$r_1$ ,  $r_2$  – радиусы главной кривизны произвольной точки отсеченной части оболочки;  $\vartheta$  – угловая координата рассматриваемой произвольной точки.

Если днище выполнено в виде эллипса вращения, а обечайка цилиндрическая, то

$$\Phi(\theta) = \pi [r^2 (p_{\text{над}} + g\rho_T n_x h_{\text{ц}}) + 2g\rho_T n_x \frac{R^3 - \sqrt{(R^2 - r^2)^3}}{3m}] ,$$

где  $R$  – большая полуось эллипса, равная радиусу обечайки;  $r$  – радиус произвольной точки отсеченной части оболочки (малая полуось);  $m = R/r$  – отношение большой полуоси эллипса к малой полуоси (высоте днища).

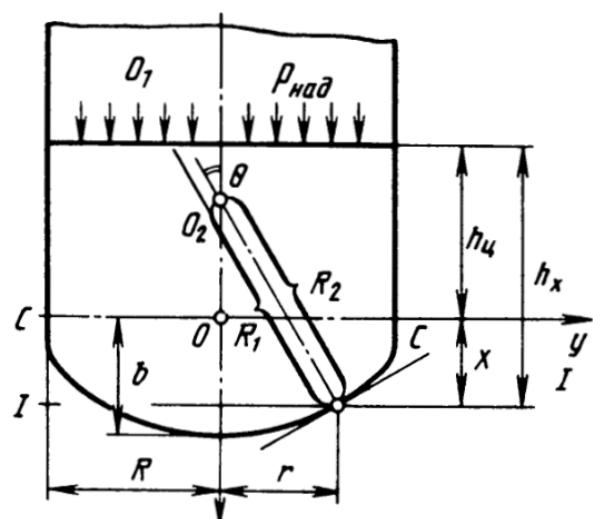


Рис. 4.31. Расчетная схема цилиндрического бака с эллиптическим днищем, частично заполненного жидкостью

Для произвольного сечения эллиптического днища бака

$$\sigma_m = \frac{p_{6x} R_2}{2\delta};$$

$$\sigma_\tau = \sigma_m \left( 2 - \frac{R_2}{R_1} \right).$$

Главные значения радиусов кривизны  $R_1$  и  $R_2$  для эллипса определяются следующим образом:

$$R_1 = \frac{1}{bR} \sqrt{\left[ R^2 - \left( 1 - \frac{b^2}{R^2} \right) r^2 \right]^3};$$

$$R_2 = \frac{R}{b} \sqrt{R^2 - \left( 1 - \frac{b^2}{R^2} \right) r^2}.$$

Обозначив отношение высоты днища к большой полуоси эллипса через  $m = R/b$  и подставив в выражения для  $\sigma_m$  и  $\sigma_\tau$  значения  $R_1$  и  $R_2$ , получим

$$\sigma_\tau = \sigma_m \left[ 2 - \frac{m^2 R^2}{m^2 (R^2 - r^2) + r^2} \right].$$

Тогда напряжения в днище в месте соединения днища с цилиндрической обечайкой, где  $r = R = D/2$ , определяются так:

$$\sigma_m = \frac{D}{4\delta_{dn}} [p_{над} + g\rho_T n_x (h_{ц} + \frac{D}{3m})]; \quad (4.23)$$

$$\sigma_\tau = \sigma_m (2 - m^2). \quad (4.24)$$

В том же сечении для цилиндрической части бака напряжения будут равны

$$\sigma_m = \frac{D}{4\delta_{dn}} (p_{над} + g\rho_T h_x h_{ц}); \quad (4.25)$$

$$\sigma_\tau = 2\sigma_m. \quad (4.26)$$

Эпюры меридиональных и кольцевых напряжений в днище и обечайке бака с использованием зависимостей (4.25) и (4.26), показаны на рис. 4.32. Из рисунка следует, что при переходе от цилиндрической обечайки к днищу наблюдается скачок в напряжениях, в результате чего по линии соединения обечайки и днища появляются перерезывающие силы и изгибающие моменты. Из эпюр также следует, что в определенных сечениях днищ могут возникнуть кольцевые сжимающие напряжения, которые могут привести к потере устойчивости днища бака. В больших тонкостенных баках для под-

Рис. 4.32. Эпюры меридиональных и окружных напряжений в оболочке и днище бака

крепления днищ, а также в местах соединения днищ с цилиндрическими обечайками следует устанавливать шпангоуты. Приближенно потребная толщина днищ баков может быть определена из выражения

$$\delta_{\text{дн}} = \frac{p_b r_{\text{дн}}}{2\sigma_p}, \quad (4.27)$$

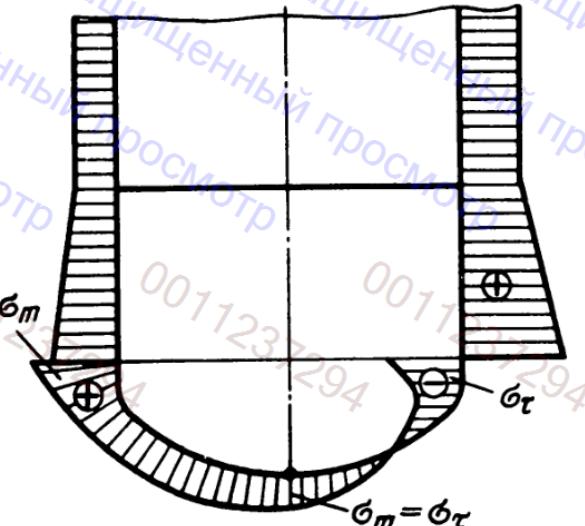
где  $r_{\text{дн}}$  – радиус кривизны днища.

Толщина сферических днищ будет

$$\delta_{\text{дн}} = \frac{p_b D}{4\sigma_p}. \quad (4.28)$$

Толщина полуэллиптических днищ (при  $m=2$ )

$$\delta_{\text{дн}} = \frac{p_b D}{2\sigma_p}. \quad (4.29)$$



#### 4.2.3. МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

**Объем топливных баков.** При проектировании жидкостных ракетных двигательных установок определяется потребный объем топливных баков  $V_b$ , который должен обеспечить размещение заданного количества топлива и внутренних элементов конструкции баков, а также выделение свободного объема для газовой подушки:

$$V_b = V_t + V_{\text{кон.э}} + V_{\text{под}},$$

где  $V_t$  – объем топлива, заправляемого в бак;  $V_{\text{кон.э}}$  – объем, занимаемый конструктивными элементами, расположенными внутри топливного бака:

$$V_{\text{кон.э}} = \beta_{\text{кон.э}} V_{t.b};$$

$\beta_{\text{кон.э}}$  – коэффициент загромождения бака, который определяется по статистике или из конкретного расчета. Обычно  $\beta_{\text{кон.э}} = 1,0 \dots 1,05$ ;  $V_{\text{под}}$  – объем газовой подушки, обеспечивающий наддув бака до заданного начального давления и компенсирующий различные отклонения заправки, а так-

же расчетных параметров при изготовлении и эксплуатации баков. Объем топлива  $V_t$  определяется по массе топлива  $m_{t.б}$ , заправляемого в топливный бак с учетом гарантийного запаса:

$$V_t = \frac{m_{t.б}}{\rho_t},$$

где  $\rho_t$  — плотность топлива;

$$m_{t.б} = m_{t.акт} + m_{t.пасс} + m_{t.гар} - m_{t.труб} —$$

масса заправляемого в бак топлива.

Здесь  $m_{t.акт}$  — масса "активного" (рабочего) топлива для выполнения заданного импульса двигателя, обеспечивающего выполнение летно-тактических характеристик ЛА;

$m_{t.пасс}$  — масса "пассивного" топлива, заправляемого в топливные баки, которое не создает суммарного импульса, обеспечивающего движение летательного аппарата.

"Пассивное" топливо состоит из топлива, расходуемого до старта (испарение, выброс через дренаж), на старте при выходе двигателя на номинальный режим до начала движения летательного аппарата; топлива, остающегося в двигателе, баках и магистралях питания после выключения двигателя; также топлива, расходуемого на наддув топливных баков, привод ТНА, рулевых гидромеханизмов и других систем, не создающих тяги двигателя;

$m_{t.гар}$  — масса гарантийного запаса топлива, который компенсирует возможные отклонения в расходе топлива, вызванные отклонениями в соотношении компонентов топлива, давления на входе в насосы, тяги двигателя, аэродинамическими характеристиками ЛА, точностью выполнения объемов полостей баков и трубопроводов, точностью проведения заправки и др.

Гарантийный запас топлива добавляется к рабочему запасу топлива, заправляемому в топливные баки, чтобы было обеспечено выполнение летно-тактического задания с требуемой надежностью;

$m_{t.труб}$  — масса топлива, заполняющего трубопроводы, компенсационные бачки и другие емкости в топливных магистралях до запуска двигателя и расходуемого вместе с основным топливом.

**Объем газовой подушки.** Свободный объем в баке, не заполненный топливом, называется объемом газовой подушки. Объем газовой подушки обеспечивает в баке начальное давление наддува, потребное для запуска двигателя; компенсирует расширение компонента топлива при изменении температуры окружающей среды, а также возрастание давления в баке, вызванное выделением растворенных в топливе газов, кипением или разложением компонентов топлива; компенсирует неточности изготовления баков и ошибки при заправке баков; обеспечивает работу дренажно-предохранительной системы.

При отсутствии свободного объема в баках в период хранения заправленного летательного аппарата может произойти чрезмерное возрастание давления в баках, что приведет к разрыву мембран в топливных магистралях, проливу компонентов топлива через гидравлические тракты магистралей и двигателя, а для самовоспламеняющихся компонентов – к самоизвестному запуску двигателя. Однако объем газовой подушки не должен быть излишне большим, так как увеличение объема баков приведет к ухудшению массовых характеристик летательных аппаратов.

Необходимый объем газовой подушки в баке обычно определяется либо исходя из условий выполнения конкретных требований, предъявляемых к топливным бакам и их свободному объему, либо из обеспечения допустимого диапазона давлений в баке  $p_{\text{бак}}^{\max}$  и  $p_{\text{бак}}^{\min}$ , обусловленного условиями эксплуатационного диапазона температур.

Объем газовой подушки влияет также на динамику давления в баке во время запуска двигателя: при недостаточном объеме подушки в начальный момент запуска давление в баке "проваливается", что может привести к "провалу" давления перед насосами ниже давления насыщенных паров, срыву запуска двигателя и потере устойчивости стенок бака, что недопустимо. Поэтому при определении объема газовой подушки и начального давления в ней перед запуском двигателя должны быть учтены эти явления, которые особенно сильно проявляются при наддуве баков горячими газами. Для снижения провала давления и объема газовой подушки может применяться специальная пусковая система, которая в период от начала пуска до выхода двигателя на режим повышает давление в газовой подушке.

При расчете объема газовой подушки  $V_{\text{под}}$  исходя из допустимого максимального давления в подушке  $p_{\text{под}}^{\max}$  в эксплуатационном диапазоне температур  $\Delta T = T_{\max} - T_{\min}$  (без учета растворимости газов и разложения компонентов топлива) можно использовать уравнение состояния газа в баке:

$$p_{\text{под}} V_{\text{под}} = m_{\text{под}} R T,$$

где  $p_{\text{под}}$ ,  $V_{\text{под}}$  – давление и объем газовой подушки соответственно;  $m_{\text{под}}$  – масса газа в газовой подушке;  $R$ ,  $T$  – газовая постоянная и температура газа в подушке соответственно.

Изменение объема газовой подушки при колебаниях температуры топлива в баке будет

$$\Delta V_{\text{под}} = \alpha_t (T_{\max} - T_{\min}) V_t,$$

где  $\alpha_t$  – коэффициент объемного температурного расширения топлива;  $V_{t,6}$  – объем топлива, заправленного в бак.

