

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

В. А. Борисов

Конструирование основных узлов и систем ракетных двигателей

Электронное учебное пособие

САМАРА

2011

УДК 621.455.(075)

Автор: **Борисов Валерий Александрович**

Рецензенты: Егорычев В.С.
Иванов А.И.

В учебном пособии изложены вопросы проектирования пневмогидравлических систем, конструирования агрегатов и компоновки жидкостных ракетных двигательных установок. Рассматриваются также особенности конструирования основных узлов РДТТ.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по программе подготовки специалистов по направлению 160300 "Двигатели летательных аппаратов", специальность 160302.65 – "Ракетные двигатели",

а также по специальности 160700.65 "Проектирование авиационных и ракетных двигателей", специализация "Инновационные технологии в ракетном двигателестроении"

и изучающих дисциплину "Конструирование основных узлов и систем ракетных двигателей".

Разработано на кафедре КиПДЛА.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2010

СОДЕРЖАНИЕ

<i>Лекция 1.</i>	5
Введение. 1. Общие вопросы проектирования ЖРДУ.	
1.1. Техническое задание. 1.2. Стадии проектирования при разработке ЖРД	
2. Функциональное проектирование двигательной установки. 2.1. Режимы работы двигателя.	
<i>Лекция 2.</i>	11
2.2. Проектирование пневмогидравлической системы ДУ.	
2.3. Разработка ПГС и циклограммы запуска и останова ЖРД	
<i>Лекция 3.</i>	18
2.4. Системы автоматического управления. 2.4.1. Система управления запуском.	
<i>Лекция 4.</i>	24
2.4.2. Этапы запуска ЖРД. 2.4.3. Система наддува баков.	
2.4.4. Запуск ЖРД на криогенных компонентах.	
<i>Лекция 5.</i>	30
2.4.5. Система продувки топливных магистралей. 2.4.6. Раскрутка ТНА.	
2.4.7. Системы зажигания	
<i>Лекция 6.</i>	37
2.4.8. Особенности запуска в космосе. 2.4.9. Системы автоматического управления остановом ДУ	
<i>Лекция 7.</i>	43
2.4.10. Система аварийного выключения. 2.4.11. Многократный останов двигателя в полёте.	
2.4.12. Системы управления ДУ на основном режиме работе.	
<i>Лекция 8.</i>	48
3. Конструкция основных агрегатов системы подачи топлива.	
3.1. Конструкция клапанов. 3.2. Проектирование клапанов.	
3.3. Расчет клапанов	
<i>Лекция 9.</i>	54
3.5. Расчет усилий в клапанах. 3.6. Компоновка клапана.	
3.7. Определение гидравлической характеристики клапана	

<i>Лекция 10</i>	60
3.8. Конструкция и расчет фланцевых соединений.	
3.9. Условия герметичности соединений.	
<i>Лекция 11</i>	66
3.10. Конструирование фланцевых соединений	
<i>Лекция 12</i>	71
4. Компоновка агрегатов ДУ. 4.1. Схемы компоновки. 4.2. Компоновка однокамерных ЖРД с НПТ.	
<i>Лекция 13</i>	78
4.3. Компоновка многокамерных ЖРД. 4.4. Подвод компонентов к поворотным камерам. 4.5. Задачи, решаемые при разработке компоновки ЖРД	
<i>Лекция 14</i>	84
5. Конструирование основных узлов РДТТ. 5.1. Особенности конструкции РДТТ	
<i>Лекция 15</i>	89
5.2. Конструкция камеры РДТТ. 5.2.1. Конструктивные схемы корпусов	
<i>Лекция 16</i>	96
5.3. Прочность корпусов. 5.3.1. Прочность обечаек корпуса. 5.3.2. Прочность днищ.	
<i>Лекция 17</i>	102
5.4. Конструкция соплового блока. 5.4.1. Неподвижные и подвижные сопла. 5.4.2. Теплозащита сопловых блоков	
<i>Лекция 18</i>	109
5.5. Прочность топливных зарядов. 5.5.1. Прочность вкладных зарядов. 5.5.2. Прочность скреплённых зарядов.	
Библиографический список.....	114

Лекция 1

Введение

В изучаемой дисциплине рассматриваются вопросы конструирования основных агрегатов и систем ракетного двигателя. Ранее, в дисциплине "Основы конструирования РД" вы изучили конструкцию основного агрегата ЖРД – камеры двигателя, чрезвычайно напряжённого устройства, в котором рабочие процессы протекают при давлениях до 30 МПа и температуре 3000 – 4000К. В дисциплине "Динамика и прочность РД" были рассмотрены вопросы конструирования другого сложного агрегата – ТНА. В этом курсе предстоит изучить другие важные агрегаты и рассмотреть вопросы конструирования двигателя в целом – разработку ПГС и проектирование компоновки двигателя. Кроме того, в курсе рассматриваются вопросы конструкции РДТТ.

Конструирование узлов и систем двигателя является составной частью задачи общего проектирования жидкостной двигательной установки (ЖРДУ). В связи с этим рассмотрим основные вопросы проектирования двигателя.

1. Общие вопросы проектирования ЖРДУ

1.1. Техническое задание

Основанием для выполнения проектирования ЖРД является документ, называемый техническим заданием (ТЗ), который разрабатывается совместно предприятием-заказчиком и предприятием-исполнителем и утверждается на уровне ведомственного министерства. ТЗ устанавливает назначение двигателя, технические характеристики, а также требования, предъявляемые к двигателю. Обычно задаются:

- компоненты топлива и требования к их чистоте;
- тяга;
- удельный импульс;
- время работы (ресурс);
- циклограмма работы двигателя;
- наддув баков;

- управление вектором тяги;
- количество включений;
- требования к САЗ (системе аварийной защиты);
- требования к КТС (контролю технического состояния);
- габариты двигателя;
- масса двигателя (сухого и залитого топливом);
- требования к надёжности двигателя;
- требования к вибропрочности;
- время общей разработки двигателя.

Задание на разработку двигателя в курсовом проекте по дисциплине включает только часть этих требований.

1.2. Стадии проектирования при разработке ЖРД

Проектные работы при разработке ЖРД относятся к разряду опытно-конструкторских работ (ОКР). В соответствии с ОСТ 1392-8717-75 для ОКР установлена следующая классификация стадий разработки:

- тактико-техническое задание;
- техническое предложение;
- эскизный проект;
- разработка технической документации на опытное изделие;
- изготовление опытных изделий, наземные автономные испытания и корректировка рабочей документации;
- наземные комплексные и межведомственные испытания;
- лётные испытания;
- подготовка документации на изделия серийного производства.

(По объёму и глубине проработки конструкции Ваш курсовой, а также будущий дипломный проект ближе всего к стадии эскизного проектирования, хотя отдельные проекты могут быть отнесены к стадии разработки документации на опытное изделие).

В соответствии со стандартом эскизный проект должен включать разработку

пневмогидравлической схемы (ПГС) с описанием её работы, чертежи основных агрегатов, сборочный чертёж двигателя, пояснительную записку с необходимыми расчетами и некоторые другие документы.

При выполнении проектных работ прежде всего, производится функциональное проектирование ДУ, которое заключается в выборе принципиальной и конструкторской схем двигателя, назначении основных параметров, а также в представлении общего вида двигателя. Для ЖРД принципиальной схемой является ПГС двигателя.

На основании принятых конструкторских схем даются задания на конструирование агрегатов и узлов, принципиальная схема определяет тип и соединение всех элементов двигателя. Конструирование заканчивается разработкой чертежей деталей, сборочных единиц и самого изделия, а также другой необходимой документации.

При конструировании формирование образа детали (путем вычерчивания или моделирования на компьютере) должны выполняться параллельно с расчетами прочности и жесткости элементов конструкции. Таким образом, можно избежать возможных переделок чертежей после проведения расчетов.

Во всех случаях прочность и жесткость конструкции должны быть обеспечены при её минимальной массе. Это достигается:

- совмещением нескольких функций в одном элементе (например, объединять несколько клапанов в один блок);
- рациональной компоновкой всех агрегатов двигателя, позволяющей уменьшить габариты и длину магистралей;
- приданием деталям рациональной формы для наилучшего использования свойств материалов;
- применением материалов с высокой удельной прочностью или введением упрочняющих методов обработки деталей.

Следует помнить, что минимальной массой обладает равнопрочная конструкция, и стремиться к её воплощению.

2. Функциональное проектирование двигательной установки

Именно при выборе принципиальной схемы двигателя и конструкторских схем агрегатов необходимо обеспечить оптимальность конструкции, высокую надёжность работы и минимальную массу изделия, а также выполнение других требований к двигателю. Для определения степени оптимальности выбирается её критерий – основное требование, которое необходимо выполнить в первую очередь. При этом критерий оптимальности должен иметь количественное выражение.

Двигатель является частью летательного аппарата (ЛА) и оценить его можно только по оптимальности всего ЛА. Для ракет-носителей за критерий оптимизации принимается минимальная стоимость вывода 1кг полезной массы на заданную орбиту. При предварительных расчетах оценку оптимальности часто проводят по критериям технического совершенства: конечной идеальной скорости полёта ЛА

$$V_{ид} = I_y \ln \mu_k$$

и приведенному удельному импульсу тяги

$$I_{yпр} = \frac{I}{M_0} = I_y \left(1 - \frac{1}{\mu_k} \right),$$

где I_y – средняя величина удельного импульса тяги за время работы двигателя;

I – импульс тяги ДУ (суммарный);

$\mu_k = M_0 / M_k$ – массовое число ЛА;

M_0 – стартовая масса ЛА;

M_k – конечная масса ЛА(в момент останова ДУ).

Схемное решение, обеспечивающее большее значение $V_{ид}$ или $I_{yпр}$, как правило, предпочтительней (рассмотренные критерии учитывают только энерго-массовые факторы; этого может быть недостаточно).

ПГС двигателя должна обеспечить его работу на различных режимах.

2.1. Режимы работы двигателя

Режимом работы называется состояние двигателя, которое характеризуется определенными величинами нагрузок на его элементы. При этом если параметры на данном режиме поддерживаются в допустимых пределах постоянными, режим

называется установившимся; если параметры возрастают или убывают в определенных пределах, режим называется неустойчивым; если же параметры изменяются хаотично или выходят за установленные пределы, режим называется неустойчивым.

Основным выходным параметром ЖРД является величина тяги. Соответственно этому параметру и различают следующие характерные режимы работы двигателя :

запуск (кривая 1 на рис. 2.1) — режим работы двигателя от первой команды на его включение до выхода на основной режим (при наличии нескольких основных режимов — до выхода на первый основной режим);

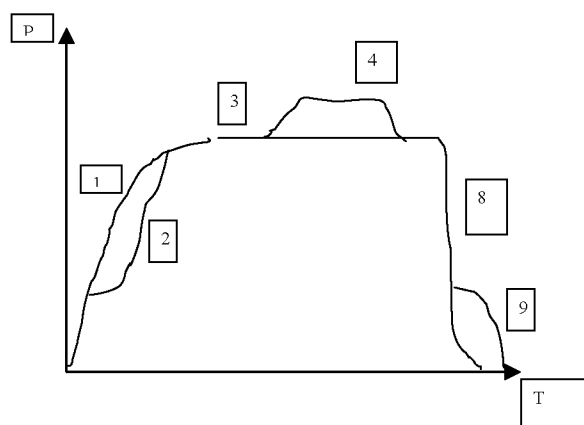


Рис. 2.1.

предварительный режим (кривая 2) — установившийся режим работы с тягой, меньшей тяги на основном режиме, являющийся частью запуска (может быть несколько предварительный режимов).

Основной режим - установившийся режим работы, который является определяющим при выполнении основной задачи ЛА. При этом могут иметь место несколько основных режимов:

номинальный режим (прямая 3) — режим, соответствующий номинальному (расчетному) расходу топлива и являющийся обычно самым длительным режимом;

максимальный режим (прямая 4) — режим, соответствующий максимально допустимому (по условиям нагружения) расходу топлива;

пониженный режим (прямая 5), лежащий между номинальным и минимальным

режимами;

минимальный режим (прямая 6), соответствующий минимальному расходу топлива;

конечный режим (прямая 7) — режим работы двигателя перед остановом с тягой, меньшей тяги на номинальном режиме.

Останов (кривая 8) — режим работы двигателя от первой команды на его выключение до полного исчезновения тяги.

В зависимости от назначения и конструкции двигатель может эксплуатироваться на всех указанных режимах или только на некоторых из них.

Лекция 2

2.2. Проектирование пневмогидравлической системы ДУ

Сложность и быстрота протекания процессов в ЖРД, требования безопасности, а также использование этих двигателей в большинстве случаев на беспилотных летательных аппаратах привели к тому, что работа всех систем ДУ полностью автоматизирована, причем срабатывание агрегатов и устройств происходит в строго определенной последовательности.

Требования к системам:

1. Системы ДУ с ЖРД должны работать с минимальными потерями I_y ;
2. Иметь малые массу и инерционность действия.
3. Они должны обеспечивать плавный переход с одного режима на другой во избежание появления неустойчивости рабочих процессов.

Все функциональные системы ЖРДУ представляют собой единую пневмогидроэлектрическую систему (ПГЭС). Документально её оформляют в виде принципиальной схемы (пневмогидроэлектрической схемы – ПГЭСх), на которой изображают все агрегаты системы и связи между ними. Чтобы не усложнять восприятие, её представляют в виде двух схем – пневмогидравлической (ПГСх) и электрической (Эсх).

Электрическую схему ДУ мы не рассматриваем.

При разработке ПГС (сокращённо от ПГСх) в курсовом и дипломном проектах исходят из структурной схемы ЖРД, предложенной в ТЗ или выбранной для проектируемого двигателя, на которой видны связи между камерой, ТНА и ЖГГ. На этой схеме надо расположить агрегаты управления и автоматики, необходимые для подготовки к запуску, запуска, работе на основном режиме и остановка двигателя. Разработанная в проекте ПГС должна включать и баковую часть схемы, на которой показано, как обеспечивается наддув топливных баков.