Тогда давление в газовой подушке при максимальной температуре хранения заправленного бака будет равно

$$p_{\text{под}}^{\max} = \frac{m_{\text{под}} R T_{\max}}{V_{\text{под}} - \Delta V_{\text{под}}}.$$

Подставляя выражения для  $m_{\text{под}}$  и  $\Delta V_{\text{под}}$ , получаем

$$p_{\text{подmax}} = \frac{p_{\text{под}} V_{\text{под}} \frac{T_{\text{max}}}{T_0}}{V_{\text{под}} - \alpha_T (T_{\text{max}} - T_0) V_T}$$

Необходимый объем газовой подушки при этом будет равен

$$V_{\text{под}} = \frac{\alpha_T (T_{\text{max}} - T_{\text{min}}) V_T}{1 - \frac{p_{\text{подmin}}}{p_{\text{подmax}}} \frac{T_{\text{max}}}{T_{\text{min}}}}, \quad (4.30)$$

откуда относительный объем газовой подушки (коэффициент "пустоты")

$$\beta_{\text{под}} = \frac{V_{\text{под}}}{V_{\text{т.б}}} = \frac{\alpha_T (T_{\text{max}} - T_{\text{min}})}{1 - \frac{p_{\text{подmin}}}{p_{\text{подmax}}} \frac{T_{\text{max}}}{T_{\text{min}}}}. \quad (4.31)$$

Тогда объем топливного бака можно определить из выражения

$$V_6 = (1 + \beta_{\text{кон.э}} + \beta_{\text{под}}) V_T$$

либо

$$V_6 = \beta_6 V_T = \beta_6 \frac{m_{\text{т.б}}}{\rho_T}, \quad (4.32)$$

где

$$\beta_6 = 1 + \beta_{\text{кон.э}} + \frac{\alpha_T (T_{\text{max}} - T_{\text{min}})}{1 - \frac{p_{\text{подmin}}}{p_{\text{подmax}}} \frac{T_{\text{max}}}{T_{\text{min}}}} \quad (4.33)$$

коэффициент объема бака.

Обычно при хранении высококипящих компонентов топлива в баках принимается  $p_{\text{подmax}}/p_{\text{подmin}} = 5$ , тогда в эксплуатационном диапазоне коэффициент объема бака  $\beta_6 = 1,05 \dots 1,08$ .

Объем бакового отсека, состоящего из двух топливных баков и межбакового отсека между ними, равен

$$V_{\text{мб.о}} = \beta_{6,0} = \frac{m_{\text{т.б}}}{\rho_T}, \quad (4.34)$$

где  $m_{\text{т.б}}$  – суммарная масса заправляемого двухкомпонентного топлива;

$$\rho_t = \frac{(1 + K_m) \rho_g \rho_{ok}}{\rho_{ok} + K_m \rho_g} - \text{средняя плотность двухкомпонентного топлива;}$$

$\rho_g, \rho_{ok}$  – плотность горючего и окислителя;  $K_m$  – коэффициент массового соотношения компонентов топлива:

$$\beta_{6,0} = \beta_6 \beta_{mb,0} - \text{коэффициент объема бакового отсека.}$$

Здесь  $\beta_{mb,0}$  – коэффициент объема межбакового отсека.

В схеме цилиндрического бакового отсека (см. рис. 4.4, а) с полуэллиптическими днищами коэффициент межбакового отсека будет

$$\beta_{mb,0} = 1 + \frac{1}{3\lambda_{6,0}},$$

где  $\lambda_{6,0} = \frac{L_{6,0}}{D}$  – удлинение бакового отсека.

При отсутствии межбакового отсека (см. рис. 4.4, б и в) коэффициент  $\beta_{mb,0} = 1$ .

**Масса топливных баков.** Масса топливных баков определяется суммой масс их обечаек, днищ, конструктивно-силовых элементов (шпангоутов, стрингеров) и арматуры, устанавливаемой в баках:

$$m_6 = m_{ob} + m_{dn} + m_{shp} + m_{arm}.$$

Масса обечайки  $m_{ob}$  и днищ  $m_{dn}$  зависит от площади поверхности обечайки  $S_{ob}$  и днищ  $S_{dn}$ , толщины обечаек  $\delta_{ob}$  и днищ  $\delta_{dn}$ , плотности применяемых для изготовления материалов  $\rho_b$ . Площадь поверхности бака зависит от объема и формы бака.

При выбранной форме и конструктивно-силовой схеме бака толщина обечаек определяется соотношением величин внутреннего избыточного давления и внешних нагрузок, а толщина днищ – давлением и гидродинамическими нагрузками.

Масса конструктивно-силовых элементов и арматуры зависит от конкретных конструктивных решений, принятых для рассматриваемого класса летательного аппарата, от способов забора топлива и демпфирования колебаний, от нагрева и других особенностей эксплуатации баков. Их масса может быть отнесена к массе обечаек и днищ через конструктивно-массовые коэффициенты  $a_{arm}$  и  $b_{arm}$ .

Для определения массы баков можно принять следующую структурную зависимость:

$$m_6 = \rho_b (a_{\text{арм}} S_{\text{дн}} \delta_{\text{дн}} + b_{\text{арм}} S_{\text{об}} \delta_{\text{об}}). \quad (4.35)$$

**Масса цилиндрических баков.** Для определения массы цилиндрического бака необходимо выразить его геометрические размеры через объем бака.

Объем цилиндрического бака с полуэллиптическими днищами (соотношение осей эллипсоида 1 : 2 : 2)

$$V_6 = \frac{\pi D^3}{12} (1 + 3\lambda_6),$$

где  $\lambda_6 = \frac{L_6}{D}$  – удлинение цилиндрической части бака;  $L_6, D$  – длина и диаметр цилиндрической части бака.

Площадь поверхности двух полуэллиптических днищ

$$S_{\text{дн}} = \sqrt{\frac{5}{8}} \pi D^2 \approx 0,8\pi D^2.$$

Площадь цилиндрической обечайки бака

$$S_{\text{об}} = \pi \lambda_6 D.$$

Тогда площадь поверхности цилиндрического бака можно будет выразить через объем бака в виде

$$S_6 = 12 \frac{0,8 + \lambda_6}{(1 + 3\lambda_6)D} V_6.$$

Масса цилиндрического топливного бака с учетом массы конструктивных элементов и арматуры будет

$$m_6 = 12\rho_b \frac{0,8a_{\text{арм}}\bar{\delta}_{\text{дн}} + b_{\text{арм}}\lambda_6\bar{\delta}_{\text{об}}}{1 + 3\lambda_6} V_6, \quad (4.36)$$

где  $\bar{\delta}_{\text{дн}} = \delta_{\text{дн}}/D$  – относительная толщина днища;  $\bar{\delta}_{\text{об}} = \frac{\delta_{\text{об}}}{D}$  – относительная толщина обечайки;  $a_{\text{арм}}, b_{\text{арм}}$  – конструктивно-массовые коэффициенты арматуры бака;  $\rho_b$  – плотность материала бака.

Для цилиндрических баков с простыми заборными устройствами можно принять  $a_{\text{арм}} = 1,4 \dots 1,8$ ;  $b_{\text{арм}} = 1,10 \dots 1,25$ ; для баков со сложными заборниками, специальными устройствами для демпфирования колебаний и силовыми подкреплениями  $a_{\text{арм}} = 1,8 \dots 2,2$ ;  $b_{\text{арм}} = 1,25 \dots 1,35$ .

### Относительная масса цилиндрического топливного бака

$$\alpha_b = \frac{m_b}{m_t} = 12\beta_b \frac{0,8a_{\text{арм}}\delta_{\text{дн}} + b_{\text{арм}}\lambda_b\delta_{\text{об}}}{1 + 3\lambda_b}, \quad (4.37)$$

где  $\beta_b$  – коэффициент объема бака.

Для баковых отсеков объемом  $V_{b,0}$ , состоящих из  $n_b$  баков, масса определяется по формуле:

$$m_{b,0} = \frac{m_b}{m_t} = 12\rho_b \frac{0,8a_{\text{арм}}n_b\delta_{\text{дн}} + b_{\text{арм}}\lambda_{b,0}\delta_{\text{об}}}{1 + 3\lambda_{b,0}} V_{b,0}, \quad (4.38)$$

где  $\lambda_{b,0}$  – удлинение цилиндрической части бакового отсека.

Подставляя соответствующие статистические коэффициенты  $a_{\text{арм}}$ ,  $b_{\text{арм}}$  в формулы для определения относительной толщины днищ и обечайок, получаем выражения для нахождения массы цилиндрических баковых отсеков летательных аппаратов.

Для цилиндрических баков "низкого" давления (с насосными системами подачи) высокоманевренных летательных аппаратов, для которых основные расчетные нагрузки создаются боковыми перегрузками  $n_{y\max}$ , значение относительной толщины обечайки примем по формуле (4.20), тогда

$$m_{b,0}^H = 0,027\rho_b V_{b,0} \frac{n_b + 0,28 \cdot 10^3 \lambda_{b,0} \sqrt{\frac{1}{k_{\text{кр}} E}} \times \left( \frac{g}{2} k_a k_{\pi} n_{y\max} \rho_{\text{ср}} \lambda_w^2 D - p_b \right)}{1 + 3\lambda_{b,0}} \dots \rightarrow$$

$$\leftarrow \dots \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{k_{\text{кр}} E} \left( \frac{g}{2} n_{x\max} \rho_{\text{ср}} \lambda_w D - p_b \right)}}, \quad (4.39)$$

где значения  $k_{\text{кр}}$ ,  $k_a$ ,  $k_{\pi}$ ,  $\rho_{\text{ср}}$ ,  $\lambda_w$  выбираются в соответствии с рекомендациями разд. 4.2.2.

Для цилиндрических баков "низкого" давления маломаневренных летательных аппаратов, для которых основные расчетные нагрузки создаются продольными перегрузками  $n_{x\max}$ , относительная толщина обечайки принимается по формуле (4.21), тогда

$$m_{b,0}^H = 0,027\rho_b V_{b,0} \frac{n_b + 0,28 \cdot 10^3 \lambda_{b,0} \times \left( \frac{1}{k_{\text{кр}} E} \left( \frac{g}{2} n_{x\max} \rho_{\text{ср}} \lambda_w D - p_b \right) \right)}{1 + 3\lambda_{b,0}} \dots \rightarrow$$

$$\leftarrow \dots \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{k_{\text{кр}} E} \left( \frac{g}{2} n_{x\max} \rho_{\text{ср}} \lambda_w D - p_b \right)}}. \quad (4.40)$$

Для цилиндрических баков "высокого" давления, работающих с вытеснительными системами подачи, масса баковых отсеков может определяться по формуле

$$m_{б.о}^B = 9\rho_b V_{б.о} \frac{p_b}{\sigma_p} \frac{\alpha_{б.о} + 0,84\lambda_{б.о}}{1 + 3\lambda_{б.о}}. \quad (4.41)$$

Зависимости относительных масс для цилиндрических баков "низкого" и "высокого" давления  $\alpha_{б.о} = m_{б.о}/\dot{m}_t$  приведены на рис. 4.33.

**Масса сферических баков (баллонов).** Объем сферического бака

$$V_b = \pi D^3 / 6.$$

Площадь боковой поверхности

$$S_b = \pi D^2 = 6 \frac{V_b}{D}.$$

Толщина оболочки сферы определяется из условий прочности на разрыв внутренним давлением:

$$\delta_b = \frac{p_b D}{4\sigma_p},$$

где  $\sigma_p = \sigma_b/f$  – допустимый предел прочности;  $\sigma_b$  – предел прочности материала;  $f$  – коэффициент безопасности.

Обычно для сферических баков одноразового применения  $f = 1,2 \dots 1,5$ , для баллонов высокого давления одноразового применения  $f = 2,0 \dots 2,5$ , а многоразового применения  $f = 4,0$ .

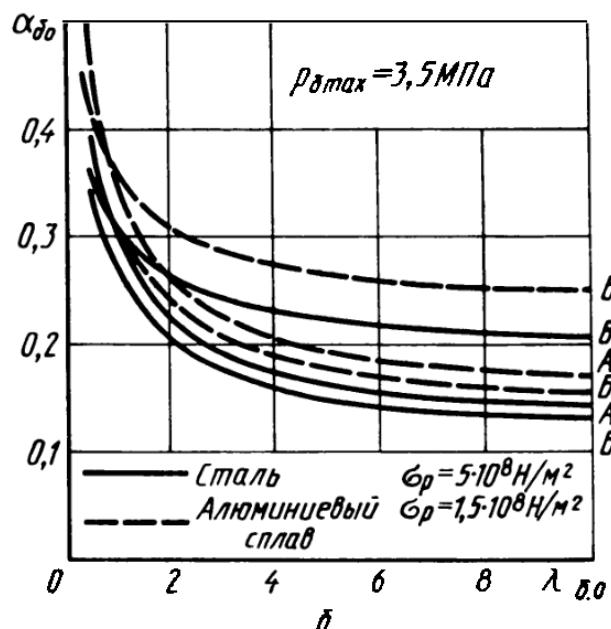
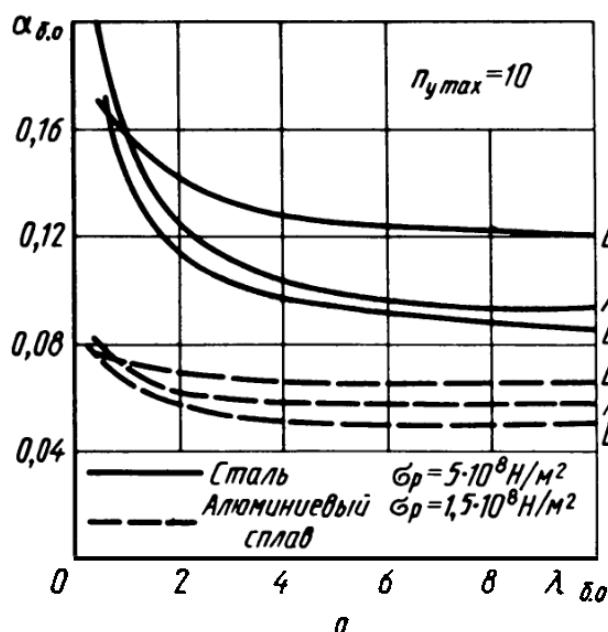
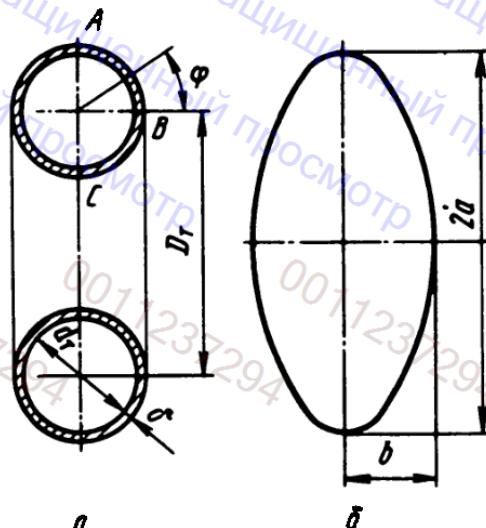


Рис. 4.33. Зависимость относительной массы баковых отсеков  $\alpha_{б.о}$  "низкого" (а) и "высокого" (б) давлений от удлинения  $\lambda_{б.о}$ : А – "бак за баком" (с межбаковым отсеком); Б – "бак за баком" (без межбакового отсека); В – "бак в баке"

Рис. 4.34. Схемы торового (а) и эллипсоидального (б) баков

Массу сферического бака (баллона) можно выразить через объем заправляемого в него газа:

$$m_b = 1,5 a_{\text{сф}} \rho_b \frac{p_b}{\sigma_p} V_b, \quad (4.42)$$



где  $a_{\text{сф}}$  – конструктивно-массовый коэффициент сферического бака;  $\rho_b$  – плотность материала бака;  $p_b$  – максимальное давление в баке.

**Торовые баки (баллоны).** Объем торового бака (рис. 4.34, а)

$$V_b = \frac{\pi^2 d_T^2 D_T}{4},$$

где  $d_T$  – внутренний диаметр поперечного сечения тора;  $D_T$  – диаметр по осям, образующим тор.

Площадь боковой поверхности тора

$$S_b = \pi^2 d_T D_T = 4 \frac{V_b}{d_T}.$$

Толщина оболочки тора определяется из условий прочности на разрыв в соответствующих расчетных точках по выражению

$$\delta_T = \frac{p_b d_T}{2 \sigma_p} \frac{D_T + 0,5 d_T \sin \varphi}{D_T + d_T \sin \varphi}.$$

Наибольшие напряжения в торах возникают в точке С:

$$\sigma_C = \frac{p_b d_T}{2 \delta_T} \left[ 1 + \frac{d_T}{2(D_T - d_T)} \right],$$

а наименьшие – в точке А:

$$\sigma_A = \frac{p_b d_T}{2 \delta_T} \left[ 1 - \frac{d_T}{2(D_T + d_T)} \right].$$

Из приведенных зависимостей следует, что для равнопрочного тора целесообразно внутреннюю его часть делать более толстой по сравнению с внешней.

Масса торового бака, имеющего одинаковую толщину стенки, составляет

$$m_6 = 2a_T p_6 \frac{\rho_6}{\sigma_p} \left[ 1 + \frac{d_T}{2(D_T - d_T)} \right] V_6, \quad (4.43)$$

где  $a_T$  – конструктивно-массовый коэффициент для тора.

**Эллипсоидальные баки (баллоны).** Объем эллипсоидального бака (см. рис. 4.34, б) равен

$$V_6 = \frac{4}{3} \pi abc$$

где  $a, b, c$  – полуоси эллипсоида.

**Боковая поверхность (при  $a = c$ )**

$$S_6 = \frac{4\pi}{\sqrt{2}} b \sqrt{a^2 + b^2}.$$

При наивыгоднейшем соотношении параметров эллипсоида  $b/a = \sqrt{2}/2$  толщина оболочки эллипсоида составляет

$$\delta_3 = p_6 \frac{\sqrt{2a}}{2}.$$

**Масса эллипсоидального бака (баллона)**

$$m_6 = \frac{3\sqrt{2}}{2} \left( \frac{1}{2} + \frac{\pi}{4} \right) a_3 p_6 \frac{\rho_6}{\sigma_p} V_6, \quad (4.44)$$

где  $a_3$  – конструктивно-массовый коэффициент эллипсоидального бака.

## ГЛАВА 5 ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЖРДУ

Рассмотрим оптимизацию параметров ЖРДУ ступени ракеты-носителя по критерию полезной нагрузки с использованием аппарата баллистических производных. На рис. 5.1 приведена структурная схема взаимосвязей параметров ступени ЛА и ДУ, предназначенных для вывода значительных масс на орбиту искусственного спутника Земли. Структурная схема отражает связь параметров двигательной установки с массовыми и энергетическими характеристиками ступени (конечной массой ступени  $m_{ik}$  и удельным импульсом  $J_y$  ДУ). Связь параметров ДУ с критерием эффективности –

массовой полезной нагрузкой  $m_{\text{п.н}}$  – осуществляется с помощью баллистических производных (эквивалентов).

Если конечную скорость ЛА представить в виде неявной функции массы полезной нагрузки и некоторого параметра  $\Pi$ , которую затем проифференцировать и приравнять нулю для отыскания экстремума, то получим

$$\frac{\partial V_K}{\partial \Pi} + \frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}} \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial \Pi} = 0,$$

откуда

$$\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial \Pi} = - \frac{\frac{\partial V_K}{\partial \Pi}}{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}. \quad (5.1)$$

Частные производные конечной скорости по параметру  $\Pi$  и полезной нагрузке можно получить следующим образом. Приближенная система уравнений движения центра масс ЛА в скоростной системе координат на активном участке траектории имеет вид [3]

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - G \sin \theta - X; \quad (5.2)$$

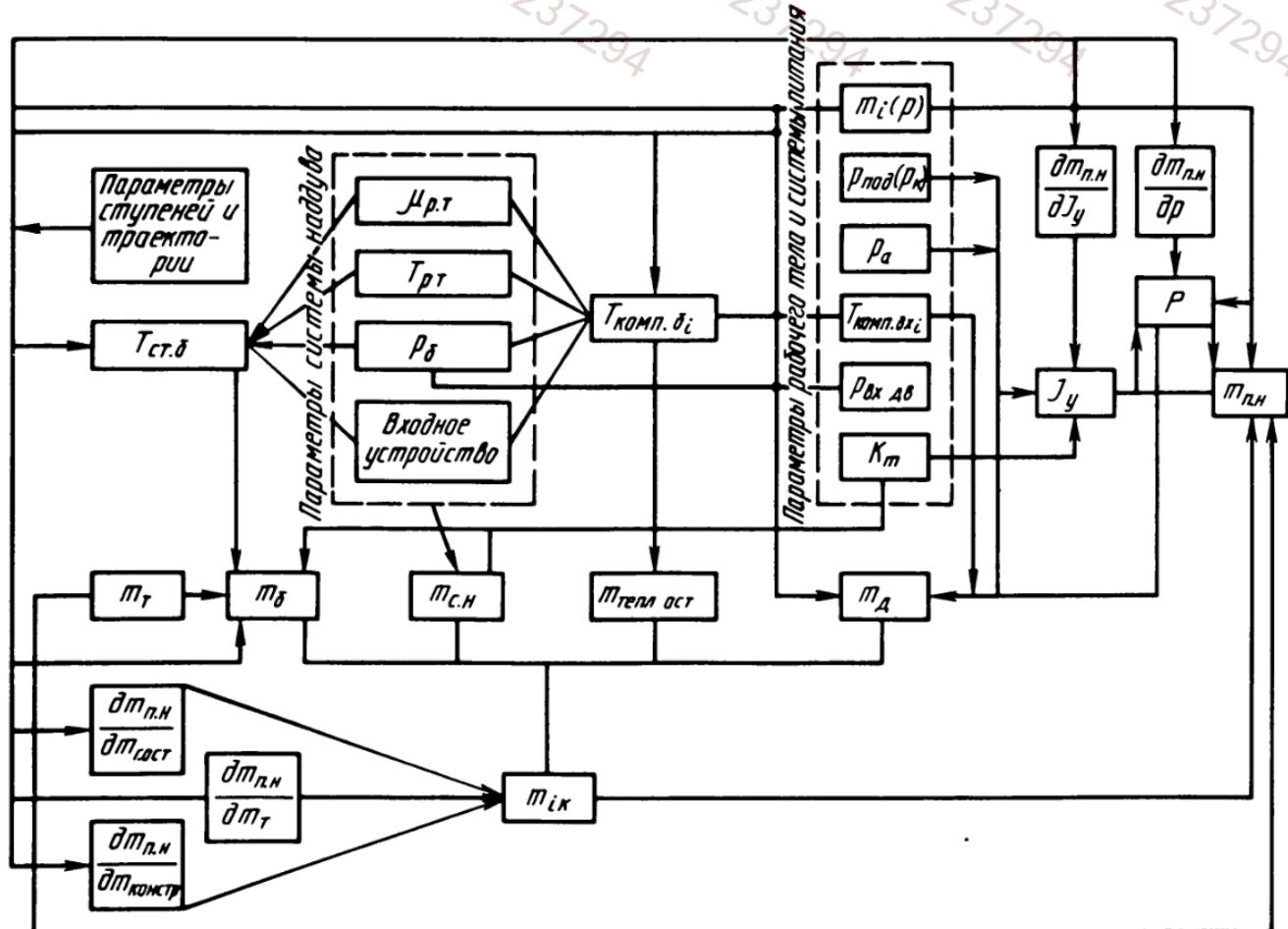


Рис. 5.1. Взаимосвязь параметров системы питания ДУ с показателями эффективности ступени ЛА

(5.3)

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha - G \cos \theta + Y;$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta;$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta,$$

(5.4)

(5.5)

где  $\alpha$  – угол атаки ЛА;  $\theta$  – угол местного тангажа. Для известной программы тангажа  $\theta(t)$  достаточно проинтегрировать только уравнение (5.2), чтобы определить скорость полета ЛА. Конечная скорость  $V_k$  определяется по формуле [22]

$$\begin{aligned} V_k &= \sum_{\nu=1}^N (\Delta V_{ид\nu} - \Delta V_{двиг\nu} - \Delta V_{аэр\nu} - \Delta V_{упр\nu} - \Delta V_{грав\nu}) = \\ &= [1 - \tilde{\gamma} \tilde{p}_{cp} - \frac{(c_x q)_{cp} S}{P_{п1}}] J_{y..п1} \ln \frac{m_{01}}{m_{k1}} (g \sin \theta)_{cp} t_{k1} + \\ &+ \sum_{\nu=2}^N [\cos \alpha_{cp\nu} J_{y..п\nu} \ln \frac{m_{0\nu}}{m_{k\nu}} - (g \sin \theta)_{cp} t_{k\nu}], \end{aligned} \quad (5.6)$$

где  $\tilde{\gamma} = \frac{P_{п} - P_0}{P_{п}}$ ;  $P_{п}$  – тяга ЖРДУ в пустоте;  $P_0$  – тяга ЖРДУ на земле;

$p_{cp}$  – среднее относительное давление окружающей среды за участок полета,  $\tilde{p} = p_{п}/p_0$ . Дифференцируя соотношение (5.6) по массе первой ступени, имеем

$$\frac{\partial V_k}{\partial m_{k1}} = - [1 - \tilde{\gamma} \tilde{p}_{cp} - \frac{(c_x q)_{cp} S}{P_{п1}}] J_{y..п1} \frac{m_{T1}}{m_{01} m_{k1}}. \quad (5.7)$$

Для производной  $l$ -й ступени ЛА

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_k}{\partial m_{kl}} &= [1 - \tilde{\gamma} \tilde{p}_{cp} - \frac{(c_x q)_{cp} S}{P_{п1}}] J_{y..п1} \frac{m_{T1}}{m_{01} m_{k1}} - \\ &- \sum_{\nu=2}^l (\cos \alpha)_{cp\nu} J_{y..п\nu} \frac{m_{T\nu}}{m_{0\nu} m_{k\nu}}. \end{aligned} \quad (5.8)$$

Для последней ступени ЛА

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_k}{\partial m_{kN}} &= - [1 - \tilde{\gamma} \tilde{p}_{cp} - \frac{(c_x q)_{cp} S}{P_{п1}}] J_{y..п1} \frac{m_{T1}}{m_{01} m_{k1}} - \\ &- \sum_{\nu=2}^N (\cos \alpha)_{cp\nu} J_{y..п\nu} \frac{m_{T\nu}}{m_{0\nu} m_{k\nu}}. \end{aligned} \quad (5.9)$$

Если продифференцировать выражение (5.6) по любому параметру ДУ, подставить полученный результат, а также соотношение (5.9) в (5.1), то получим соответствующие формулы для расчета изменения массы полезной нагрузки по интересующему нас параметру. В табл. 5.1 приведены конечные выражения для производных полезной нагрузки по конечной массе ступени, удельному импульсу, тяге ДУ и запасу топлива.