При выполнении этой работы используют примеры ПГС двигателей, изученных во время лабораторных работ, а также приведённых в пособиях и в других источниках. При вычерчивании ПГС следует пользоваться условными обозначениями, указанными в ГОСТ 29763-77. Эти обозначения приведены в приложении 1 пособия [1]. Одновременно необходимо составить перечень

агрегатов, изображённых на ПГС. Выбирая тип агрегата, надо учитывать число включений его в полёте, время срабатывания, вид рабочего вещества, текущего через него, и расход этого вещества.

Проектированием системы хранения рабочих веществ на борту ЛА (баков, баллонов со сжатым газом и их арматуры) в производстве занимаются обычно разработчики ЛА.

Проектирование других систем и агрегатов ДУ ведётся двигателями.

Порядок проектирования:

- выбирают принципиальную схему двигателя и определяют выходные параметры камеры;
- предварительно выбирают агрегаты системы (схему ТНА, тип газогенератора или аккумулятора давления) и производят определение их выходных параметров;
- определяют границы устойчивой работы системы и подбирают соответствующие регулирующие устройства;
- производят окончательную увязку параметров агрегатов системы;
- разрабатывают конструкцию отдельных агрегатов;
- производят компоновку двигателя, определяют его габариты, массу и удельные параметры.

2.3. Разработка ПГС и циклограммы запуска и останова ЖРД

При разработке ПГС формируют системы, которые обеспечат выполнение операций, необходимых для осуществления запуска, работы двигателя на основном режиме и его останова. Одновременно разрабатывают циклограмму работы двигателя на этих режимах.

Рассмотрим пневмогидравлическую схему ЖРД без дожигания (рис.2.2) и циклограмму его работы (рис.2.3) известного двигателя, используемого на первой ступени ракеты-носителя «Сатурн 1В» и работающего на топливе $O_{2ж} + RP-1$ (RP-1 - синтетический керосин в США).

На ПГС состояние агрегатов изображают в момент времени, предшествующей предпусковой подготовке. Включение агрегатов и характер их срабатывания (например, открытие и закрытие клапанов, перестройка регуляторов и т. п.) указывают в описании работы ПГС на циклограмме ее работы.

Циклограмма представляет собой график, по оси абсцисс которого откладывают интервалы времени с момента начала запуска или останова до момента срабатывания того или иного агрегата автоматики, а по оси ординат – изменение давления газа в камере или тягу двигателя.

Время, затрачиваемое на выполнение одной операции, равно времени срабатывания агрегата, обеспечивающего ее выполнение (например, клапана), и времени, необходимого для заполнения следующей за клапаном полости.

Так, например, время срабатывания клапанов с приводом:

пиротехническим	составляет	0,015...0,02 с;
электрическим	-----	0,03...0,05 с;
пневматическим	-----	0,10...0,20 с.

Меньшее время срабатывания имеют клапаны с небольшим расходом газа и с малым перепадом давления на запорном органе.

Время заполнения полости магистрали до следующего агрегата определяют по скорости течения жидкости или газа.

Иногда для контроля протекания или завершения операции устанавливают сигнализаторы различных параметров рабочего процесса (давления, температуры, воспламенения топлива, наличия жидкости и др.) .

Время протекания запуска, которое обычно отсчитывают с момента начала расхода топлива через двигатель, составляет 0,8...5,0с, причем наименьшее время затрачивается на непрограммированный, а наибольшее – на программированный запуск с несколькими промежуточными режимами.

Циклограмма работы ДУ, изображенной на рис.2.2, показана на рис.2.3. Знаком “плюс” обозначают включение агрегата в работу, знаком “минус” – его выключение. Под осью абсцисс проставляют номера позиций агрегатов, указанные на ПГС.

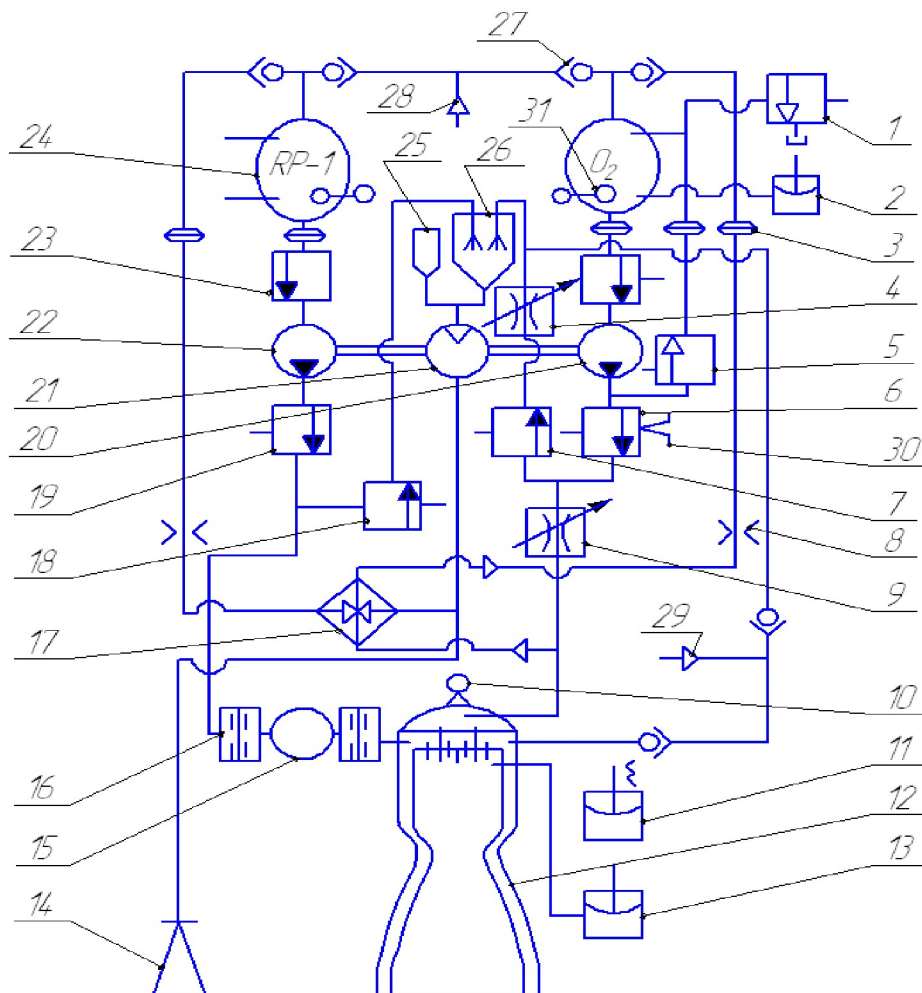


Рис. 2.2. Пневмогидравлическая схема ДУ без дожига

Время срабатывания агрегатов при запуске откладывают вправо от нуля, который соответствует моменту начала расхода рабочих веществ (например, компонентов топлива) из ДУ. Влево от нуля отмечают время протекания предпусковых операций.

Рассмотрим порядок срабатывания агрегатов ДУ, схема которой показана на рис.1. За три секунды до команды “Пуск” начинают предпусковую подготовку ДУ. При этом закрывают дренажные клапаны 1 и по трубопроводу 28 через обратные клапаны 27 подают в баки гелий от наземной системы. С повышением давления в баках до расчетного, что фиксирует реле давления 2, открываются входные клапаны 23, клапан циркуляции 5 и начинается заливка насосов компонентами

топлива до главных клапанов 6 и 19. Одновременно пары кислорода, образующиеся в насосе, через циркуляционный клапан и трубопровод поступают обратно в бак, где происходит их конденсация. Таким образом осуществляют захлаживание насоса O_2 .

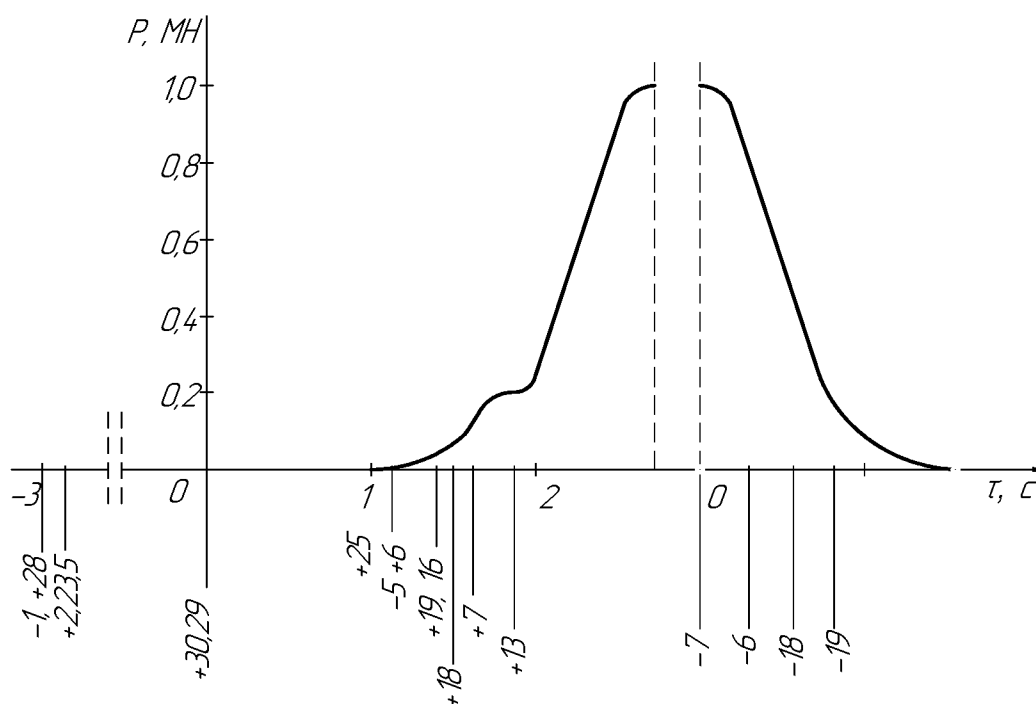


Рис. 2.3. Пример циклограммы работы ДУ

При расчетном показании термопары 30 на выходе из насоса начинается запуск. С этого момента, обозначенного нулем на циклограмме, отсчитывают время срабатывания агрегатов автоматики, обеспечивающей запуск ДУ.

Вначале через трубопровод 29 от наземной системы подается гелий на продувку полости RP-1 головки камеры и полости O_2 головки ЖГГ.

Через 1с после включения продувки подается команда на воспламенитель пиростартера 25, и турбина 21 начинает раскрутку насосов 20 и 22. Спустя 0,2с закрывается клапан циркуляции 5, открывается главный клапан 6, окислитель поступает в камеру 12 и вместе с продувочным гелием истекает из сопла. В то же время гелий препятствует попаданию паров O_2 в полость горючего головки.

Еще через 0,2с открывается клапан 19 и под давлением основного горючего прорываются мембраны 16. Триэтилалюминий $(C_2H_5)_3Al$ из баллона 15 поступает через головку в огневую полость камеры и воспламеняется в кислороде.

Продувка гелием прекращается обратным клапаном в момент, когда давление горючего станет равным давлению продувки.

С запаздыванием в 0,1с открывается сначала клапан 18 горючего, а затем – клапан окислителя 7 ЖГГ 26 с тем, чтобы в ЖГГ образовалась топливная смесь восстановительного состава. В противном случае газы пиростартера, имеющие восстановительный состав, будут дожигаться в кислороде, что привело бы к возрастанию температуры газа перед турбиной выше расчетной. Воспламенение смеси в ЖГГ происходит от горячих газов пиростартера.

Некоторое время турбина работает на смеси газов, а после выгорания твердого топлива пиростартера переходит целиком на питание от ЖГГ. Двигатель выходит на предварительный режим работы с тягой, которая определяется расходом O_2 через регулятор 4 и составляет примерно 20% от номинальной величины. По истечении 1,8с от начала запуска и при срабатывании реле давления 13 поступает команда на увеличение проходного сечения регулятора 4. Запуск заканчивается через 2,2 с после подачи команды на продувку с выходом двигателя на режиме номинальной тяги. В этот момент регулятор 4 подключается к системе регулирования кажущейся скорости, а регулятор 9 – к системе одновременного опорожнения баков.

Надув баков на основном режиме работы производится следующим образом: бак горючего надувается генераторным газом, охлажденным в испарителе 17, а бак окислителя – парами кислорода, образующимися в испарителе под действием тепла, отдаваемого генераторным газом.

Ступенчатый запуск ДУ объясняется тем, что на первой ступени ракеты-носителя установлено 8 автономных двигателей.

На основном режиме работы ДУ обеспечивает получение конечных параметров ступени V_K и m_K , являясь исполнительным органом систем РКС и системы управления вектором тяги. Для иллюстрации работы этих систем и системы регулирования тяги необходимо составить их функциональные схемы.

Останов ДУ осуществляется после срабатывания одного из датчиков, установленных на выходе из баков и регистрирующих окончание компонента топлива. По его сигналу подается команда на закрытие клапана 7, в результате чего прекращается горение в ЖГГ, и обороты ТНА снижаются. С интервалами в 0,2с закрываются последовательно клапаны 6, 8 и 19, и через 1с тяга ДУ снижается до нуля. Такая последовательность останова предусматривает уменьшение гидроударов в магистралях подачи компонентов при закрытии главных клапанов и снижении температуры нагретых деталей двигателя.

Лекция 3

2.4. Системы автоматического управления

Управление двигательной установкой с ЖРД производится изменением расхода рабочих веществ в её агрегаты. Это изменение осуществляется системой автоматического управления (САУ), которая включает в себя различные контролируемые, управляющие и исполнительные устройства (программные механизмы, реле, датчики, управляющие клапаны, регуляторы, переключатели и т. п.). Все операции по управлению двигателем осуществляются автоматически с помощью программного временного устройства, которое включается при запуске и в зависимости от промежутка времени, прошедшего с начала запуска (или другого начального момента отсчета), подает необходимые электрические сигналы на срабатывание соответствующих агрегатов.

Программное устройство связано с агрегатами не только прямой (командной), но и обратной (контролирующей) связями, что позволяет предотвратить возможность появления аварийных ситуаций. В ранних конструкциях ДУ временное устройство представляло собой программный токораспределитель с электромеханическим приводом, в котором электромотор, имеющий постоянное число оборотов, вращал через редуктор кулачки, замыкающие в нужный момент времени контакты соответствующих электрических цепей управления. В настоящее время на борту ЛА устанавливается электронно-вычислительная машина, в которую закладывается программа управления ДУ на всех этапах ее работы.

Контролирующие устройства подают на вход ЭВМ замеренные величины, которые сравниваются с программными значениями, и при их разнице, более допустимой, вырабатываются соответствующие командные сигналы для управления агрегатами ДУ.

Простейшая система управления создается без специального программного механизма: управляющие устройства и агрегаты соединяются между собой таким образом, что все операции после команды на запуск выполняются последовательно при срабатывании предшествующих элементов. На пилотируемых ЛА часть операций по управлению двигателем (например,

изменение режима работы) может осуществляться пилотом.

В общем случае САУ ДУ можно разделить на системы:

- управления запуском и остановом;
- управления на основных режимах работы;
- автоматического регулирования параметров.

В частном случае, в зависимости от назначения двигателя, некоторые из этих систем в составе ДУ могут отсутствовать (например, система регулирования).

2.4.1. Система управления запуском

Система запуска обеспечивает перевод ДУ из состояния пусковой готовности к работе на основном режиме.

Она выполняет операции:

- наддув баков;
- захолаживание магистралей;
- продувку магистралей компонентов топлива;
- включение зажигания в камере и ЖГГ;
- подачу топлива в ЖГГ и камеру и вывод двигателя на основной режим работы.

Запуск осуществляется автоматически в соответствии с его циклограммой.

Особенности управления запуском

1. Управление двигательной установкой во время запуска осуществляется автоматически системой управления ЛА.
2. Запуск и останов – нестационарные режимы работы ДУ: происходит включение и выключение различных агрегатов, изменяется их температура и давление в них.

В эти моменты в камере часто наблюдается нерасчетное соотношение компонентов, что приводит к возникновению колебаний давления, хлопкам и неустойчивых процессов в агрегатах. На этих режимах наблюдается большинство неполадок и аварий. Больше всего на режиме запуска и меньше – на режиме останова. Поэтому эти режимы специально отрабатывают опытным путем.

Борьба с неустойчивыми явлениями усложняется тем, что время запуска стараются свести к минимуму с целью экономии расходов рабочих веществ, так как эти расходы являются дополнительными (не создают работы перемещения ЛА).

Обеспечение надежной работы двигателя на этом режиме является наиболее сложным этапом его доводки. И тем не менее, в период эксплуатации более 80% отказов в работе двигательных установок с ЖРД происходит при запусках двигателя.

. Требования к запуску

Основное требование: необходимо обеспечить безаварийный (надежный) запуск за минимум времени.

Запуск характеризуется несколькими параметрами:

1. Время запуска – с момента подачи команды на запуск до выхода на расчетный режим $t_3 = 0,8...5 с$ (для двигателей средних и больших тяг). Расчетный режим характеризуется достижением давления $0,8-0,9 P_{ном}$ (Рис.2.4)

2. Темп набора давления в камере $(\frac{dP_k}{d\tau})_{cp}$ и коэффициент перегрузки $n = \frac{P_{kmax}}{P_k}$.

Оба эти параметра характеризуют жесткость запуска, т.е. величину инерционных перегрузок, определяющих прочность двигателя.

Нормальный или «мягкий» запуск $(\frac{dP_k}{d\tau})_{cp} = 15...20 \frac{МПа}{с}, n \approx 1$

Жесткий запуск $(\frac{dP_k}{d\tau})_{cp} = 25...30 \frac{МПа}{с}, n \approx 1,15...1,2$. Такой запуск не всегда допустим.

3. Количество топлива, израсходованного из баков во время запуска ΔM_3 . Обычно требуется $\Delta M_3 \leq (0,3...0,04) M_T$.

Все эти параметры оговариваются в ТЗ на проектирование двигателя.

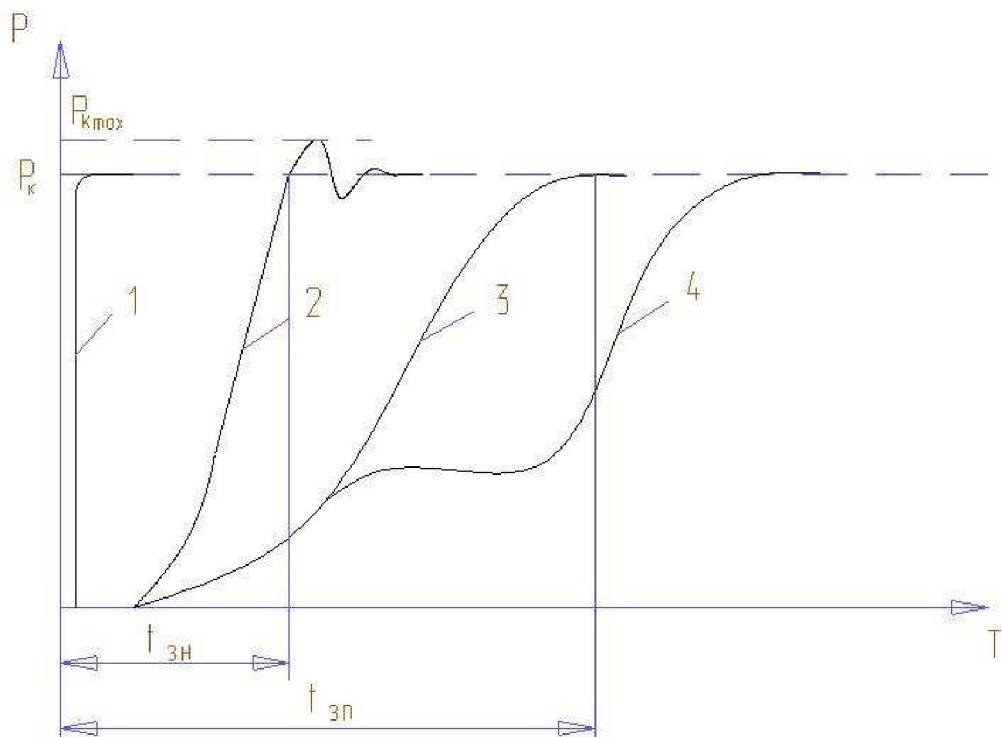


Рис.2.4.

По характеру изменения расхода топлива в камеру при запуске различают идеальный запуск 1 (Рис.2.4) непрограммированный запуск 2, плавный 3 и ступенчатый 4.

Идеальный запуск 1 предполагает, что происходит полная подача топлива в момент включения, мгновенное сгорание без заброса давления. Этот запуск не может быть реализован вследствие инерции процесса горения.

Непрограммированный запуск (2) наблюдается при подаче топлива в камеру под давлением, равным давлению на основном режиме. При этом вследствие начального большого перепада давления на форсунках Δp и наличия времени задержки воспламенения $\tau_{зв}$ наблюдается заброс давления.

Для снижения жесткости запуска применяют различные меры. Одна из них - опережение подачи в камеру одного из компонентов относительно другого. Чаще всего первым в камеру поступает окислитель (Рис.2.5а).

В тоже время в газогенераторе, работающем с избытком горючего, при опережении подачи окислителя (Рис. 2.5б) в какой-то момент времени $\alpha_{ок}=1$ и высокая температура газа может повредить лопатки турбины. В этом случае целесообразно опережение подачи горючего.

Время непрограммированного запуска – минимально. В связи со звуковым эффектом его иногда называют пушечным.

Непрограммированный запуск не применим на двигателях большой тяги.

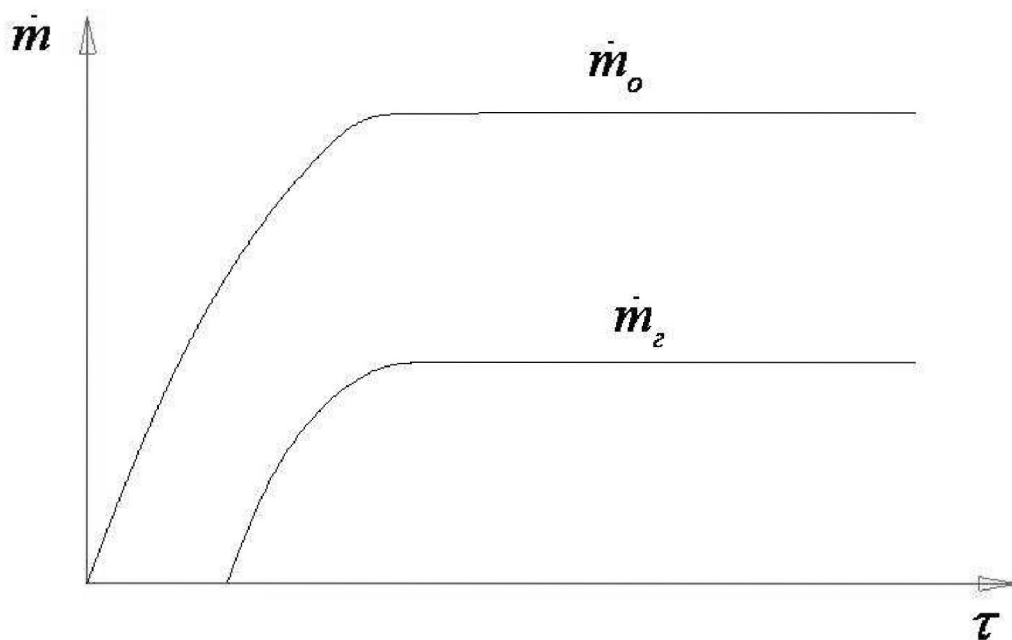


Рис. 2.5а.

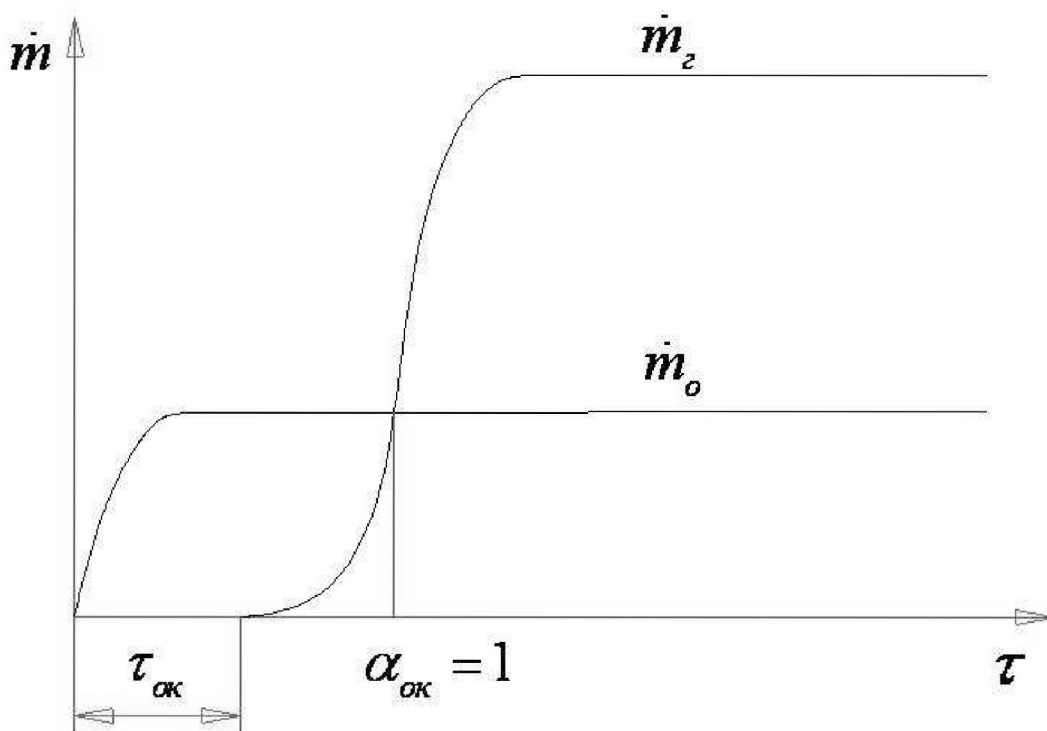


Рис.2.5б.

Плавный запуск (3) обеспечивается путем постепенного увеличения давления за насосами при разгоне ТНА. При этом заброс давления в камере может отсутствовать. Обычно применяется на двигателях средней тяги.

Ступенчатый (программированный) запуск (4) осуществляется путем изменения давления компонентов за насосами по определенной программе. Здесь имеется предварительный режим (аналогия малому газу), на котором контролируется рабочий процесс в двигателе. Используется в многокамерных и блочных ДУ. Расход топлива при таком запуске максимален.

Лекция 4

2.4.2. Этапы запуска ЖРД

В общем случае запуск ЖРД можно представить в виде трех последовательных этапов

Обратимся к простейшей схеме ДУ (Рис. 2.6) и рассмотрим этапы запуска двигателя.

1. Подготовка к запуску, состоящая из операций:

- 1) включение предварительного наддува баков – для этого надо открыть клапан 2;
- 2) заполнение жидкими компонентами трубопроводов и полостей насосов; при криогенных компонентах эта операция проходит одновременно с операцией захолаживание.
- 3) Включение продувки за главными клапанами (полостей камеры и ЖГГ). В рассматриваемой схеме предусмотрена продувка камеры – открытием клапана 16.

2. Включение системы подачи компонентов – ТНА.

Сюда входят операции:

- 1) раскрутка ТНА – для раскрутки турбины в схеме рис.2.6 имеется пиростартёр.
- 2) включение ЖГГ - для этого надо открыть клапаны за насосами (не обозначены) и компоненты пойдут в ЖГГ и камеру.

3. Включение камеры:

- 1) включение зажигания – в рассматриваемом случае самовоспламеняющиеся компоненты;
- 2) открытие главных клапанов на магистралях О и Г в камеру (в нашем случае они уже открыты);
- 3) заполнение компонентами трубопроводов и полостей камеры.