Таблица 5.1 [22]

Производная	Расчетная формула	Номер ступени
	$-\frac{[1 - \tilde{\gamma} \tilde{p}_{\text{ср}} - \frac{(c_x q)_{\text{ср}} S}{P_{\text{п1}}}] J_{y,\text{п1}} \frac{m_{T1}}{m_{01} m_{K1}}}{\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_K}}$	1
	$-\frac{[1 - \tilde{\gamma} \tilde{p}_{\text{ср}} - \frac{(c_x q)_{\text{ср}} S}{P_{\text{п1}}}] J_{y,\text{п1}} \frac{m_{T1}}{m_{01} m_{K1}}}{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}} \dots \rightarrow$	
	$-\frac{[1 - \tilde{\gamma} \tilde{p}_{\text{ср}} - \frac{(c_x q)_{\text{ср}} S}{P_{\text{п1}}}] J_{y,\text{п1}} \frac{m_{T1}}{m_{01} m_{K1}}}{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}} \dots \rightarrow$	
	$-\frac{l \sum_{\nu=2}^l \cos \alpha_{\text{ср}\nu} J_{y,\text{п}\nu} \frac{m_{T\nu}}{m_{0\nu} m_{K\nu}}}{1} \quad l$	
	$\dots \rightarrow \frac{-1}{N}$	
$\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial J_{y,\text{п1}}}$	$-\frac{\ln \frac{m_{01}}{m_{K1}} - \frac{(\Delta V_{\text{грав1}} + \Delta V_{\text{дв1}} + \Delta V_{\text{аэр1}})}{J_{y,\text{п1}}}}{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}$	1
$\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial J_{y,\text{п}l}}$	$-\frac{\ln \frac{m_{0\nu}}{m_{K\nu}} - \frac{(\Delta V_{\text{грав}\nu} + \Delta V_{\text{упр}l})}{J_{y,\text{п}l}}}{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}} \quad l$	

(5.10)

(5.11)

Продолжение табл. 5.1

Производная	Расчетная формула	Номер ступени
	$-(1 + \gamma_{\delta l})[1 - \tilde{\gamma}^P_{\text{ср}}] - \frac{(c_x q)_{\text{ср}} S}{P_{\text{п1}}} J_{y, \text{л1}} \frac{m_{T1}}{m_{01} m_{K1}}$	
	$- \frac{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}{+}$	1
	$[1 - \tilde{\gamma}^P_{\text{ср}} - \frac{(c_x q)_{\text{ср}} S}{P_{\text{п}}}] \frac{J_{y, \text{л1}}}{m_{K1}} - \frac{\Delta V_{\text{грав}}}{m_{T1}}$	
$\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_T}$	$+ \frac{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}{-}$	
	$-(1 + \gamma_{\delta l})[1 - \tilde{\gamma}^P_{\text{ср}}] - \frac{(c_x q)_{\text{ср}} S}{P_{\text{п1}}} J_{y, \text{л1}} \frac{m_{T1}}{m_{01} m_{K1}}$	
	$- \frac{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}{+}$	
	$(1 + \gamma_{\delta l}) \sum_{\nu=2}^l \cos \alpha_{\text{ср}\nu} J_{y, \text{л}\nu} \frac{m_{T\nu}}{m_{0\nu} m_{K\nu}}$	$l$
	$- \frac{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}{+}$	(5.12)
	$\frac{J_{y, \text{л}l} \cos \alpha_{\text{ср}l}}{m_{Kl}} - \frac{\Delta V_{\text{грав}l}}{m_{Tl}}$	
	$+ \frac{\frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}{-}$	

$\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial P_{\text{п}}}$	$- \frac{\Delta V_{\text{грав}1} + \Delta V_{\text{аэр}1}}{P_{\text{п1}} \frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}$	1
	$- \frac{\Delta V_{\text{грав}l}}{P_{\text{п}l} \frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}} = - \frac{(g \sin \theta_{\text{ср}})_l t_{Kl}}{P_{\text{п}l} \frac{\partial V_K}{\partial m_{\text{п.н}}}}$	$l$

Выбор оптимальных параметров ДУ целесообразно производить на ранних этапах проектирования, когда их изменение не требует переделки материальной части, т.е. на этапах технического предложения и эскизного проектирования. Анализ изменения числовых значений баллистических производных отражает тенденцию их изменения по ступеням и показывает наиболее эффективные пути совершенствования ДУ и ЛА в целом. В работе [22] приведены значения баллистических производных для ракет-носителей типа "Титан-2" и "Сатурн-5". Их анализ показывает целесообразность совершенствования массовых характеристик, в первую очередь последних ступеней. Наиболее плодотворным, но трудно реализуемым путем повышения эффективности ДУ и ЛА является увеличение удельного импульса ДУ.

## 5.1. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ ТЯГИ ЖРДУ

Рассмотрим выбор оптимальной тяги ЖРДУ применительно к многоступенчатой ракете-носителю одноразового использования. Увеличение тяги (энерговооруженности) ступени при сохранении запаса топлива уменьшает время работы ДУ и сокращает гравитационные потери скорости. Этот механизм отражает баллистическая производная  $\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial P_{\text{п.л}}}$ .

Однако при этом возрастают масса ДУ, ее стоимость, а также осевая перегрузка (особенно в конце работы ступени носителя). Утяжеление ДУ можно учесть производной  $\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_{\text{к.л}}}$ , а осевая перегрузка может учитываться как ограничение

Изменение массы полезной нагрузки при сохранении удельного импульса ДУ определяется по формуле

$$\Delta m_{\text{п.н}} = \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial P_{\text{п.л}}} \Delta P_{\text{п.л}} + \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_{\text{к.л}}} \Delta m_{\text{к.л}}. \quad (5.14)$$

Производная  $\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial P_{\text{п.л}}}$  определяется по зависимостям (5.13), а производная  $\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_{\text{к.л}}}$  – по зависимостям (5.10). Изменение конечной массы ступени  $\Delta m_{\text{к.л}}$  определяется по зависимостям, приведенным в разд. 1.1.4 и 4.2.3.

В качестве примера рассмотрим ДУ ракеты-носителя "Титан-2". Исходные данные для расчета, заимствованные из работы [22], приведены в табл. 5.2.

На рис. 5.2 приведены результаты расчетов по соотношению (5.14) для первой и второй ступеней ракеты-носителя типа "Титан-2", из которых видно, что энерговооруженность второй ступени ( $n = 1,38$ ) практически не

Таблица 5.2 [22]

Характеристика	Значения	
	I ступень	II ступень
$m_0 \cdot 10^{-3}$ , кг	150,1	32,5
$m_K \cdot 10^{-3}$ , кг	40,1	5,6
$m_T \cdot 10^{-3}$ , кг	110	26,9
Компоненты топлива	$N_2O_4 + \text{аэрозин}$	
$P_0$ , кН	1950	
$P_{\Pi}$ , кН	2150	450
$\dot{m}_T$ , $\frac{\text{кг}}{\text{с}}$	$0,728 \cdot 10^3$	$0,148 \cdot 10^3$
$V_{\text{ид}}$ , м/с	3820	5260
$n_0 = \frac{P_0}{m_0}$	1,3	1,38
$t_0$ , с	151	182
$m_{\text{п.н.}}$ , кг	20	$3,6 \cdot 10^3$
Угол наклона траектории в конце работы ступени, градус		16
$V_K$ , м/с	2530	7237
$\Delta V_{\text{Грав.}}$ , "	1089	409
$\Delta V_{\text{аэр.}}$ , "	120	0
$\Delta V_{\text{двиг.}}$ , "	81	0
$\Delta V_{\text{упр.}}$ , "	0	144
$\Delta V_{\Sigma}$ , "	1290	553

отличается от оптимальной ( $n_{\text{опт}} = 1,53$ ) по приращению полезной нагрузки ( $\Delta m_{\text{п.н.}} = 14$  кг). Энергоооруженность первой ступени ( $n = 1,42$ ) не является оптимальной ( $n_{\text{опт}} \approx 2$ ) и в случае оптимизации позволяет увеличить полезную нагрузку на 375 кг. Увеличение энергоооруженности первой ступени практически выливается в постановку третьего двигателя LR87-AJ-5 и хотя энергетически оправдано, но вызывает определенные ком.

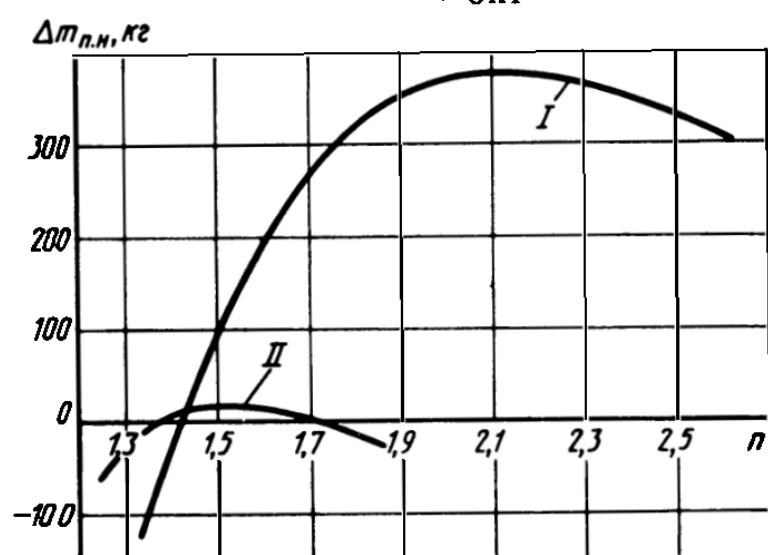


Рис. 5.2. Выбор оптимальной энергоооруженности ракеты типа "Титан-2":  
I – первая ступень; II – вторая ступень

поновочные трудности. Форсирование энерговооруженности первой ступени фактически было реализовано введением нулевой твердотопливной ступени (РДТТ-21А-12-05) в модификации "Титан-ЗД". При определении оптимальной энерговооруженности ступени производную  $\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial P_{\text{пл}}}$  следует вы-

числять в каждой точке варьируемого параметра, так как ее величина обратно пропорциональна квадрату тяги.

## 5.2. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ДАВЛЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА НА ВХОДЕ В ЖРД

В соответствии со структурной схемой, приведенной на рис. 5.1, давление компонента при входе в двигатель влияет на массу трех составляющих конечной массы ступени: топливного бака, системы наддува, двигателя. При расчете топливных баков на прочность и устойчивость толщина их конструктивных элементов (обечаек, днищ, шпангоутов, стрингеров) пропорциональна расчетным давлениям в рассматриваемых сечениях (см. разд. 4.2). Поскольку потребные давления на входе в ДУ в значительной степени обеспечиваются системой наддува, то масса рабочего тела, потребного на наддув, также зависит от выбранных давлений на входе в ДУ.

Наконец, частота вращения вала ТНА выбирается с учетом условий

$$\Delta p_{\text{ср}}^* = p_{\text{вх}} - p_s(T) - \Delta p_{\text{зап}};$$

$$p_{\text{вх}} = p_6 + \rho H n_x \sin \theta - \Delta p_{\text{пит}},$$

где  $p_{\text{вх}}$  – давление на входе в насос;  $p_6$  – давление в газовой подушке бака;  $H$  – высота столба жидкости;  $\rho$  – плотность компонента топлива;  $n_x$  – осевая перегрузка;  $\Delta p_{\text{ср}}^*$  – избыточное (сверх давления насыщенных паров) давление на входе в насос;  $\Delta p_{\text{пит}}$  – суммарные гидравлические потери давления. Поэтому масса ТНА, обратно пропорциональная частоте вращения ротора [см. (1.34)], также зависит от того, на сколько давление окислителя на входе в насос превышает давление его насыщенных паров. Однако при повышении давления окислителя на входе в ТНА необходимо учитывать следующие ограничения на обороты ротора.