Поступление компонентов в камеру с определенным опережением одного по отношению к другому

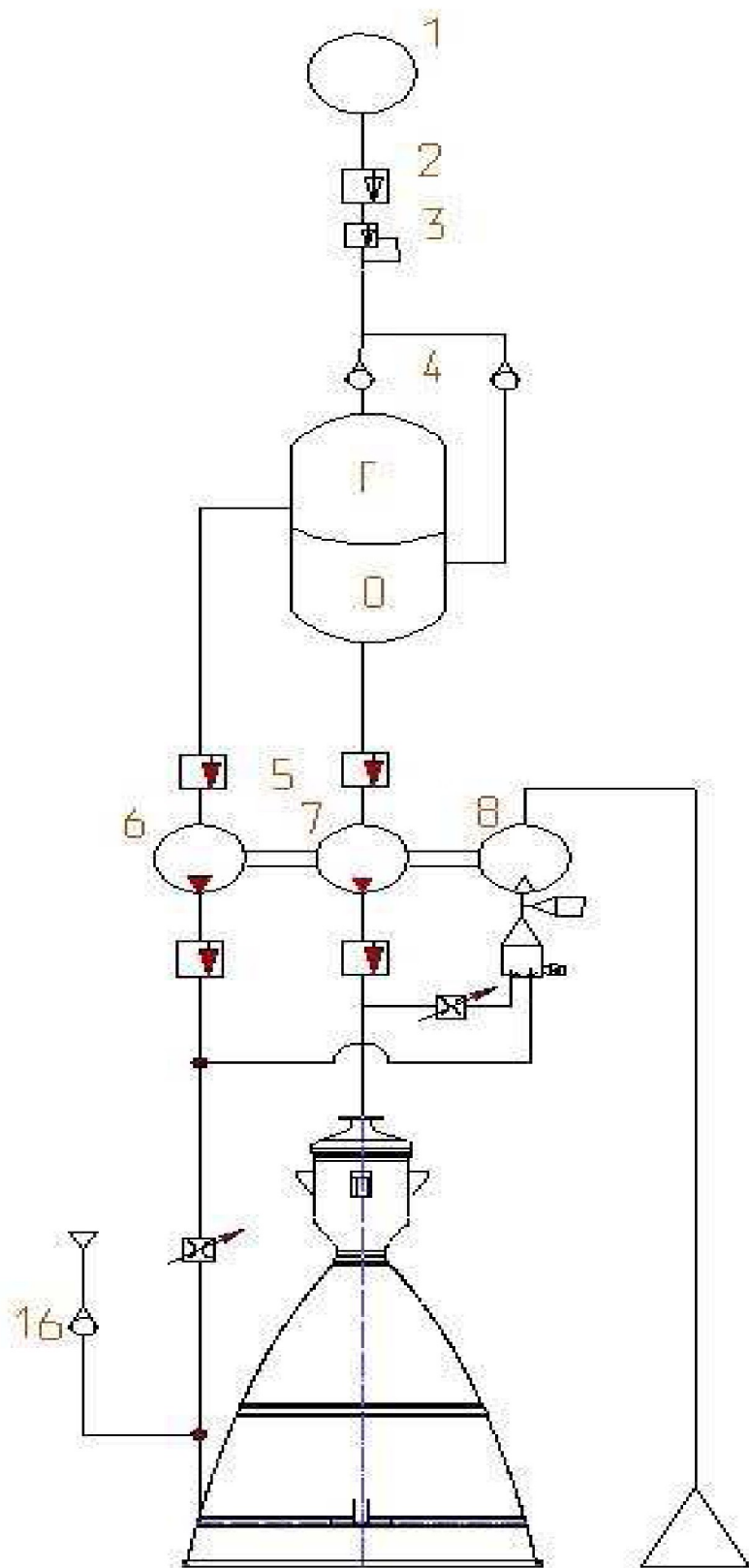


Рис.2.6.

В конкретном случае в зависимости от свойств компонентов, особенностей ДУ и других факторов, отдельные операции могут отсутствовать, происходить параллельно или несколько в другой последовательности.

Системы запуска ЖРД

Рассмотрим назначение и принцип выполнения основных операций при запуске ЖРД. Выполнение операций осуществляется с помощью систем запуска.

2.4.3. Система наддува баков

Система наддува баков в ДУ с НПТ необходима для обеспечения бескавитационной работы насосов ТНА и для предотвращения потери устойчивости стенок самих баков под действием осевых сжимающих сил, которые возникают при полете ракеты. Требования к системам наддува баков аналогичны требованиям к системам вытеснения компонентов из бака в камеру в ДУ с ВПТ, хотя точность поддержания давления в баке в этом случае может быть ниже, так как величина тяги двигателя с НПТ от давления в баках не зависит. Давление наддува баков обычно составляет 0.4...0.6МПа, а при установке бустерных насосов

0,03... 0,06 МПа.

Системы наддува баков разделяются на автономные и зависимые. В автономных системах, имеющих собственный источник энергии, могут быть использованы те же способы подачи газа в баки, что и при ВПТ. Чаще всего применяются системы с ГАД, так как они одновременно обеспечивают газом высокого давления и другие системы двигателя. Преимуществами автономных систем наддува баков являются простота регулирования давления в баках и независимость параметров наддува от режимов работы двигателя, что позволяет доводить их отдельно от других систем. Такая система наддува приведена на рис. 2.6 и рассмотрена в предыдущей лекции.

Основным же недостатком этих систем является их большая масса, особенно при значительном объеме баков. Поэтому они применяются в двигателях небольших гяг или с небольшим временем работы, а также для предстартового наддува баков, имеющих зависимую систему наддува.

В двигателях средних и больших тяг в настоящее время чаще всего применяются зависимые или комбинированные системы.

В зависимых системах газ для наддува получается при работе основной СПТ в специальных газогенераторах наддува, в испарителях, путем отбора газа из основного газогенератора или после турбины ТНА, из камеры двигателя или из ее

тракта охлаждения. Так, например, наддув бака окислителя чаще всего обеспечивается газификацией последнего в испарителе, а бака горючего — автономной системой с ГАД. Водородные баки можно наддувать паром, отбираемым из тракта охлаждения камеры. Зависимая система наддува включается в работу к концу запуска. Поэтому в ДУ должна быть предусмотрена независимая предстартовая система наддува. В этом случае система наддува баков будет комбинированной. Преимуществами зависимых систем наддува баков являются их компактность и меньшая масса конструкции, а недостатками — сложность регулирования давления в баке и необходимость специальной системы предстартового наддува.

Для двигателей, работающих на легко испаряющихся компонентах топлива, система наддува баков значительно упрощается, если запуск можно произвести при том давлении, которое имеется в баках в результате испарения самих компонентов (система с самонаддувом).

Система наддува оборудуется соответствующей арматурой: регуляторами, дренажно-предохранительными клапанами, а при наличии в газе твердых частиц — фильтрами. Расчет расхода газа на наддув производится так же, как и для вытеснительных систем подачи.

2.4.4. Запуск ЖРД на криогенных компонентах

В случае применения криогенных компонентов появляется необходимость охлаждения магистралей до температуры компонентов. Для выполнения этой операции применяют систему захлаживания магистралей.

При криогенных компонентах перед запуском основные трубопроводы и полости насосов должны быть охлаждены до температуры компонентов. В противном случае полости насосов будут заполнены парами компонентов, насосы при раскрутке пойдут в разнос или закавитируют, в камеру через форсунки пойдет газожидкостная смесь — начнется неустойчивое горение.

Обычно запуск производится тогда, когда магистраль заполнена только жидкостью до главного клапана. Требование к системе захлаживания — быстрота захлаживания и минимальные потери компонента.

Криогенные компоненты топлива при запуске, заполняя полости агрегатов и трубопроводы, нагреваются и вскипают. При больших диаметре и длине трубопровода, соединяющего бак с насосами или камерой, пары выбрасывают жидкость в бак (гейзерный эффект). Последующее заполнение пустого трубопровода жидкостью вызывает появление гидроудара, что может вызвать повреждения. Газификация компонента топлива на входе в насос приводит к появлению кавитации и газовых пробок в магистрали. Если камера специально не отработана на запуск при газифицированных компонентах топлива, в ней может возникнуть детонация или неустойчивое горение. Кроме того, быстрое уменьшение температуры внутренней поверхности стенки трубопровода или агрегата при омывании ее криогенной жидкостью приводит к появлению в материале конструкции больших температурных напряжений, что может вызвать появление трещин. Поэтому при использовании криогенных топлив в начале запуска необходимо произвести захлаживание магистралей двигателя.

Система захлаживания должна обеспечить создание рабочих условий в агрегатах при минимальных расходах энергии и потерях компонентов или холодного газа.

В ЖРД с ВПТ захлаживание осуществляют продувкой магистралей холодным гелием с выбросом последнего через камеру или же выбросом одного из компонентов (обычно водорода) через камеру и одновременно продувкой линии подачи другого компонента холодным гелием.

В ЖРД с НПТ система захлаживания сложнее, т.к. захлаживание происходит в два этапа: сначала производят захлаживание магистралей до главных клапанов компонентов, а затем захлаживание камеры и ЖГГ. В ЖРД небольших тяг, работающих на топливе O_2 и H_2 , первый этап обеспечивают захлаживанием магистрали окислителя с помощью естественной конвекции (кислород испаряется менее интенсивно, чем водород), а магистрали горючего — путем выброса газообразного H_2 через дренажный клапан, установленный за насосом ТНА. После открытия главных клапанов камеру захлаживают водородом с выбросом его через сопло, а полость окислителя головки продувают гелием. В кислородно-керосиновых двигателях средних и больших тяг первый этап захлаживания

магистрали окислителя осуществляют при работе ТНА на малых оборотах перепуском кислорода из насоса через рециркуляционный клапан и трубопровод в бак. Такая система применена в кислородно-водородном ЖРД J-2 (рис. 2.7.), установленном на второй ступени ракето-носителя "Сатурн V".

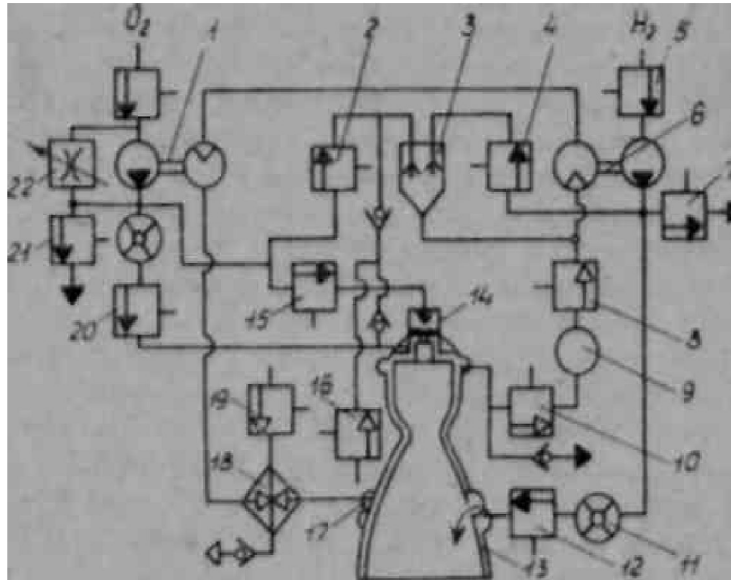


Рис. 2.7. ПГС ЖРД J-2

1 – ТНА окислителя; 2 – клапан окислителя ЖГГ; 3 – ЖГГ; 4 – клапан горючего ЖГГ; 5 – разделительные клапаны; □ – ТНА горючего; 7 и 21 – клапаны рециркуляции (через них рециркуляционные насосы откачивают компоненты в баки); 8 и 9 – клапаны системы раскрутки турбин; 10 – баллон; 11 – расходомер; 12 и 20 – главные клапаны двигателя; 13 – камера; 14 – электровоспламенитель; 15 – клапан O воспламенителя; 16 – клапан продувки; 17 – коллектор; 18, 19 – теплообменник; 22 – регулятор СОБ.

В двигателе имеются специальные рециркуляционные насосы, имеющие автономный привод (на схеме не показаны). Их включают перед вторичным запуском на 300 с, обеспечивая захлаживание магистралей до главных клапанов. После открытия главного клапана горючего 12 водород в течение 8с. проливался через тракт охлаждения, полость смесительной головки камеры и выбрасывался через сопло, а магистраль окислителя продувалась гелием.

Основными недостатками этой системы являются сложность конструкции и ее значительная масса.

В модернизированном ЖРД J-2S захлаживание было совмещено с процессом запуска на газифицированных компонентах, что позволило избавиться от рециркуляционных насосов и клапанов, повысить надежность установки и получить выигрыш в массе ДУ, так как потери при захлаживании газобразными компонентами невелики.

Таким образом можно выделить следующие основные способы захлаживания:

Захлаживание путем заливки компонентом и естественной конвенции компонента. Пары его выходят по основной трубе или дополнительной, снабженной клапаном. Контроль захлаживания – датчик температуры или сплошности.

Захлаживание с помощью слива компонента через дренажный клапан.

Захлаживание с помощью прокачки компонента насосом с электроприводом (компонент переохлажденный).

Захлаживание – продувной холодным гелием.

Вторые ступени можно захлаживать непосредственно перед стартом на земле.

Лекция 5

2.4.5. Система продувки топливных магистралей

Продувка производится для обеспечения безопасности запуска.

Основное назначение продувки:

- 1) исключить попадание опережающего компонента в магистрали запаздывающего;
- 2) удалить из магистрали посторонние вещества.

Продувка ведется нейтральными газами – азотом, гелием или воздухом. При этом в продуваемых полостях создается небольшое избыточное давление – $0,1 \dots 0,5$ МПа.

Первое назначение продувки связано с опережением подачи в камеру и ЖГГ одного из компонентов. Чтобы пары опережающего компонента, образовавшиеся в КС, не вышли через форсунки в полость запаздывающего компонента эту полость продувают. В отечественных кислородных двигателях обычно продувают полости горючего камеры. В ЖГГ обычно опережающим компонентом является тот, расход которого больше стехиометрического, а продувается полость второго компонента. В противном случае всегда при подаче второго компонента в какой-то момент $\alpha = 1$.

Двигатели средних и малых тяг на азотнокислотных окислителях могут не продуваться.

По второму назначению продувка применяется, если компоненты $H_{2жс}$ и $F_{2жс}$. Пары H_2 образуют с кислородом воздуха взрывоопасные смеси, кроме того, воздух замерзает в жидком водороде, образуя кристаллы льда - O_2 и N_2 . Поэтому из магистрали, по которой пойдет $H_{2жс}$, воздух вытесняется гелием путем продувки.

Система продувки состоит из источника инертного газа, клапана продувки, обратного клапана, а также трубопроводов, соединяющих эти агрегаты с камерой, ЖГГ или уплотнениями насосов ТНА. Продувка полостей ЖРД первой ступени может производиться от наземного источника, а ЖРД последующих ступеней ракеты - от ГАД. Давление продувочного газа выбирается таким, чтобы, с одной стороны, полностью исключить возможность смешения компонентов, а с другой-

обеспечить минимальный расход газа. Штуцера для подвода инертного газа необходимо располагать с таким расчетом, чтобы в продувочной полости не образовалось застойных зон.

Система продувки включается за несколько секунд до открытия главного клапана опережающего компонента с целью удаления из полостей нежелательных веществ (влаги, воздуха), а выключается автоматически, с помощью обратного клапана, который закрывается при определенном давлении запаздывающего компонента. При этом предотвращается не только смешение компонентов вне огневой полости камеры или ЖГГ, но и излишнее накопление опережающего компонента в этой полости. Иногда система продувки выполняет и функции системы захлаживания агрегатов, если продувочный газ имеет достаточно низкую температуру.

2.4.6. Раскрутка ТНА

В двигателе с насосной подачей это важная операция. Используют раскрутку:

- 1) от специального стартерного газогенератора;
- 2) от стартовой турбины;
- 3) от основного ЖГГ;
- 4) от баллона со сжатым газом.

Раскрутка от стартового газогенератора широко применяется для двигателей без дожигания $P = 100 \dots 150$ кН. Используются для старта твёрдотопливные газогенераторы (ТГГ), имеющие свой сопловой аппарат (СА). ТГГ работает 1,2...1,5с и за это время раскручивает турбину до оборотов, при котором начинает работать основной ЖГГ.

Можно установить несколько ТГГ и обеспечить в полете 2-4 запуска.

В двигателе с дожиганием основная турбина и СА рассчитаны на малые перепады давления и большой расход рабочего тела. Поэтому в этом случае ТГГ не подходит для непосредственной раскрутки. Кроме того, пороховые продукты после турбины идут в КС и могут засорить и повредить форсунки.

Поэтому в таких двигателях широко применяют специальную стартовую турбину с ТГГ (пиротурбину).

.Раскрутка ТНА от основного ЖГГ применяется в двигателях различной тяги. Задача состоит в том, чтобы в ЖГГ подать компоненты топлива под необходимым давлением и обеспечить их воспламенение.

Возможен запуск ЖГГ в некоторых случаях за счет самотека компонентов топлива. В ЖГГ они поступают под действием давления наддува, гидростатического давления столба жидкости. Этого давления должно быть достаточно для распыла компонентов и создания на турбине минимально необходимого для вращения перепада давления.

Раскрутка сжатым газом от баллона – удобна на первых ступенях. Баллон тяжелый для применения в полёте. В ЖРД *J-2* (рис. 2.7) раскрутка ТНА производится из перезаряжаемого баллона 9 сжатым водородом.

2.4.7. Системы зажигания

Воспламенение компонентов – наиболее ответственный момент запуска. Особенно сложен он в двигателях на несамовоспламеняющихся компонентах. В этом случае в камере и ЖГГ должно быть специальное устройство или блок зажигания, которое создает достаточно мощный источник тепла, с температурой выше температуры воспламенения компонентов.

Если воспламенение происходит с большой задержкой, то возможен взрыв. Часто используется блокировка – ставится реле давления и реле времени. Если в течение заданного времени не срабатывает реле давления, то запуск прекращается, клапаны подачи закрываются. Для уменьшения задержки воспламенения целесообразно источник зажигания включать перед подачей второго компонента.

Воспламенение компонентов возможно только в газовой фазе при температуре:

$T > 500\text{K}$ для топлива кислород-керосин;

$T > 900\text{K}$ для топлива кислород-водород.

Источником тепла, необходимого для испарения топлива и подогрева его паров до температуры воспламенения, является воспламенительное устройство.

Оно устанавливается на головке камеры или вводится внутрь камеры со стороны сопла и по команде создает местную зону горячего газа, температура которого должна быть выше температуры воспламенения паров топлива.

Требования к системе зажигания:

- надёжное воспламенение топлива в самых тяжелых условиях запуска;
- создание запального факела до поступления в камеру основных компонентов топлива, при этом происходит предварительный прогрев полости камеры и уменьшается время задержки воспламенения;
- повышение давления в камере до величины, обеспечивающей устойчивое горение основного топлива.

Наибольшее распространение получили следующие способы зажигания: химическое, пиротехническое и электроискровое.

Химическое зажигание.

В этом случае к основным компонентам топлива добавляются дополнительные самовоспламеняющиеся компоненты. Это первое надежное зажигание отработанное в нашей стране (например, ЖРД СУ-1500).

Желательно иметь один дополнительный компонент. В качестве которого обычно выбирают такое горючее, которое самовоспламеняется с окислителем.

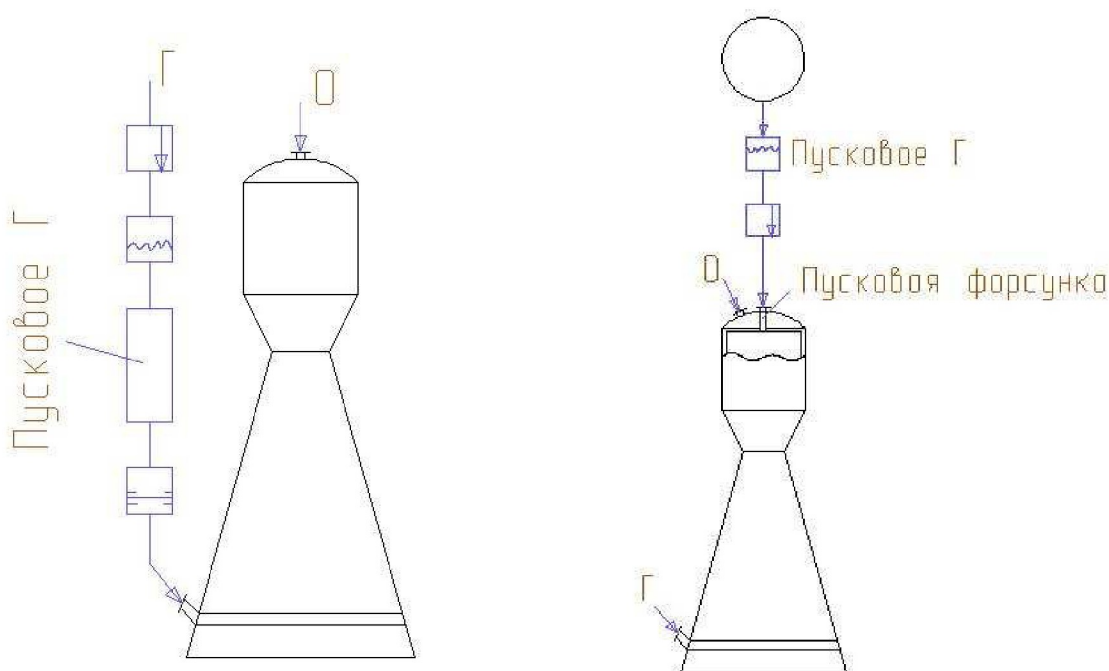


Рис. 2.8.

Для топлива с азотнокислотными окислителями (HNO_3, N_2O_4) применяют дополнительный компонент – смесь ксилидина с триэтиламинном.

Для топлива с окислителем $O_{2ж}$ в качестве дополнительного компонента применяется триэтилалюминий или смесь триэтилалюминия с триэтилбором.

На рис.2.8 показаны две схемы подвода пускового горючего: первая, с помощью ампулы с пусковым горючим, которое вытесняет основное горючее, и вторая, с использованием автономной системы подачи пускового горючего. Вторая схема обеспечивает многократный запуск.

Пиротехническое зажигание (рис. 2.9). Предполагает использование шашек из пиротехнической смеси (типа пороха, обычно твердый окислитель – перхлорат калия или натрия, горючее – порошки бора, алюминия или магния с добавкой связующего вещества), которые воспламеняются с помощью электрозапалов.

Если такие пиропатроны установлены на штативе и вводятся со стороны сопла, то они называются пирозапальными устройствами (ПЗУ). Если они помещены в прочную камеру и установлены на головке, то их часто называют пиросвечами (пирозапалами).

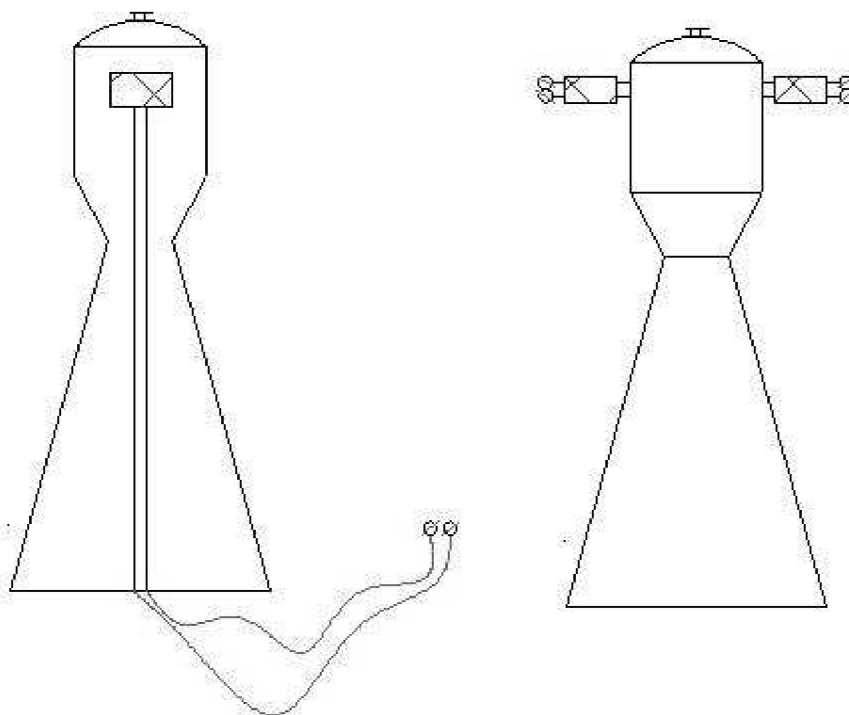


Рис. 2.9. Две схемы пиротехнического зажигания

Лекция 6

2.4.8. Особенности запуска в космосе

Дополнительные трудности возникают при запуске двигателя в космосе.

В этом случае начальное давление и температура в камере и сообщающихся с ней трубопроводах малы, а при длительном полёте до включения двигателя значительно снижается и температура высококипящих компонентов. При этом ухудшается их распыл, снижается химическая активность и возрастает время задержки воспламенения. К тому же при непрограммированном запуске увеличивается и начальный пусковой расход, так как явление гидроудара перед форсунками усиливается (при меньшем противодавлении в трубопроводах и полостях головки увеличивается скорость движения компонентов).

В результате значительно возрастает коэффициент перегрузки по давлению. Для обеспечения безопасности запуска применяют подогрев пусковых порций топлива, более мощные источники зажигания. А при однократном запуске иногда камеру предварительно герметизируют постановкой заглушки в сопле, в результате чего давление в ней и соединённых непосредственно с ней трубопроводах сохраняется наземным.

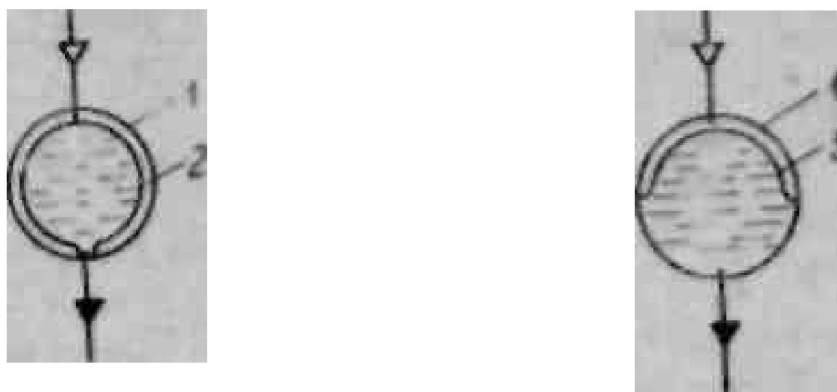


Рис. 2.11. Вытеснение компонентов из бака в невесомости

1 – бак; 2 – эластичный мешок; 3 – мембрана

В условиях невесомости газовая подушка в баке может располагаться произвольно, захватывая и заборное устройство. Чтобы при запуске осуществить забор жидкости, в баках устанавливают эластичные элементы типа мешков или

мембран, которые отделяют компоненты топлива от вытесняющего газа. При этом жидкость заполняет, предназначенное ей пространство полностью.

Для ЖРДМТ забор компонентов топлива при запуске в невесомости осуществляют устройствами, удерживающими жидкость у заборника с помощью капиллярных сил или сил поверхностного натяжения.

Эти устройства представляют собой многорядные кольцевые сетки или перфорированные оболочки, охватывающие заборник бака. Для ЖРД больших тяг приходится использовать инерционный напор, который создают предварительным запуском небольших РДТТ.

2.4.9. Системы автоматического управления остановом ДУ

Режимом останова называется режим с момента подачи команды на останов до полного исчезновения тяги. Это тоже неустановившийся режим работы.

Останов двигателя характеризуется следующими основными параметрами: временем останова и импульсом последствия тяги, которые должны быть минимальными.

Режим может сопровождаться такими нежелательными явлениями, как гидравлические удары в магистралях и пульсации давления газа в камере. Кроме того, при закрытии главных или отсечных клапанов тяга камеры уменьшается постепенно, по мере выгорания топлива, оставшегося в магистралях за клапанами. Вследствие этого на ЛА действует дополнительный импульс тяги — импульс последствия тяги (ИПТ), величина которого может изменяться достаточно произвольно. Разброс величины ИПТ вызывает отклонение действительной траектории полета от расчетной и поэтому на коррекцию траектории затрачивают дополнительный расход топлива, что ведет к ухудшению характеристик ЛА.