1. Ограничение по вырождению центробежного насоса в диагональный. Если выразить отношение диаметров центробежного колеса насоса окислителя от коэффициента быстроходности  $n_s$  соотношением

$$\frac{D_1}{D_2} = 0,83 \left(1 - e^{-\frac{n_s}{53}}\right), \quad (5.15)$$

то при увеличении оборотов  $\frac{D_1}{D_2} \leq 0,83$ . Используя известное соотношение

$$n_s = \frac{3,65 n \sqrt{V_0}}{H_0^{3/4}}, \quad (5.16)$$

нетрудно получить ограничение на обороты ротора ТНА по вырождению центробежного колеса в диагональное:

$$n \leq n_{kp} \approx 55 \frac{H_0^{3/4}}{\sqrt{V_0}}. \quad (5.17)$$

Если центробежный насос имеет двухсторонний вход, то

$$n \leq 55 \frac{H_0^{3/4}}{\sqrt{\frac{V_0}{2}}}. \quad (5.18)$$

## 2. Ограничение по работоспособности подшипников

$$d_B \cdot n \cdot 10^3 \leq 2,26 \cdot 10^6. \quad (5.19)$$

С учетом известных соотношений

$$d_B = \sqrt[3]{\frac{5,5 N_{h,g}}{\omega \tau_{kp}}}; \quad N_{h,g} = \frac{m_{\Gamma 1} \Delta p_{\Gamma 1}}{\eta_{\Gamma 1} \rho_{\Gamma}} + \frac{m_{\Gamma 2} \Delta p_{\Gamma 2}}{\eta_{\Gamma 2} \rho_{\Gamma}}$$

выражение (5.19) преобразуется к виду

$$n \leq (2,2 \cdot 10^3 \sqrt[3]{\frac{2\pi \tau_{kp}}{5,5 \cdot 60 \cdot N_{h,g}}})^{3/2}. \quad (5.20)$$

Таким образом, с увеличением давления окислителя на входе в двигатель допустимые обороты ТНА растут и масса ТНА уменьшается вплоть до ограничений по соотношениям (5.17) или (5.18) и (5.20).

Оптимальным давлением компонента на входе в ТНА считаем то, которое обеспечивает максимальное значение полезной нагрузки при неизменных прочих параметрах ДУ. Для оптимизации ДУ ЛА по входным давлениям компонентов необходимо использовать зависимости трех составляющих конечной массы ступени: массы ТНА  $m_{TNA}(p_{vx})$ , массы системы наддува  $m_{c,h}(p_{vx})$  и массы топливных баков  $m_b(p_{vx})$ . При использовании в качестве рабочего тела системы наддува специального компонента (а не компонентов топлива) оптимальными давлениями следует считать такие давления окислителя и горючего, сочетание которых соответствует минимуму конечной массы ступени. Максимальное приращение полезной нагруз-

ки  $\Delta m_{\text{п.н}}^{\max}$  при изменении входных давлений в этом случае соответствует минимальному значению конечной массы ступени как функции входных давлений:

$$\Delta m_{\text{п.н}} = \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_{\text{K}}} \sum_{i=1}^3 \Delta m_i(p_{\text{вх}}). \quad (5.21)$$

Если же в качестве рабочего тела системы наддува используются компоненты топлива, то оптимальными давлениями  $p_{\text{вх}i}$  следует считать те, сочетание которых обеспечивает максимальное приращение полезной нагрузки, определенное по соотношению

$$\Delta m_{\text{п.н}} = \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_{\text{K}}} \sum_{i=1}^2 \Delta m_i(p_{\text{вх}}) + \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_{\text{T}}} \Delta m_{\text{с.н}}(p_{\text{вх}}). \quad (5.22)$$

Пусть требуется определить оптимальное давление окислителя на входе в ТНА для последней ступени трехступенчатой ракеты-носителя, использующей в качестве компонентов топлива четырехокись азота и несимметричный диметилгидразин. В качестве рабочего тела в системе наддува применяется газообразный гелий, запасенный в титановых баллонах и подогревающийся в теплообменнике. Насос окислителя – одноступенчатый с двухсторонним входом, насос горючего – двухступенчатый. Исходные данные, использованные для расчета, представлены в табл. 5.3.

Таблица 5.3

Совмещенный бак			ТНА			Система наддува		
Параметр	Значение	Размерность	Параметр	Значение	Размерность	Параметр	Значение	Размерность
$D_6$	2	м	$H_0$	1850	м	$V_{6.0}$	35	$\frac{\text{м}^3}{\text{кДж}}$
$\rho_{6.0}$	$1,4715 \cdot 10^5$	Па	$H_{\Gamma 1}$	3096	м	$R$	2,079	$\frac{\text{кДж}}{\text{кг К}}$
$\rho_0$	1480	$\text{кг}/\text{м}^3$	$H_{\Gamma 2}$	1100	м	$T_{6.0}$	350	К
$\rho_{\Gamma}$	800	$\text{кг}/\text{м}^3$	$C_{\text{кав}}$	4200	–	$\epsilon$	1,05	–
$K_m$	2,67	–	$\dot{m}_0$	418	$\text{кг}/\text{с}$	$\rho_{\text{мат.бал}}$	4430	$\text{кг}/\text{м}^3$
$\rho_{\text{мат}}$	2680	$\text{кг}/\text{м}^3$	$\dot{m}_{\Gamma 1}$	157	$\text{кг}/\text{с}$	$T_{\text{ст}}$	290	К
$K_{\text{д.о.с}}$	1,1	–	$\dot{m}_{\Gamma 2}$	19	$\text{кг}/\text{с}$	$\sigma_b$	$90 \cdot 10^7$	Па
$\sigma_{\text{в.ср.дн}}$	$29,43 \cdot 10^7$	Па	$\Delta p_{\text{пит}}$	$0,5 \cdot 10^5$	Па	$z_0$	1,176	–
$\sigma_{\text{в.об.ок}}$								
$\sigma_{\text{в.в.дн}}$	$25 \cdot 10^7$	Па	$\Delta p_{\text{зап}}$	$0,1 \cdot 10^5$	Па	$z_k$	1,012	–
$\sigma_{\text{в.н.дн}}$	$32 \cdot 10^7$	Па	$p_{s0}(T)$	$1,5 \cdot 10^5$	Па	$p_{a0}$	$300 \cdot 10^5$	Па
$\sigma_{\text{в.рб.г}}$						$p_{a,k}$	$20 \cdot 10^5$	Па
						$\tau_{\Sigma}$	120	с

Результаты расчета приведены на рис. 5.3. Оптимальное давление в баке, связанное со входным давлением соотношением (5.14), равно  $3,6 \cdot 10^5$  Па. Постановка бустерного агрегата снижает суммарную массу трех составляющих на 15,6 %, при этом оптимальное давление в баке окислителя уменьшается до  $2,5 \cdot 10^5$  Па.

Влияние бакового давления на эффективность гипотетической трехступенчатой ракеты типа "Сатурн-1" на компонентах топлива АТ + НДМТ при различных начальных температурах представлено на рис. 5.4, а для III ступени и на рис. 5.4, б – для I ступени. Исходные данные для расчета приведены в табл. 5.4.

Изменение массы полезной нагрузки при варьировании давлением в баке окислителя и начальной температурой компонентов топлива определялось по соотношению

$$\Delta m_{\text{п.н}} = \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial J_{\text{у.п}}} \Delta J_{\text{у.п}} + \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_{\text{к}}} \Delta m_{\text{кон}} + \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_{\text{г.з}}} \Delta m_{\text{с.н}}; \quad (5.23)$$

$$\Delta m_{\text{к}} = \Delta m_b + \Delta m_{\text{тна}} + \Delta m_{\text{бтна}}$$

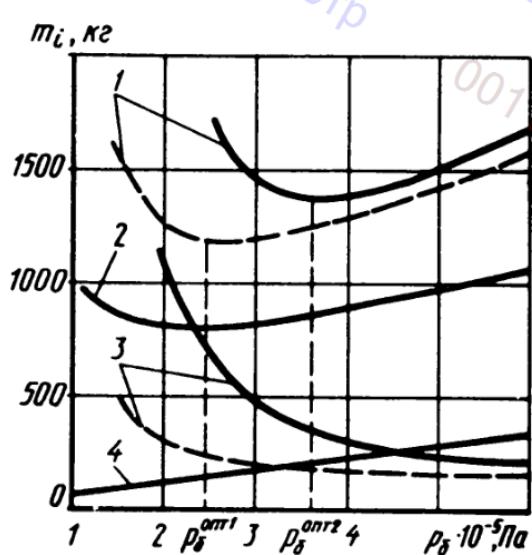


Рис. 5.3. Выбор оптимального давления в баке окислителя:  
— при наличии БТНА + ТНА; — без БТНА; 1 –  $m_{\Sigma}$ ; 2 –  $m_b$ ; 3 –  $m_{\text{тна}}$ ; 4 –  $m_{\text{с.н}}$

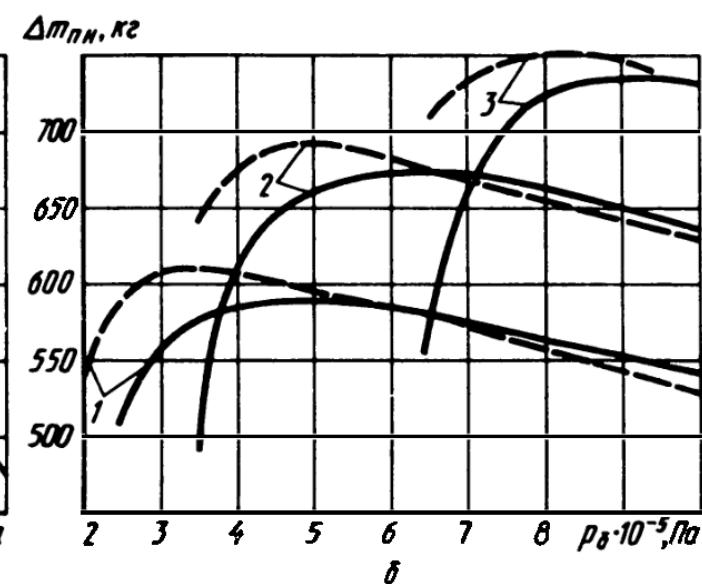
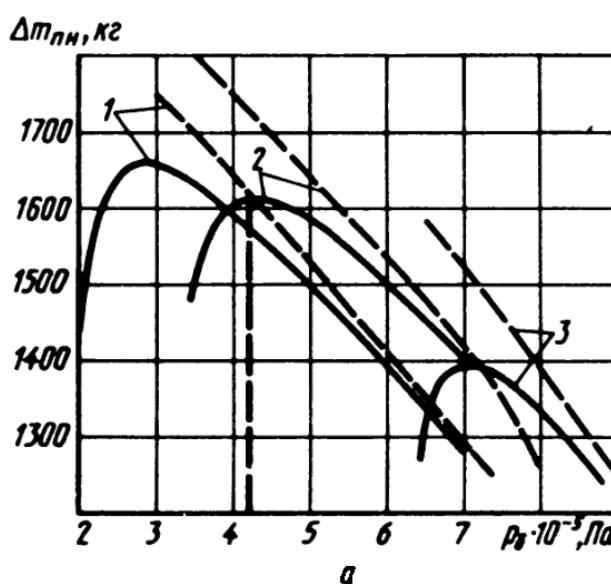


Рис. 5.4. Зависимость  $\Delta m_{\text{п.н}}$  от  $p_{\text{вх}}$  при различных температурах топлива:

— при наличии БТНА; — без БТНА; 1 –  $T_0 = 293$  К; 2 –  $T_0 = 313$  К; 3 –  $T_0 = 333$  К

Таблица 5.4

Величина	Размерность	Ступени		
		I	II	III
$m_0$	кг	690000	236000	71000
$m_{Ti}$	кг	410000	153000	45000
$\dot{m}_T$	кг/с	3170	736	193
$J_{y,п}$	м/с	3100	3198	3198
$\frac{\partial m_{п,н}}{\partial t}$	кг	7,6	8,83	9,13
$\frac{\partial J_{y,п}}{\partial m_{п,н}}$	м/с			
$\frac{\partial m_k}{\partial m_{п,н}}$	кг	- 0,056	- 0,26	- 1
$\frac{\partial m_{ГЗ}}{\partial m_{п,н}}$	кг	- 0,072	- 0,286	- 1,11

Изменение удельного импульса при изменении начальной температуры компонентов топлива определялось по зависимостям

$$W_a = 2(J_k - J_a); \quad J_k = J_T(T); \quad \Delta J_y = \Delta W_a$$

Приведенные на рис. 5.4, а и б данные показывают, что для III ступени с увеличением температуры компонентов топлива масса полезной нагрузки уменьшается, так как утяжеление конструкции не компенсируется небольшим увеличением удельного импульса. Для I ступени наблюдается

обратный эффект ( $\frac{\partial m_{п,н}}{\partial m_{kI}} \ll \frac{\partial m_{п,н}}{\partial m_{kIII}}$ ). Для обоих случаев применение

бустерных агрегатов по линии окислителя несколько увеличивает полезную нагрузку, так как при этом уменьшаются оптимальные баковые давления.

### 5.3 ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО СООТНОШЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

Влияние соотношения компонентов топлива на показатель эффективности ступени ЛА представлено на рис. 5.1. Рабочий процесс в камере двигателя, а следовательно, и удельный импульс зависят от соотношения компонентов. Обычно двигатель проектируется и доводится на такое соотношение  $K_m$ , которое соответствует максимуму удельного импульса (при отсутствии ограничений, например, по охлаждению конструкции камеры).

Кроме того, объем баков, размеры ТНА, а следовательно, и масса бака, системы наддува и ТНА зависят от плотности топлива, а значит, и от соот-

ношения компонентов. С увеличением соотношения компонентов растет и плотность топлива  $\rho_T$ . Таким образом, следует искать такое оптимальное для заправленной ДУ соотношение компонентов топлива  $K_m^*$ , которое обеспечило бы экстремальное значение выбранного критерия – массы полезной нагрузки  $m_{\text{п.н.}}$ .

Изменение массы полезной нагрузки при изменении соотношения компонентов топлива в соответствии с рассмотренными механизмами можно представить в виде

$$\Delta m_{\text{п.н.}}(K_m) = \frac{\partial m_{\text{п.н.}}}{\partial J_{y.\text{п.}}} \Delta J_{y.\text{п.}}(K_m) + \frac{\partial m_{\text{п.н.}}}{\partial m_{\text{k}}} \Delta m_{\text{k}}(K_m), \quad (5.24)$$

где  $\Delta J_{y.}(K_m)$  – приращение удельного импульса тяги;

$$\Delta m_{\text{k}}(K_m) = \Delta m_{\text{б}}(K_m) + \Delta m_{\text{с.н.}}(K_m) + \Delta m_{\text{тн.а.}}(K_m)$$

При использовании для наддува основных компонентов топлива

$$\begin{aligned} \Delta m_{\text{п.н.}}(K_m) &= \frac{\partial m_{\text{п.н.}}}{\partial J_{y.\text{п.}}} \Delta J_{y.\text{п.}}(K_m) + \frac{\partial m_{\text{п.н.}}}{\partial m_{\text{k}}} \Delta m_{\text{k}} + \\ &+ \frac{\partial m_{\text{п.н.}}}{\partial m_{\text{T}}} \Delta m_{\text{с.н.}}(K_m), \end{aligned} \quad (5.25)$$

Используем для дальнейшего анализа зависимость для расчета массы совмещенного топливного несущего бака, для которого определяющим является расчет на прочность. Можно принять, что все три днища совмещенного бака имеют одинаковые размеры, расчетный случай максимального давления у среднего и нижнего днища соответствует времени  $\tau = 0$ , т.е.  $n_x = 1$ , а расчетным случаем для среднего днища является условие равенства нулю давления в баке горючего. Нетрудно показать, что при постоянной массе топлива  $m_T$  масса днищ и шпангоутов совмещенного бака не зависит от соотношения компонентов  $K_m$ , и для массы обечайки можно получить соотношение

$$\begin{aligned} m_{\text{o6}} &= \frac{2\rho_M f K_6}{\sigma_b} m_T \left[ \frac{p_{\text{o.p}} K_m}{\rho_6 (K_m + 1)} + \frac{p_{\text{гр}}}{\rho_{\Gamma} (K_m + 1)} - \right. \\ &\left. - 0,176 \frac{p_{\text{o.p}} D_6^3}{m_T K_6} \right] = N \left( K \frac{K_m}{K_m + 1} + M \frac{1}{K_m + 1} - L \right), \end{aligned} \quad (5.26)$$

$$\text{где } N = \frac{2\rho_M f K_6 m_T}{\sigma_b}; \quad K = \frac{p_{\text{o.p}}}{\rho_{\text{o}}}; \quad M = \frac{p_{\text{гр}}}{\rho_{\Gamma}}.$$

При этом полагалось, что  $K_{\Gamma} = K_{\text{o}} = K_6$ . Продифференцируем последнее

соотношение по  $K_m$  и определим условие равенства нулю первой производной:

$$\frac{\partial m_{\text{об}}}{\partial K_m} = \frac{N(K - M)}{(K_m + 1)^2}; \quad \frac{\partial m_{\text{об}}}{\partial K_m} = 0 \text{ при } K = M \text{ или } \frac{p_{\text{o.p}}}{\rho_{\text{от}}} = \frac{p_{\text{гр}}}{\rho_{\text{г}}}.$$

Следовательно, при постоянном запасе топлива и выбранных конструкционных материалах масса обечайки зависит от соотношения компонентов, плотности окислителя и горючего и уровня максимальных давлений наддува в баках окислителя и горючего. При

$\frac{p_{\text{o.p}}}{\rho_{\text{o}}} = \frac{p_{\text{гр}}}{\rho_{\text{г}}}$  масса обечайки не

зависит от соотношения компонентов. При  $\frac{p_{\text{o.p}}}{\rho_{\text{o}}} < \frac{p_{\text{гр}}}{\rho_{\text{г}}}$  масса обечайки

уменьшается с возрастанием  $K_m$ , а при  $\frac{p_{\text{o.p}}}{\rho_{\text{o}}} > \frac{p_{\text{гр}}}{\rho_{\text{г}}}$  увеличивается.

Современные баковые отсеки ракет-носителей отличаются достаточно сложной конструкцией, а также наличием тепловой изоляции. Масса таких баков определяется не только прочностными расчетами, но и расчетами на устойчивость оболочек. Поэтому при выборе оптимальных параметров ДУ необходимо учитывать реальные внешние нагрузки и уровень давлений в баках. При изменении соотношения компонентов изменение массы бакового отсека тем существеннее, чем больше отличие плотности окислителя и горючего, т.е. изменение массы особенно значительно для кислородно-водородных ступеней. Масса системы наддува при изменении соотношения компонентов пропорциональна изменению объема бакового отсека и при использовании для наддува собственных компонентов топлива может быть определена по формуле

$$m_{\text{с.н}} = \frac{m_{\text{T}}}{(K_m + 1)} \left[ \frac{p_{\text{б.о}}^{\text{K}} K_m}{(RT)_{\text{o}}^{\text{K}} \rho_{\text{o}}} + \frac{p_{\text{б.г}}^{\text{K}}}{(RT)_{\text{г}}^{\text{K}} \rho_{\text{г}}} \right]. \quad (5.27)$$

При использовании дополнительного компонента-вытеснителя масса системы наддува определяется с учетом массы баллонов для его хранения.

Как показывают расчеты, масса ТНА изменяется незначительно и при необходимости может быть учтена (см. разд. 1.14):

$$m_{\text{тиа}} = A + B \dot{m}_{\text{T}} \left[ \frac{\frac{K_m}{K_m + 1} H_{\text{o}}^{1,5} + \frac{K_m}{K_m + 1} H_{\text{г}}^{1,5}}{\omega} \right].$$

Зависимость  $J_y = f(K_m)$ , строго говоря, определяется на основе экспериментальной отработки двигателя. Однако при отсутствии эксперименталь-

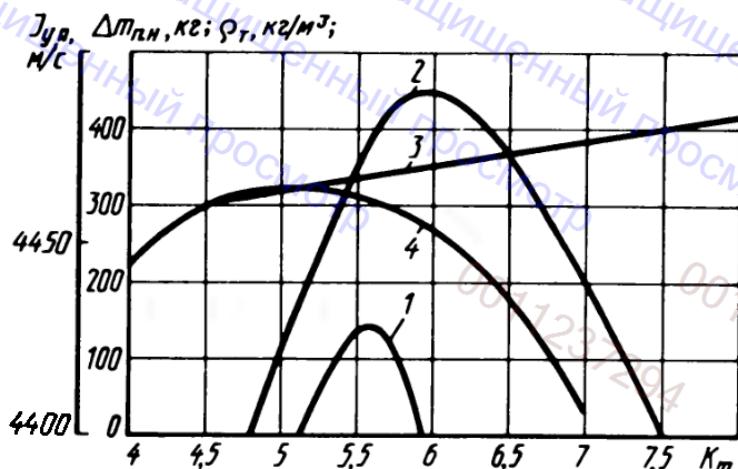


Рис. 5.5. К выбору оптимального соотношения компонентов топлива ступеней S – 2 и S – 4В ракеты-носителя "Сатурн-5":  
 1 –  $\Delta m_{\text{п.н}}$  ступени S – 2; 2 –  $\Delta m_{\text{п.н}}$  ступени S – 4В; 3 –  $\rho_T$ ; 4 –  $J_{y, \text{л}}$

Таблица 5.5 [20; 22]

	$m_T \cdot 10^{-3}$ , кг	$m_B \cdot 10^{-3}$ , кг	$V_B$ , м <sup>3</sup>	$K_{mK}$	$p_K \cdot 10^5$ , Па	$p_a \cdot 10^5$ , Па
S-2	440	25,9	1470	5,33	49,05	0,1
S-4B	103,5	9,47	373	5,33	49,05	0,1

Продолжение табл. 5.5

	$\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_K}$ , кг	$\frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial J_{y, \text{л}}}$ , м/с	$D_B$ , м	Топливо
S-2	-0,423	28	10	$O_2 + H_2$
S-4B	-1	22	6,5	$O_2 + H_2$

ных данных в первом приближении можно воспользоваться результатами термодинамического расчета [2].

На рис. 5.5 приведены результаты расчетов оптимальных соотношений компонентов топлива для ступеней S-2 и S-4B ракеты-носителя "Сатурн-5". Исходные данные для расчетов, взятые из работ [20; 22], приведены в табл. 5.5. Особенностью ступеней S-2 и S-4B является использование двигателей J-2, выполненных по схеме без дожигания. В связи с этим следует различать соотношение компонентов в камере и баковое соотношение (например для ступени S-2  $K_{mK} = 5,33$ ;  $K_{mB} = 5,18$ ). Как видно из рис. 5.5, соотношение компонентов, оптимальное для ступени S-4B, отличается от значения, соответствующего  $J_{y, \text{л}}^{\max}$ , на  $\Delta K_m = 1,14$ . Суммарное увеличение полезной нагрузки вследствие перехода на оптимальные для ступеней соотношения компонентов составляет  $\sim 440$  кг.

## 5.4. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ ЖРД

Выбор оптимального давления в камере ЖРД не является элементарной задачей именно потому, что с изменением  $p_k$  связано изменение рабочего процесса в камере с присущими ему ограничениями (охлаждением, устойчивостью рабочего процесса). Для двигателя, выполненного по схеме с дожиганием генераторного газа, выбор оптимального давления  $p_k$  ограничен еще условием замыкания схемы. Поэтому целесообразно вначале рассмотреть выбор оптимального  $p_k$  для простейшего двигателя с вытеснительной подачей топлива (ВПТ) при наличии ограничений по размеру диаметра на срезе сопла  $d_{a\max}$ .

Основным недостатком ЖРДУ с вытеснительной подачей топлива являются худшие массовые характеристики из-за нагруженных топливных баков, а также баллонов с газом-вытеснителем. Поскольку масса баков, баллонов и газа-вытеснителя пропорциональна давлению подачи, нецелесообразно значительно увеличивать давление в камере, что в свою очередь ограничивает степень расширения продуктов сгорания в сопле и соответственно удельный импульс из-за габаритных ограничений по выходному сечению сопла.