Таким образом, система управления остановом должна обеспечить безаварийное выключение ДУ и минимальную величину разброса ИПТ. В эту систему входят в основном те же агрегаты, что и в систему запуска, но порядок их срабатывания

будет иным.

В зависимости от назначения и условий эксплуатации ЛА выбирают один из следующих способов выключения ДУ:

- после израсходования топлива;
- на основном режиме работы;
- на конечном режиме работы.

Первый и второй способы используются в случае, если не задается точное значение конечной скорости ЛА. Первый способ применяют при выключении ДУ ракет класса «воздух-воздух, земля-воздух», нижних ступеней космических ракет, стартовых двигателей самолетов. При этом можно получить наибольший импульс тяги ДУ и минимальную конечную массу ЛА. Однако вследствие того, что статический напор в магистрали раннее вырабатываемого компонента топлива в конце работы сильно снижается, в насосе возможно возникновение кавитации. Поэтому двигатели с НПТ выключаются не в момент полного израсходования компонента топлива, а несколько раньше, по сигналу одного из датчиков минимально допустимого уровня жидкости, установленных в нижних днищах баков. Такая система выключения называется системой окончания компонентов топлива (ОКТ) и применяется на ДУ первых ступеней многих ракет.

Второй способ используют при выключении двигателей небольших тяг, устанавливаемых на пилотируемых ЛА и имеющих обычно многократный запуск в полете (например, во взлетной ДУ лунного экспедиционного отсека, в маршевой ДУ корабля «Аполлон» и в ускорителях маневра самолетов).

При первом и втором способах останова тяга двигателя изменяется по совмещенным кривым 1 и 2, а ИПТ пропорционально заштрихованной площади под кривыми.

Третий способ применяют при выключении ДУ аппаратов, конечная скорость которых должна быть выдержана точно (одноступенчатые баллистические ракеты, последние ступени космических ракет). В конце активного участка траектории ЛА имеет наименьшую массу и его ускорение под действием тяги может быть сравнительно большим. Поэтому перед выключением производится уменьшение тяги ДУ, что позволяет более точно уловить момент достижения

заданного значения конечной скорости и снизить величину ИПТ (кривая 3 на рис.2.12). Кроме того, при этом уменьшается величина гидроудара в магистралях компонентов при закрытии клапанов.

В зависимости от вида ДУ снижение тяги перед выключением может быть обеспечено:

- в случае однокамерной установки – переводом камеры на режим конечной ступени;
- при многокамерной ДУ или связке двигателей — выключением тех камер или двигателей, которые не участвуют в управлении вектором тяги ДУ.

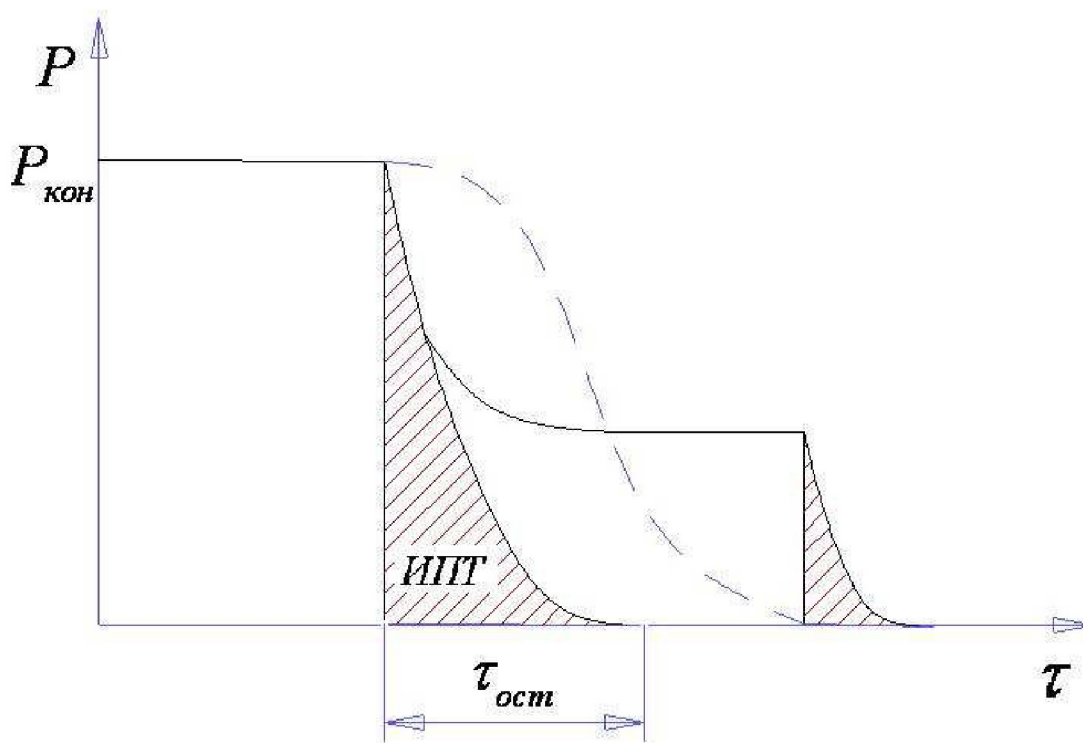


Рис. 2. 12.

По такой схеме производилось, например, выключение ДУ третьей ступени ракеты «Европа-1». Эта установка состояла из основной и двух рулевых камер. Так как величина ИПТ основной камеры не может быть определена точно, то сигнал на ее выключение подавался при скорости ступени, несколько меньшей расчетной. Необходимое дополнительное приращение скорости ступени обеспечивалось рулевыми камерами. Такая же последовательность выключения двигателя ещё ранее была применена на второй ступени (центральном блоке) ракеты "Союз".

Вместе с тем для снижения ИПТ применяют и такие конструктивные мероприятия, как расположение отсечных клапанов непосредственно на входе в полости головки камеры, уменьшение времени срабатывания клапанов, продувка магистралей компонентов после главных клапанов с целью быстрее удаления остатков топлива. При выключении в условиях вакуума весьма эффективен дренаж полостей после главных клапанов, так как при этом обеспечивается быстрое удаление компонентов их выпариванием.

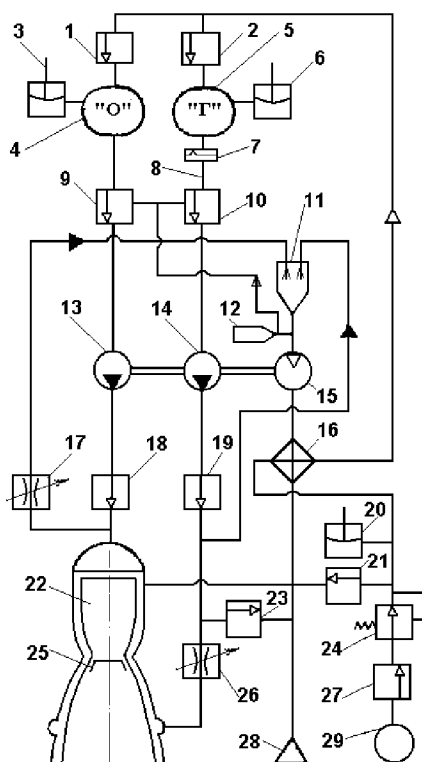


Рис. 2.13

На рис. 2. 13 приведена ПГС ЖРД С5-2 одноступенчатой баллистической ракеты.

Для уменьшения ИПТ отсечной клапан окислителя 18 установлен на головке камеры, а клапан 23 соединяет магистраль горючего с выхлопом и при его открытии горючее из магистрали выбрасывается в атмосферу.

Темп и последовательность срабатывания агрегатов при выключении выбираются из условия обеспечения сохранности самой ДУ.

Требования к останову в большой степени зависят от допуска на конечную скорость ракеты, который может составлять 5-6 м/с. Особенно мал допуск на скорость для последних ступеней ракеты.

Операции останова в общем случае

- 1 – перевод двигателя на пониженный режим – режим останова;
- 2 – выключение ТНА (подачи компонентов в ЖГГ);
- 3 – выключение наддува баков;
- 4 – прекращение подачи компонентов в камеру; для этого закрываются главные клапаны;
- 5 – чтобы уменьшить импульс последствия, включают продувку полостей за главными клапанами.

С этой же целью разделяют **плавные** клапаны на 2: пусковой и отсечной; последний ставят на головку камеры.

В конкретных случаях некоторых из этих операций может не быть, но могут быть дополнительные, например, закрытие разделительных клапанов и продувка полостей насосов.

Лекция 7

2.4.10. Система аварийного выключения.

Система управления остановом должна обеспечить выключение не только по предусмотренной заранее команде, но и в случае возникновения аварийных ситуаций на старте или в полете, что особенно важно при использовании сложных ДУ. Так. Например, при прекращении горения в одной из камер уменьшение тяги не может быть компенсировано увеличением времени работы других камер. Но если подача компонентов в эту камеру продолжается, то это приводит к накоплению в ней топлива, воспламенению его от факелов пламени других камер и взрыву. Поэтому в системе управления ДУ имеются специальные предохранительные устройства, которые в случае нарушения правильного протекания процессов выключают двигатель. При запуске эту функцию выполняет система автоблокировки, контролирующая правильность срабатывания агрегатов двигателя. На основных режимах работы контроль наиболее важных параметров ДУ осуществляют системы регулирования и аварийного выключения двигателя (АВД). В тех случаях, когда система регулирования не может поддерживать заданные значения контролируемых параметров, система АВД подает команду на выключение двигателя.

2.4.11. Многократный останов двигателя в полёте

Многократный останов ДУ в полете значительно сложнее, так как после первого выключения двигателя все системы необходимо перевести в состояние пусковой готовности. После останова тепло, запасенное в сильно нагретых элементах двигателя (ЖГГ, камера, турбина ТНА), может явиться причиной вскипания или разложения компонентов, что приводит к чрезмерному повышению давления в некоторых полостях и к разрушению конструкции. Поэтому используют дренаж этих полостей или их продувку.

2.4.12. Системы управления ДУ на основном режиме работы

Траекторию полета ЛА (линию движения центра его масс) рассчитывают заранее и в программу управления полетом записывают параметры ДУ, обеспечивающие полет ракеты по заданной траектории.

Однако в реальных условиях полета на летательный аппарат действуют также и случайные возмущения, которые могут вызвать отклонение действительной траектории от расчетной. Для компенсации этих возмущений летательный аппарат должен иметь, систему наведения, которая обеспечивает движение центра масс ЛА по заданной траектории, и систему стабилизации, которая сохраняет заданное положение осей системы координат относительно плоскостей системы координат. Исполнительным органом этих систем обычно является ДУ.

Система наведения ЛА может быть, в свою очередь, разделена на системы:

- программного изменения величины тяги;
- регулирования кажущейся скорости полета;
- синхронного опорожнения баков с компонентами топлива.

Система программного изменения величины тяги служит для получения заданной скорости ЛА на различных этапах его полета.

Большие пределы изменения тяги необходимы для ДУ космических ЛА. Уменьшение тяги ДУ ракет-носителей может потребоваться для ограничения величины полетного ускорения или для снижения ИПТ при выключении двигателя, а увеличение тяги одних двигателей блочной ДУ — для компенсации тяги других, вышедших из строя.

В настоящее время основным методом управления величиной тяги однокамерных ЖРД является изменение:

- давления подачи компонентов топлива;
- перепада давления на форсунках Δp_f , путем дросселирования компонентов топлива при подаче их в камеру;

При проектировании ЖРД его параметры определяются для основного (номинального) режима работы. Допустимое увеличение тяги (форсирование двигателя) обычно невелико вследствие небольших коэффициентов запасов по ряду параметров ДУ. Поэтому существенное изменение тяги возможно лишь в сторону ее уменьшения.

В ЖРД с НПТ тягу можно уменьшить путем снижения скорости вращения роторов ТНА: в двигателях без дожигания — снижением расхода компонентов

топлива в ЖГГ при постоянном или изменяющемся их соотношении, а в двигателях с дожиганием изменением соотношения компонентов топлива в ЖГГ или перепуском газа помимо турбины ТНА. Изменение тяги в большом диапазоне можно получить отключением камер или двигателей сложных ДУ.

Команды на изменение тяги записывают в программу САУ ЛА, которая в соответствующие моменты времени передает их в ДУ, вызывая перенастройку регулятора тяги или отключение камер (двигателей).

Система регулирования кажущейся скорости

Кроме программированного изменения тяги, может возникнуть необходимость в оперативном ее изменении, так как в полете на ЛА действуют случайные возмущения, вызываемые изменением условий полета, асимметрией тяги ДУ, отклонениями стартовой перегрузки от номинальной и т. п.

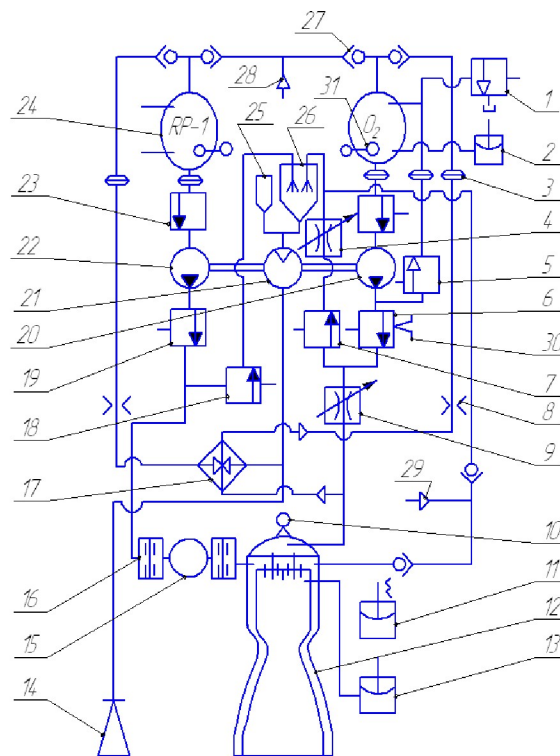


Рис. 2. 14.