В соответствии со структурной схемой на рис. 5.1 изменение давления подачи  $p_{\text{под}}$  ( $p_k$ ) приводит к изменению удельного импульса и массы ДУ с ВСП. При этом изменение массы полезной нагрузки можно определить из соотношения

$$\Delta m_{\text{п.н}} = \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial J_{y,\text{п}}} \Delta J_{y,\text{п}}(p_k) + \frac{\partial m_{\text{п.н}}}{\partial m_k} \Delta m_{\text{ду ВСП}}(p_k). \quad (5.28)$$

Здесь

$$\Delta m_{\text{ду ВСП}} = \Delta m_b + \Delta m_{\text{бал}} + \Delta m_{\text{п.т}} + \Delta m_{\text{обт}}.$$

Нетрудно показать, что для каждого  $p_k$  существует только одна степень расширения газов  $\epsilon = p_k/p_a$ , которая обеспечивает заданную тягу в пустоте  $P_{\text{п}}$  при ограничении габаритных размеров на срезе сопла  $d_a = d_{a\max} = \text{const}$ . С одной стороны,

$$\frac{p_k F_{kp}}{\beta \varphi_k} = \frac{P_{\text{п}}}{J_y(\epsilon) \varphi_k \varphi_c} \quad \text{или} \quad F_{kp} = \frac{P_{\text{п}} \beta}{p_k J_y(\epsilon) \varphi_c} \quad (5.29)$$

с другой –

$$F_{kp} = \frac{F_c^{\max}}{\bar{F}(\epsilon)}. \quad (5.30)$$

Равенством функций (5.29) и (5.30) определяется площадь критического сечения двигателя  $F_{kp}$ , обеспечивающего заданную тягу  $P_{\text{п}}$  и ограничение

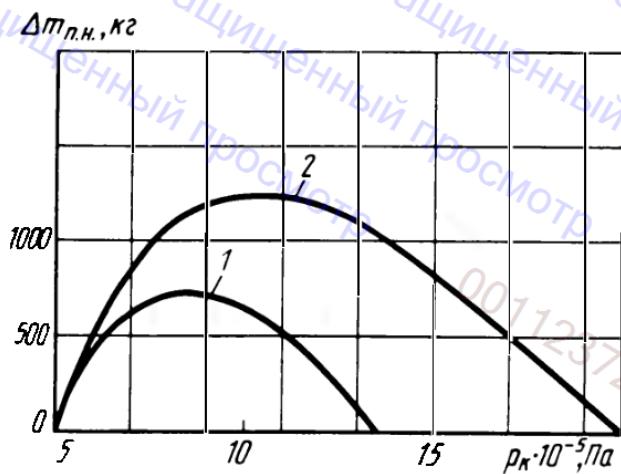


Рис. 5.6. Зависимость  $\Delta t_{\text{п.н.}}$  от давления в камере двигателя с ВСП второй ступени тягой  $P = 80$  кН на компонентах  $O_2 + H_2$ : 1 –  $T_{b,k} = 300$  К; 2 –  $T_{b,k} = 600$  К

по выходному сечению сопла. Соответствующая этому условию степень расширения  $\epsilon$  также определяет и теоретический удельный импульс  $J_y$  ( $\epsilon$ ) и соответствующий расход компонентов топлива  $\dot{m}_t$ .

Массовые характеристики вытеснительных систем и баковых отсеков определяются по зависимостям разд. 4.2. Изменение массы двигателя определяется соответствующим изменением массы камеры (см. разд. 1.1.4). Масса обтекателя может быть рассчитана из соотношения

$$m_{\text{обт}} = [L_c r_{kp} - (L_c r_{kp})_0] \pi D_b \gamma_{\text{обт}}, \quad (5.31)$$

где  $\gamma_{\text{обт}}$  – удельная масса обтекателя, измеряемая в  $\text{кг}/\text{м}^2$ .

Для реального использования массовых характеристик необходимо ввести связь между давлением в камере сгорания  $p_k$  и давлением подачи компонентов топлива  $p_{\text{под},i}$ , которая на основании статистической обработки данных по двигателям (см. табл. 1.2 и 1.3) может быть представлена в виде

$$p_{\text{под},g} = 12 \cdot 10^5 + 0,52 p_k; \quad p_{\text{под},o} = 1,2 p_k. \quad (5.32)$$

На рис. 5.6 приведены результаты выбора оптимального давления в камере сгорания для кислородно-водородного двигателя второй ступени с ВСП с тягой  $P_{\text{п}} = 80$  кН. Исходные данные для расчета приведены в табл. 5.6. Улучшение массовых характеристик ЖРДУ, в частности, повышение температуры газа-вытеснителя, способствует росту оптимального давления в камере.

Использование на американской ракете "Першерон" стеклопластика

для изготовления баков и баллонов еще более увеличивает оптимальное давление в камере сгорания. На рис. 5.7 и в табл. 5.7 приведены результаты выбора  $p_k^{\text{опт}}$  для двигателя второй ступени ракеты "Першерон" и соответствующие исходные данные.

Увеличение оптимального давления в камере до  $25 \cdot 10^5$  Па для двига-

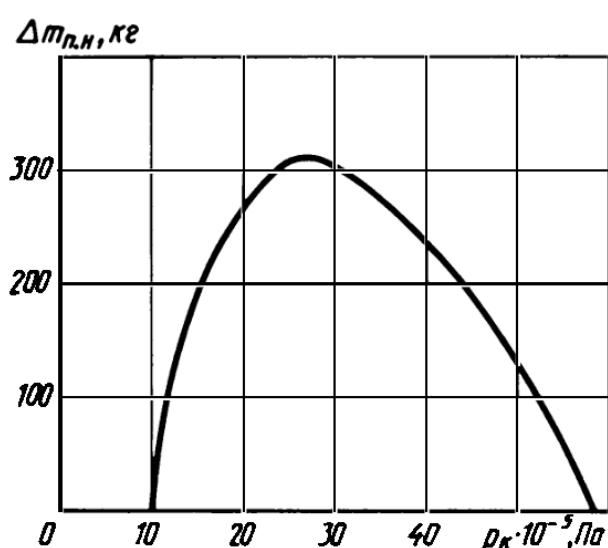


Рис. 5.7. Зависимость  $\Delta t_{\text{п.н.}}$  от давления в камере двигателя с ВСП второй ступени ракеты "Першерон"

Таблица 5.6

$m_{\text{II}},$ кг	$d_a^{\text{max}},$ м	$\frac{\partial m_{\text{II}}}{\partial m_K},$	$\frac{\partial m_{\text{II}}}{\partial m_K},$ $\frac{\partial J_{\text{у.п}}}{\partial J_{\text{у.п}}},$ кг/кг	$K_{mK},$ —	$T_{\text{бал}},$ К	$\rho_{\text{бал}},$ кг/м <sup>3</sup>	Рабочес- тепло-выtes- нитель	$p_{\text{рако}},$ Па	$z_{\text{ак.к.}}$ —	$\Delta p_{\text{ред.}}$ Па	Число двигателей
38720	1,5	-1	435	6,349	20	4430	Не	$350 \cdot 10^5$	1,705	1,04	$8 \cdot 10^5$

Причение.  $T_{\text{бал}}$  – температура газа в баллоне при хранении;  $p_{\text{рако}}$  – начальное давление газа в баллоне;  $z_{\text{ак.к.}}$  – коэффициенты сжимаемости газа в баллоне, соответствующие начальным и конечным условиям (давлению и температуре);  $\Delta p_{\text{ред.}}$  – потеря давления на редукторе.

Таблица 5.7 [13]

$P,$ кН	Компонен- ты топлива	$\alpha_{\text{ок}}$	$d_{\text{атмак}},$ м	$\frac{\partial m_{\text{п.и}}}{\partial m_K},$ $\frac{\partial m_{\text{п.и}}}{\partial m_K},$ кг/кг	$\frac{\partial m_{\text{п.и}}}{\partial J_{\text{у.п}}},$ $\frac{\partial m_{\text{п.и}}}{\partial J_{\text{у.п}}},$ кг/м <sup>3</sup> /с	$m_{\text{р.}}$ кг	$m_{\text{ед.бл.констр.}}$ кг	$T_{\text{бал.}}$ К	Рабочее тело- выtes- нитель	Число двигателей
340	$O_2 + T - 1$	0,5	1,2	-1	310	13570	450	90	Не	1

теля с ВПТ стало возможным при использовании легких конструкционных материалов и уменьшении давления подачи вследствие использования камеры, сопло которой охлаждается пленкой горючего.

Для ЖРДУ с ТНА без дожигания генераторного газа при выборе оптимального давления в камере сгорания по соотношению (5.28) удельный импульс должен определяться по зависимости (1.12) с учетом расхода компонентов на привод ТНА, а изменение массы ДУ складывается только из изменения массы собственно двигателя и обтекателя.

Рассмотренный в настоящем разделе метод выбора оптимальных параметров ДУ основан на использовании аппарата баллистических производных, которые могут быть приближенно определены по соотношениям (5.10) – (5.13) или более точно, например, интегрированием уравнений движения ЛА. Метод обеспечивает удовлетворительную точность при изменении номинальных параметров ЛА в пределах 5 – 7 %, что характерно для рассмотренных в настоящем разделе примеров.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.А. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980, 476 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. и др. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Под ред. В.П. Глушко; Т. I–Х, АН СССР ВИНИТИ, 1971–1973.
3. Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 306 с.
4. Бабкин А.И., Белов С.В., Рутовский Н.Б., Соловьев Е.В. Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками. М.: Машиностроение, 1986. 456 с.
5. Белоцерковский О.Н., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. М.: Наука, 1982. 302 с.
6. Беляев Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. М.: Машиностроение, 1983. 219 с.
7. Беляков В.П. Криогенная техника и технология. М.: Энергия, 1982. 271 с.
8. Васильев А.П., Кудрявцев В.М. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Под ред. В.М. Кудрявцева. М.: Высшая школа, 1983.
9. Гликман Б.Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1974. 396 с.
10. Зрелов В.Н., Серегин Е.П. Жидкие ракетные топлива. М.: Химия, 1975. 320 с.
11. Кокорин В.В., Рутовский Н.Б., Соловьев Е.В. Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления. М.: Машиностроение, 1983. 184 с.
12. Колесников К.С., Самойлов Е.А., Рыбак С.А. Динамика топливных систем ЖРД. М.: Машиностроение, 1975. 172 с.
13. Космонавтика. Энциклопедия / Под. ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985. 528 с.
14. Лихачев В.Я., Васин А.С., Гликман Б.Ф. Техническая диагностика пневмогидравлических систем ЖРД. М.: Машиностроение, 1983. 201 с.

15. Михайлов В.В., Базаров В.Г. Дросселируемые жидкостные двигатели. М.: Машиностроение, 1985. 166 с.
16. Москоленко Г.М. Инженерные методы проектирования в ракетной динамике. М.: Машиностроение, 1974. 391 с.
17. Натализон М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты. М.: Машиностроение, 1977. 204 с.
18. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания ЖРД. М.: Машиностроение, 1979. 344 с.
19. Основы проектирования летательных аппаратов / Под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985. 358 с.
20. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / Под ред. В.Н. Челомея. М.: Машиностроение, 1978. 238 с.
21. Присняков В.Ф. Динамика жидкостных ракетных двигательных установок. М.: Машиностроение, 1983. 248 с.
22. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика ЛА. М.: Наука, 1982. 352 с.
23. Шевяков А.А., Калини В.М., Науменкова Н.В., Дятлов В.Г. Теория автоматического управления ракетными двигателями. М.: Машиностроение, 1978. 288 с.
24. Шорин В.Л. Устранение колебаний в авиационных трубопроводах. М.: Машиностроение, 1980. 154 с.
25. Штехер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 301 с.
26. Щеверов Д.И. Проектирование беспилотных ЛА. М.: Машиностроение, 1978. 264 с.

## ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

### **А**

Автоколебания 171, 185, 212, 214  
 Автоматика ЖРД, конечные автоматы, автоматические регуляторы 158–161, 185  
 Азотная кислота 58  
 Азотно-кислотные ракетные окислители 58  
 Азотный тетраксид 58  
 Аккумулятор давления 37  
 Активный участок траектории 126  
 Алюминиевые сплавы 310  
 Аминные горючие 58  
 Арматура бака 295  
 Атомарные ракетные топлива 60  
 Аэродинамическая схема 280  
 Аэродинамические силы, нагрузки 72  
 Аэродинамическое сопротивление 73  
 Аэрозии-50 58

### **Б**

Баки топливные, несущие, ненесущие, подвесные 279

Баллистическая ракета 305

Баллистические производные 331

Баллистический коэффициент (удельное сопротивление) 74

Бустерный насос 119–120

БЦВМ, применение для управления 161, 191, 198, 206

### **В**

Вакуумная изоляция 65  
 Водород жидкий, шугообразный 67  
 Возмущающие моменты 79  
 Воронкообразование 288  
 Воспламенение горючих смесей 206–215  
 Входное устройство 217  
 Высококипящее ракетное топливо 12, 58, 62  
 Вытеснительная подача топлива 311  
 Вытеснительный мешок 292

### **Г**

Газовая подушка бака 320  
 Газоввод 217

## И

- Изгибающий момент 280
- Изоляция тепловая 65
- Импульс последействия тяги ЖРД (ИПД) 266
- Импульс тяги 90
- Импульсный режим работы ЖРДМТ 136
- Ингибитор 63
- Исполнительные органы
  - системы управления ЛА 91, 125
  - агрегатов управления ДУ 125
- Испарение компонентов 12, 65

## Д

- Давление в камере ЖРД 14, 143, 144
- Двигательный отсек 137, 142
- Движение относительно центра масс 126, 135
- Двухкомпонентное ракетное топливо 48
- Демпфер 296
- Демпфирующий момент 79
- Диафрагма 296
- Диметилгидразин несимметричный 58
- Дифторид кислорода 61
- Днище бака 316
- Дводка ЖРД 13, 254, 250
- Долгохранимое ракетное топливо 52
- Дренажно-предохранительная система 246