Для компенсации этих возмущений ДУ включают в систему регулирования кажущейся скорости (РКС) ЛА. Скорость, определяемая инерционными датчиками, на показания которых влияют силы тяготения небесных тел, называют кажущейся.

В качестве примера рассмотрим функциональную схему системы РКС и СОБ ЖРД, приведённую на рис. 2.15. ПГС этого ЖРД изображена на рис. 2.14.

Датчик ускорения 34 подаёт сигналы в БЭВМ, в которой по ним вычисляется величина скорости и сравнивается с заданной. В БЭВМ поступают и сигналы от датчика давления 11 в камере ЖРД (тяга пропорциональна давлению в камере). Если значение давления (значит и тяги) или кажущейся скорости выходят за пределы допуска, то блок 33 вырабатывает команду в регулятор расхода 4, который изменяет расход окислителя в ЖГГ 26.

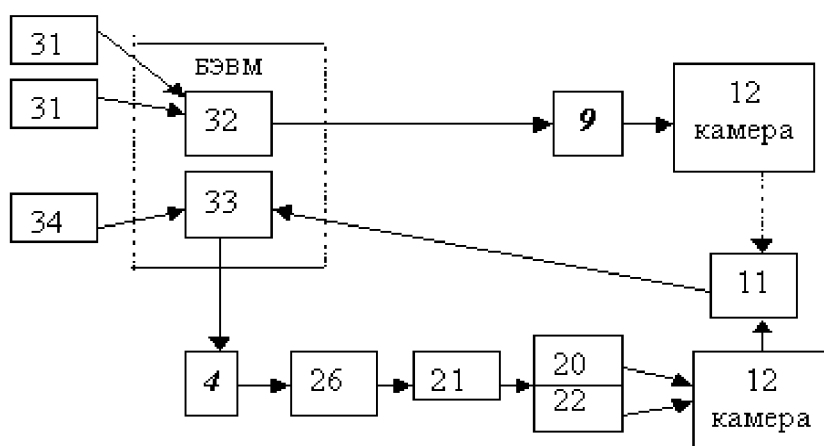


Рис. 2.15. Структурная схема РКС и СОБ

В результате этого изменяются обороты турбины 21 и насосов 20, 22, меняется расход топлива в камеру 12 и восстанавливаются значения давления и тяги.

Система синхронного опорожнения баков ЛА

Заправка баков ДУ компонентами топлива производится, исходя из расчетного массового их соотношения $K_{m \text{ расч}}$. В результате действия случайных факторов действительная величина K_m в полете будет отличаться от расчетной, что приведет к уменьшению $V_{\text{кон}}$ из-за снижения величин J_u и μ_k . Последнее объясняется тем, что при неодновременном опорожнении баков во избежание преждевременного израсходования одного из компонентов топлива приходится брать их лишний запас, что ведет к увеличению m_k . В зависимости от свойств применяемого топлива и ве-

личины массового числа μ_k , большее влияние на снижение величины $V_{ид}$ может оказывать уменьшение I_y или μ_k .

Анализ зависимости $V_{ид} = f(I_y, \mu_k)$ показывает, что только при $\mu_k < e$, где e – основание натуральных логарифмов, относительное изменение I_y будет меньше влиять на $V_{ид}$, чем относительное изменение μ_k на ту же величину. Однако величина изменения I_y в районе $K_{m\text{ опт}}$ для большинства топлив при $p_k > 8$ Мпа сравнительно невелика. Поэтому в ДУ ступеней ракет-носителей, где $\mu_k \gg e$, используется система синхронного опорожнения баков (СОБ), обеспечивающая минимальные остатки компонентов топлива в баках сторону. Естественно, что при этом режим работы ДУ изменяется, так к. Датчиками этой системы могут быть измерители уровней компонентов топлива в баках или расходомеры, установленные в магистралях подачи компонентов топлива в камеру. Показания этих датчиков сравниваются с программными значениями в вычислительном устройстве, и при разнице, превышающей допустимую, подается команда на привод дросселя-регулятора системы СОБ, установленного в одной из магистралей компонентов топлива и изменяющего ее гидравлическое сопротивление в нужную так массовое соотношение компонентов топлива в камере K_m отклоняется от расчетного, в результате чего уменьшаются величины I_y и P . Система автоматического регулирования компенсирует изменение величины тяги P .

На раннее рассмотренной схеме СОБ – сигналы уровнемеров 31 поступают в бортовой ЭВМ (БЭВМ) в блок 32. После сравнения текущих значений с программными и обнаружения отклонения от задания блок 32 вырабатывает команду дросселю 9 системы СОБ, который изменяет расход одного из компонентов (в данном случае окислителя) в камеру 12. В результате этого опорожнение баков приходит в соответствие с программой, но тяга камеры может выйти за пределы допуска. В этом случае начинает работать система регулирования кажущейся скорости, которая приведёт величину тяги в соответствие с необходимой..

Лекция 8

3. Конструкция основных агрегатов системы подачи топлива

Конструкция агрегатов управления

Отдельные системы конструктивно связаны между собой, так как часто одни и те же агрегаты выполняют несколько функций. Различные запорные устройства, например, входят в систему подачи топлива и в систему управления, баки – в систему хранения компонентов и в систему подачи топлива и т. д. В результате этого существует некоторая условность в классификации систем.

По назначению агрегаты и устройства ЖРД можно разделить на следующие группы:

- бортовые источники энергии;
- агрегаты, повышающие давление жидкости;
- клапанные устройства;
- регулирующие устройства;
- устройства для воспламенения топлива при запуске;
- контролирующие устройства;
- трубопроводы и электрические кабели.

Каждый агрегат проектируют для выполнения определенных функций. Чем проще функция, тем выше надежность агрегата, так как расширение функций приводит к усложнению конструкции. Однако в целях уменьшения массы желательно совмещать отдельные функции в одном агрегате или объединять агрегаты в одном корпусе. Последнее обычно ведет и к повышению надежности работы, так как уменьшается число трубопроводов и их соединений. Кроме того, при этом облегчается монтаж и замена агрегатов в эксплуатации.

3.1. Конструкция клапанов

Для управления расходом жидкости или газа в магистралях ДУ устанавливают вентили (задвижки и краны, приводимые в действие вручную), дроссели и клапаны (автоматические и управляемые дистанционно). К вентилям в системах ДУ относят краны (рисунк1,а), заправочные и сливные пробки.

Клапаном называют устройство, открывающее и закрывающее проход жидкости или газа в магистрали, на котором оно установлено. Специфическими требованиями, предъявляемыми к клапанам, являются:

- герметичность (полная или с допустимыми утечками) в закрытом состоянии;
- обеспечение заданного закона изменения проходного сечения в момент открытия (закрытия);
- обеспечение заданного расхода при малом гидравлическом сопротивлении;
- малая мощность, необходимая для срабатывания;
- стабильность времени открытия и закрытия.

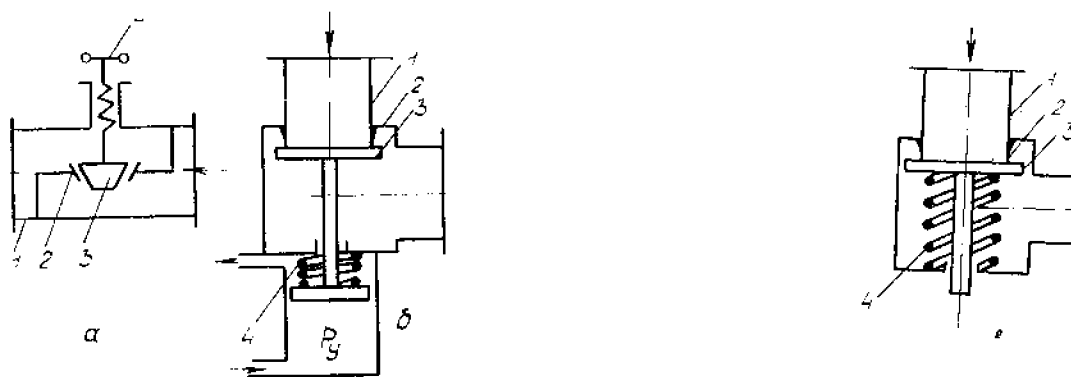


Рис. 3.1. Виды клапанных устройств: а- с ручным; б- с дистанционным управлением; в – автоматическое; 1 – корпус; 2- седло; 3- запорный орган; 4 — привод

В общем случае клапан (рис.3.1,б,в) состоит из корпуса с седлом, подвижного запорного органа, который, прижимаясь к седлу, перекрывает канал, и привода этого органа.

Клапаны можно классифицировать по следующим основным признакам:

по назначению — пусковые, отсечные, главные, дренажные, предохранительные, обратные, рециркуляционные и др.;

По способу привода в действие — автоматические, срабатывающие под действием сил давления жидкости (газа) в магистрали, на которой они установлены (рис.3.1,в), управляемые с помощью подачи командного сигнала, непосредственно несвязанного с давлением рабочего тела в магистрали (рис.3.1,б), и комбинированные; по форме запорного органа: тарельчатые,

шаровые, цилиндрические, заслоночные, мембранные;

по фазовому состоянию рабочего тела, проходящего через клапан, пневматические и гидравлические;

по начальному положению запорного органа — нормально открытые, нормально закрытые и нормально прикрытые;

по числу позиций, которые последовательно занимает запорный орган клапана, двух-, трех- и четырехпозиционные;

по кратности действия — одно- и многократного срабатывания.

Пусковым называют нормально закрытый клапан, при срабатывании которого рабочее тело поступает в соответствующую магистраль.

Отсечным называют нормально открытый клапан, при срабатывании перекрывающий магистраль.

Главным называют клапан, выполняющий функции как пускового, так и отсечного клапана и стоящий на магистрали подачи компонента топлива в камеру двигателя.

Разделительный клапан отделяет бак от магистрали с целью предотвращения утечек компонента топлива через агрегаты после заливки бака.

Дренажный клапан предназначен для сообщения в определенные моменты времени полостей агрегата с окружающей средой с целью удаления из них ненужных веществ.

Предохранительные клапаны предотвращают чрезмерное повышение давления в защищаемой полости. Обратные клапаны не допускают течения газа или жидкости по магистралям в обратном направлении. Рециркуляционные клапаны обеспечивают в определенные моменты работы ДУ циркуляцию жидкости по замкнутому контуру.

Сливные и заправочные клапаны устанавливаются вместо пробок в случаях, когда необходимо обеспечить дистанционное управление заправкой или сливом вещества.

3.2. Проектирование клапанов

В техническом задании на проектирование клапана указывают его

назначение, перепад давления на нем в открытом и в закрытом состояниях, время срабатывания, величину утечек в закрытом состоянии, габариты, массу, ресурс и надежность работы, длительность хранения.

После получения технического задания проектирование клапана ведется в следующем порядке:

- выбирают тип клапана и его принципиальную схему;
- рассчитывают проходные сечения полостей;
- выбирают конструктивную схему, рассчитывают усилия привода, производят компоновку общего вида клапана, выбор материалов и расчет прочности деталей;
- решают вопросы обеспечения надежности работы (особенно уплотнений) и технологичности изготовления;
- определяют габариты и массу.

Выбор типа клапана определяется теми требованиями, которые к нему предъявляются техническим заданием по числу срабатывания, быстродействию, надежности и герметичности,

Быстродействие клапана характеризуется полным временем его срабатывания, которое складывается из времени срабатывания привода и времени срабатывания рабочего органа.

Время срабатывания привода отсчитывают от момента подачи команды до начала движения органа. Оно характеризует инерционность системы управления данным клапаном.

Время срабатывания рабочего органа отсчитывают от момента начала его движения до остановки в конечном положении. Оно характеризует как инерционность механической системы клапана, так и мощность привода.

Очевидно, что время срабатывания зависит от типа и назначения клапана. Так, например, для отсечных клапанов с пироприводом $\tau_{с п} = 0,001 \dots 0,015$ с; $\tau_{с р} = 0,001$ с, а с пневмоприводом $\tau_{с п} = 0,05 \dots 0,15$ с, $\tau_{с р} = 0,1 \dots 0,3$ с.

В общем случае можно дать только самые приближенные рекомендации по выбору типа клапана: в системах однократного действия обычно используются автоматические или пироуправляемые клапаны, а в системах многократного

действия нормально открытые или нормально закрытые пневмоклапаны с прямым ходом рабочего органа или автоматические клапаны. При этом желательно, чтобы в системах данной ДУ были установлены клапаны с одним типом привода.

3.3. Расчет клапанов.

Определение проходных сечений клапана. Величину проходных сечений полостей газовых клапанов определяют из условия течения потока с дозвуковой скоростью. Чтобы не увеличивать сильно потери давления в гидроклапанах, скорость потока в них принимают обычно несколько меньше скорости течения в трубопроводах. Диаметры входного и выходного патрубков клапана выбирают равными диаметрам соответствующих трубопроводов.

Проходное сечение клапана между седлом и запорным органом, в зависимости от формы последнего, может быть цилиндрическим или коническим.