## Е

- Емкости топливные 281
- Емкость конденсатора 213

## Ж

- Желеобразное топливо 40
- Жидкое ракетное топливо 48
- Жидкостной аккумулятор давления 10
- Жидкостной ракетный двигатель 37
- Жидкостная ракетная двигательная установка 87
- ЖРДМТ 7, 135
- ЖРДОМ 27, 136

## З

- Заборное устройство 287
- Задержка воспламенения топлива (период задержки воспламенения) 52
- Заправка топливной емкости 297
- Заклапанная полость двигателя 25, 270
- Запуск ЖРДУ 254
- Захолаживание ЖРДУ 12, 24

## К

- Кавитация 21
- Камера ЖРД
  - основная 94
  - рулевая 126, 133
  - поворотная 126, 133
- Капиллярные заборные топливные устройства 240
- Керосин 58
- Кипение пузырьковое 248
- Колебания в ЖРДУ 21–24
- Колебания топлива в баках ЛА 287
- Кислород жидкий 58, 64
- Клапан
  - главный 193–198, 203
  - дренажный 199, 203
  - дренажно-предохранительный 174
  - заправочный 199, 203
  - обратный 193
  - предохранительный 174, 246
  - пусковой 191–193
  - останова 203

Кольцевые (тангенциальные напряжения) 312

Компонент топлива

- высококипящий 58, 62
- низкокипящий 65

Компоновка ЛА 280

Конвекция свободная 225

Конечная масса ракеты 331

Конструкционные материалы 309

Коэффициент избытка окислителя 56

КПД газовой турбины 15

КПД центробежного насоса 15

Коэффициент соотношения компонентов топлива 323, 55

Коэффициент теплоотдачи

- при вдуве газа в емкость 222

Коэффициент теплопроводности жидкости эффективный 231

Криогенное ракетное топливо 65

**Критерий**  
– Вебера 244  
– Грасгоффа 226  
– Нуссельта 222  
– Прандтля 222  
– Рейнольдса 222  
– Релея 227  
– Фруда 223

**Критерий**  
– экономический 329  
– комплексный 329  
– массовый 329

## Л

**Лапласа уравнение** 240  
**Летательный аппарат** 137–142

## М

**Маневрирование** 125, 126

**Масса топлива** 80

**Меланж** 58

**Мембранны**

- принудительного прорыва 192
- свободного прорыва 192

**Меридиональные напряжения** 312

**Металлоорганическое горючее** 49

**Металлосодержащее топливо** 59

**Метастабильное ракетное топливо** 60

**Многодвигательная установка** 345

**Монометилгидразин** 58

## Н

**Нагрузка полезная** 331

**Нагрузки на конструкцию** 280

**Наддув баков** 217

**Насосная подача топлива в ЖРДУ** 107

**Невесомость** 236

**Несамовоспламеняющееся ракетное топливо** 64

**Несимметричный диметилгидразин (НДМГ)** 58

## О

**Обечайка (бака)** 278

**Объем (бака)** 319

**Однокомпонентное ракетное топливо** 48

**Озон** 59

**Оксислители ЖРТ** 58

**Ориентация** 135

**Останов ЖРДУ** 265

**Относительная масса ЖРДУ** 38

**Отсек**

- двигательный 137, 138

– кормовой 137, 138, 140, 142  
**Охлаждающая способность топлива** 51

## П

**Пентаборан** 61

**Перегрузки** 74, 75

**Перекись водорода** 58

**Переключатель (клапан)**

- золотниковый 203
- клапанный 205

**Плотность ЖРТ** 50

**Пневмогидравлическая система** 87

**Пневмогидравлическая система ЖРДУ** 89

**Пограничный слой (турбулентный)** 228

**Подвесные баки** 279

**Подъемная сила** 73

**Полезный груз (нагрузка)** 329

**Порошково-вакуумная изоляция** 65

**Потери**

- аэродинамические 330
- гравитационные 330

**Преднасос** 46

**Программа**

- изменения входных параметров 251
- тангажная 330

**Пузырковое кипение** 248

**Пусковое топливо** 52

**Путь смещения** 231

## Р

**Рабочий запас топлива** 80, 32

**Радикал свободный** 60

**Разложение компонента** 63

**Ракета-носитель** 304

**Расходонапряженность относительная** 44

**Реактивная система управления** 135

**Регулятор**

- давления 162, 163, 167
- кажущейся скорости 127
- расхода 164, 165, 166
- соотношения компонентов топлива 145

**Рулевые двигатели** 126, 133

## С

**Самовоспламеняющееся ракетное топливо** 51

**Сила лобового сопротивления** 73

**Сильфон** 291

**Система контроля уровня** 129–131

**Системы опорожнения баков** 129

**Система питания ЖРДУ** 101–125

**Скорость горения топлива** 51

Скоростной напор 73  
Скорость полета 72  
Соотношение массовое компонентов 55  
Сопло реактивное 34  
Сопротивление аэродинамическое 73  
Стабилизация движения ЛА 7, 123  
Стабилизация при управлении 136  
Стабильность ракетного топлива 63  
Старт 33, 207  
Стехиометрическое соотношение компонентов топлива 55

## Т

Тангенциальные напряжения 319  
Тепловое расслоение (стратификация) топлива 224  
Тепловой остаток топлива 32  
Теплоизоляция 299  
Теплопроизводительность топлива 19, 53  
Термостабильность ракетного топлива 52  
Тиксотропное топливо 12  
Тяговооруженность 74  
Токсичность ракетного топлива 61  
Топливный отсек 281  
Тормозной двигатель, см. ЖРДОМ  
Торовый бак 281  
Траектория полета 72  
Трехкомпонентное ракетное топливо 49  
Трубопровод 37  
Турбонасосный агрегат 45  
Тяга ракетного двигателя (определение контрольной величины) 71

## У

Удельная масса ЖРД 38  
Удельный импульс тяги 31  
Удельная нагрузка 74  
Углеводородное горючее 58  
Угол  
– атаки 72  
– тангажа 72  
– крена 72  
– рыскания 72  
Удлинение корпуса 315  
Унитарное ракетное топливо 48

Управление вектором тяги 77  
Управляющие силы 77  
Управляющий момент 77  
Устойчивость работы (движения) 150, 283  
Уровень топлива 288  
Ускоритель 8, 30

## Ф

Фланец бака 286  
Форсуночная головка 42  
Фтор жидкий 57  
Фторные окислители 57

## Ц

Центр давления ЛА 283  
Центр масс ЛА 77  
Центровка ЛА 282, 283  
Циклограмма работы ЖРДУ 29, 136  
Циолковского скорость 49, 83

## Ч

Четырехокись азота 58  
Число М 73  
Чувствительный элемент 159–160

## Ш

Шаг интегрирования 206, 248  
Шаровой бак (баллон) 281  
Шпангоут 286  
Шугообразный водород 67

## Э

Экран-коллектор 292  
Экранно-вакуумная изоляция 65  
Электропневмоклапан (ЭПК) 199  
Эллипсоидальный бак 281  
Энергетические характеристики топлив 31  
Эффективная скорость 31  
Эффективность ракетного топлива 53  
Эффективность ЛА 333

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>Введение . . . . .</b>	<b>3</b>
<b>Глава 1. Жидкостные ракетные двигательные установки . . . . .</b>	<b>5</b>
1.1. Основные характеристики и параметры ЖРДУ . . . . .	5
1.1.1. Области применения и классификация ЖРДУ . . . . .	5
1.1.2. Требования к ЖРДУ . . . . .	13
1.1.3. Энергетические характеристики ЖРДУ . . . . .	31
1.1.4. Массовые характеристики ЖРДУ . . . . .	36
1.2. Жидкие ракетные топлива (ЖРТ) . . . . .	48
1.2.1. Требования к жидким ракетным топливам . . . . .	49
1.2.2. Энергетические характеристики ЖРТ . . . . .	53
1.2.3. Эксплуатационные характеристики ЖРТ . . . . .	60
1.2.4. Особенности криогенных компонентов топлива . . . . .	65
1.3. Определение основных проектных параметров ЖРДУ . . . . .	68
1.3.1. Связь основных параметров ЖРДУ с проектными параметрами ЛА . . . . .	68
1.3.2. Определение потребной тяги двигателя . . . . .	71
1.3.3. Определение потребного запаса топлива ЖРДУ . . . . .	80
<b>Глава 2. Системы питания и управления ЖРДУ . . . . .</b>	<b>87</b>
2.1. Принципы устройства ЖРДУ . . . . .	87
2.1.1. ЖРДУ как сложная техническая система . . . . .	87
2.1.2. Расстановка агрегатов управления в ЖРДУ и организация процесса функционирования ПГС ДУ . . . . .	101
2.1.3. Насосные системы питания без дожигания . . . . .	107
2.1.4. Насосные системы питания с дожиганием генераторного газа после турбины . . . . .	115
2.2. Системы управления ДУ и ее агрегаты . . . . .	125
2.2.1. Системы управления конечными параметрами траектории движения ЛА . . . . .	125
2.2.2. Система управления вектором тяги на активном участке полета ЛА . . . . .	132
2.2.3. Система управления ориентацией ЛА с помощью ЖРДМТ . . . . .	135
2.2.4. Системы управления процессом функционирования ДУ . . . . .	143
2.2.5. Регуляторы систем управления ЖРДУ . . . . .	158
2.2.6. Устройство и характеристики газовых редукторов . . . . .	172
2.2.7. Конечные автоматы ЖРДУ . . . . .	185
2.2.8. Способы воспламенения горючих смесей . . . . .	206
<b>Глава 3. Рабочие процессы в пневмогидравлической системе двигательной установки . . . . .</b>	<b>215</b>
3.1. Процессы в системах питания и системах наддува . . . . .	215
3.1.1. Процессы, происходящие в парогазовой подушке топливного бака . . . . .	217
3.1.2. Термическое расслоение компонентов топлива в баках летательных аппаратов . . . . .	224
3.1.3. Поведение компонентов топлива в условиях невесомости . . . . .	236
3.1.4. Физико-математические модели внутрибаковых процессов . . . . .	244
3.2. Нестационарные процессы в пневмогидравлических системах двигательной установки . . . . .	253
3.2.1. Запуск ЖРДУ . . . . .	254
3.2.2. Останов ЖРДУ . . . . .	265

<b>Глава 4. Топливные баки . . . . .</b>	<b>278</b>
4.1. Конструкция топливных баков . . . . .	278
4.1.1. Назначение, схемы и особенности конструкции топливных баков . . . . .	278
4.1.2. Устройство топливных баков . . . . .	283
4.1.3. Конструкция заборных устройств . . . . .	287
4.1.4. Арматура и устройства топливных баков . . . . .	295
4.1.5. Особенности конструкции топливных баков в зависимости от назначения . . . . .	300
4.2. Массовые характеристики топливных баков . . . . .	309
4.2.1. Материалы, применяемые для изготовления топливных баков . . . . .	309
4.2.2. Прочность топливных баков . . . . .	310
4.2.3. Массовые характеристики топливных баков . . . . .	319
<b>Глава 5. Выбор оптимальных параметров ЖРДУ . . . . .</b>	<b>328</b>
5.1. Выбор оптимальной тяги ЖРДУ . . . . .	333
5.2. Выбор оптимального давления компонентов топлива на входе в ЖРД . . . . .	335
5.3. Выбор оптимального соотношения компонентов топлива . . . . .	339
5.4. Выбор оптимального давления в камере ЖРД . . . . .	343
<b>Список литературы . . . . .</b>	<b>346</b>
<b>Предметный указатель . . . . .</b>	<b>347</b>

## УЧЕБНОЕ ИЗДАНИЕ

Козлов Александр Александрович, Новиков Владимир Николаевич,  
Соловьев Евгений Васильевич

## СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Редактор *И.А. Суворова*

Художественный редактор *В.В. Лебедев*

Технический редактор *Н.В. Павлова*

Корректор *Г.Л. Сафонова*

Оператор *Ф.Ш. Зайцева*

ИБ № 4741

Сдано в набор 16.06.87.

Формат 60×88 1/16.

Печать офсетная.

Тираж 3700 экз.

Подписано в печать 12.04.88.

Бумага офсетная № 1.

Усл.печ.л. 21,56.

Заказ 259.

Т-04172.

Гарнитура Пресс Роман.

Уч.-изд.л. 24,51.

Цена 1 р. 10 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство "Машиностроение",  
107076, Москва, Строгинский пер., 4

Отпечатано в Московской типографии № 8 Союзполиграфпрома  
при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии  
и книжной торговли 101898, Москва, Ходынский пер., 7, с оригинала-макета,  
изготовленного в издательстве "Машиностроение" на наборно-пишущих машинах