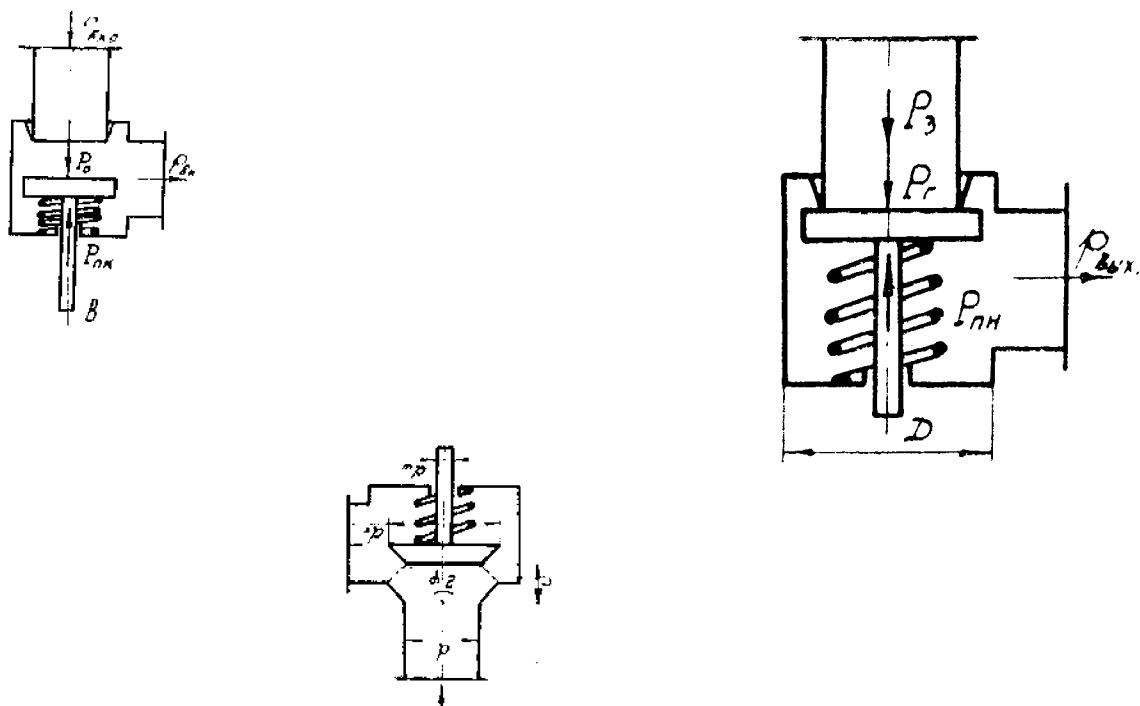


Рис. 3.2. Основные размеры клапана (а) и усилия, действующие на тарель

Диаметр проходного сечения седла d выбирают приблизительно равным диаметру входного патрубка, а диаметр запорного органа обычно составляет

$$d = (1,15 - 1,25)d,$$

Причем большее значение принимают для плоской тарели.

Диаметр полости, в которой перемещается тарель, обычно выбирают из соотношения

$$D = \sqrt{2} \cdot d$$

автоматического клапана в закрытом (б) и открытом (в) состояниях

По заданному расходу через клапан $m_{кл}$ и статическому перепаду давления на клапане при его полном открытии Δp определяют необходимую площадь проходного сечения щели между тарелью и седлом

$$S_{II} = \frac{\dot{m}_{кл}}{\mu \sqrt{2 \frac{\Delta p_0}{\rho}}},$$

где μ – коэффициент расхода;

ρ – плотность рабочего вещества;

Δp_0 – перепад давления на открытом клапане,

$$\Delta p_0 = p_{вх о} - p_{вых о}.$$

Величину коэффициента расхода выбирают в зависимости от формы запорного органа: для конического и шарового $\mu = 0,52 \dots 0,56$, для плоского $\mu = 0,58 \dots 0,62$.

Площадь S_{II} связана с геометрическими размерами щели соотношением

$$S_{II} = \pi d h \sin \varphi,$$

где h – высота подъема (ход) тарели;

φ — половина угла конусности клапана (для плоской тарели $\varphi = 90^\circ$).

Принимая в проходных сечениях седла и щели одинаковыми величины коэффициента расхода и скорости течения потока, можно найти величину хода тарели:

$$h = d / 4 \sin \varphi.$$

Обычно для больших клапанов с плоской тарелью выбирают

$$h = (0,2 \dots 0,25) d.$$

Лекция 9

3.4. Расчет усилий в клапанах

1. Для автоматического клапана необходимо определить размеры и характеристику пружины. Уравнение равновесия сил, действующих на запорный орган при закрытом клапане (рис.3.3), можно записать в виде

$$P_3 + P_{\Gamma} - P_{\text{пн}} = 0,$$

где P_3 - равнодействующая сил давления среды на запорный орган при закрытом клапане,

$$P_3 = (\pi d^2 / 4) (p_{\text{вхз}} - (1 - d_{\text{ш}}^2 / d^2) p_{\text{выхз}}); \quad (1)$$

$p_{\text{вхз}}$ и $p_{\text{выхз}}$ - соответственно давления на входе и на выходе при закрытом клапане; $d_{\text{ш}}$ - диаметр штока тарели; P_{Γ} - усилие, необходимое для обеспечения герметичности клапана; $P_{\text{пн}}$ - начальное усилие пружины.

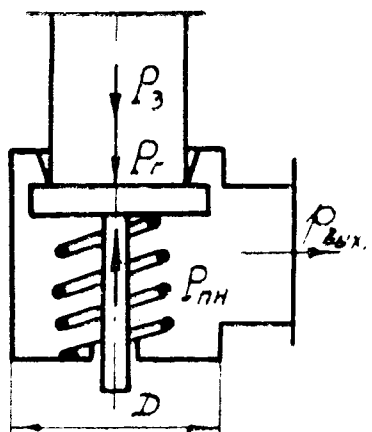


Рис. 3.3

Усилие, необходимое для обеспечения герметичности клапана,

$$P_{\Gamma} = k_{\Gamma} q_{\Gamma} S_{\text{кл}} \sin \varphi, \quad (2)$$

где q_{Γ} - минимально потребное контактное давление на уплотняющих поверхностях для обеспечения герметичности, определяемое опытным путем;

k_{Γ} - коэффициент запаса ($k_{\Gamma} > 2$);

$S_{\text{кл}} = \pi db$ - площадь соприкосновения уплотняющих поверхностей;

b - ширина контакта уплотняющих поверхностей.

Начальное усилие пружины $P_{ПН} = c h_{ПН}$,

где c - жесткость пружины;

$h_{ПН}$ - начальное поджатие пружины.

Уравнение равновесия сил, действующих на запорный орган при полностью открытом клапане (рис. 2, в), запишем в виде

$$P_0 = P_{Пк}, \quad (3)$$

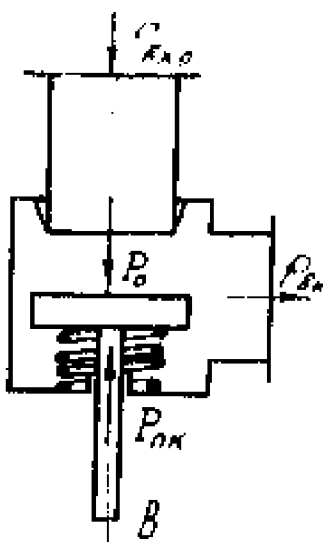


Рис.3.4.

где $P_{Пк}$ – конечное усилие пружины.

Действительное значение равнодействующей сил давления среды на запорный орган при полном его открытии

$$P_0 = \pi d^2 \Delta p_0 / 4k_H, \quad (4)$$

где k_H – коэффициент нагрузки, который учитывает снижение действительной нагрузки на запорный орган по сравнению с теоретической вследствие того, что перепад давления, действующий при обтекании средой запорного органа, будет меньше перепада на клапане. Величину его находят экспериментально.

Конечное усилие пружины $P_{Пк} = c (h_{ПН} + h)$.

Из уравнений (1) и (3), подставив в них значения сил $P_{ПН}$ и P_0 , можно найти коэффициент жесткости

$$C = (P_0 - P_3 - P_Г) / h;$$

$$H_{\text{пн}} = h (P_3 + P_{\Gamma}) / (P_0 - P_3 - P_{\Gamma}).$$

При расчете дифференциальных клапанов в формулах для определения усилий P_3 и P_0 вместо квадрата диаметра d нужно в расчет принимать разность квадратов диаметров ($d_2^2 - d_1^2$).

Расчет усилий в управляемых клапанах. Для управляемых клапанов нужно рассчитать усилие, которое должен развивать привод в момент срабатывания клапана. Усилие привода, необходимое для начального открытия нормально закрытого клапана, можно найти из уравнения

$$P_{\text{пр } 3} = P_{\text{пн}} + P_{\text{тр}} - P_3$$

а усилие, удерживающее тарель клапана в открытом состоянии, - из уравнения

$$P_{\text{пр } 0} = P_{\text{пк}} - P_0.$$

Здесь $P_{\text{тр}}$ — суммарная сила трения, действующая на запорный орган;

$P_{\text{пр}}$ — усилие привода.

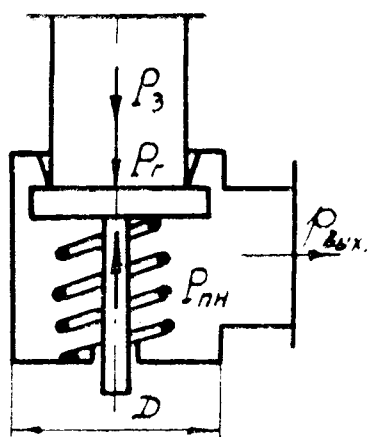


Рис. 3.3 (повторение).

В нормально открытом клапане в начальный момент движения тарели усилие привода

$$P_{\text{пр } 0} = P_{\text{пн}} + P_{\text{тр}} - P_0,$$

а усилие, обеспечивающее герметичность закрытого клапана,

$$P_{\text{пр } 3} = P_{\text{пк}} + P_{\Gamma} - P_3.$$

При этом величину усилий P_0 и P_3 определяют в зависимости от

направления потока жидкости, обтекающей клапан.

Полученные расчетные значения умножают на коэффициент запаса $k_{пр} = 1,2 \dots 2$, после чего определяют размеры элементов привода.

В случае применения *электромагнитного привода* рассчитывают электромагнит клапана.

При использовании *пиропривода* выбирают типоразмер пиропатрона.

При расчете размеров *пнеumo-* или *гидропривода* необходимо вначале выбрать величину управляющего давления рабочего тела. Это давление зависит от наличия источников газа или жидкости повышенного давления и от параметров имеющихся управляющих клапанов и редукторов. При увеличении управляющего давления уменьшаются габариты и вес привода, но усложняется обеспечение герметичности полостей.

3.5. Компоновка клапана

При компоновке выбирают форму и материал деталей и рассчитывают их на прочность и жесткость, в результате чего определяют недостающие размеры. Кроме расчета на статические нагрузки необходимо также провести проверку прочности при действии динамических нагрузок, возникающих при появлении в магистрали гидроудара или пульсации давления. Методика расчета величины давления при гидроударе или коэффициента динамичности при пульсациях давления в магистрали приведена в специальных работах.

Особое внимание при компоновке необходимо обращать на обеспечение герметичности клапана. Уплотнение в месте посадки тарели на седло достигается с помощью их взаимной притирки или с помощью уплотнительных колец из более мягкого материала (резина, пластмассы, мягкие металлы), устанавливаемых в кольцевых пазах тарели. Для уплотнения поршней и штоков используют различные резиновые и фторопластовые кольца и манжеты, а также металлические сильфоны. Применение сильфонов вместо колец и манжет позволяет улучшить стабильность работы клапана, так как исключает действие сил трения, которые имеют большой разброс по величине.

Особенно сложно обеспечить работоспособность клапана при низких или

высоких температурах. Изменение температуры в процессе работы клапана приводит к изменению свойств материалов и появлению термических напряжений. Изменение жесткости пружин сильно сказывается на времени срабатывания клапана. Изменение зазоров и посадок в соединениях деталей (особенно в случае, если они изготовлены из материалов с различными коэффициентами линейного расширения) может приводить к заклиниванию подвижных деталей, задирам на их поверхности или, наоборот, к увеличению зазоров, ослаблению затяжки гаек и, следовательно, к ухудшению герметичности. Изменение агрегатного состояния рабочих тел (замерзание жидкостей или их газификация, разложение, конденсация паров) приводит к неустойчивой работе клапана или даже к его аварии. Поэтому при проектировании таких клапанов необходимо предусмотреть их захолаживание перед запуском, подогрев или, наоборот, охлаждение некоторых элементов во время работы, дренаж полостей, выбор соответствующих материалов для изготовления деталей и назначение допусков и посадок с учетом изменения размеров в рабочих условиях. Проведение подобных мероприятий позволяет создать клапаны, которые надежно работают при температуре жидкого водорода 20 К или же в газовых магистралях с температурой газа до 700 К.

Для изготовления деталей клапанов используют стали, алюминиевые и титановые сплавы. Корпуса клапанов изготавливают точным литьем или штамповкой, подвижные детали (тарели, штоки, поршни) — штамповкой с последующей механической обработкой, пружины, сильфоны — по специальной технологии.

3.6. Определение гидравлической характеристики клапана

После компоновки рассчитывают гидравлическую характеристику клапана, т. е. зависимость потерь давления в нем от величины массового расхода рабочего вещества.

Для автоматического клапана, рассмотренного на прошлой лекции из уравнений (3) и (4) найдем

$$\Delta p = 4 k P_{\text{пк}} / \pi d. \quad (5)$$

Затем в формулу для определения потерь давления в клапане

$$\Delta p = \xi \rho w / 2,$$

где ξ — коэффициент гидравлического сопротивления, приводимый в справочниках, подставим выражение Δp из (5) и w из уравнения неразрывности

$$m = \rho F w,$$

где $F = \pi d^2 / 4$.

В результате получим

$$\dot{m}_{кл} = \sqrt{\frac{\rho \pi d^2 k_n P_{нк}}{2\xi}} \quad (6)$$

Решая совместно уравнения (5) и (6) методом последовательных приближений, можно рассчитать искомую характеристику клапана $\Delta p = f(m)$. На основе полученной компоновки разрабатывают рабочие и сборочные чертежи, назначают весьма жесткие технические требования на изготовление, сборку и испытания клапана. Опытные экземпляры клапана проходят сначала автономные доводочные испытания, а затем — испытания в составе всего двигателя. При автономных испытаниях производят проливку клапана с целью снятия гидравлических характеристик, проверку прочности при статическом нагружении, гидроударе, вибрации клапана и пульсациях давления рабочего вещества в магистрали, а также определение герметичности всех соединений, времени срабатывания, числа возможных срабатываний и их стабильности. Испытания клапана в составе двигателя позволяют установить взаимное влияние агрегатов, которое может осуществляться через общие трубопроводы, электрические цепи и узлы крепления. Особое внимание обращают на согласование времени срабатывания агрегатов.

После доводочных испытаний и приемки комиссией клапан передается в серийное производство.

Лекция 10

3.7. Конструкция и расчет фланцевых соединений

Назначение и требования. Фланцевые соединения предназначены для соединения корпусов и трубопроводов высокого давления при $d > 40$ мм. При меньшем диаметре d целесообразно использовать соединения с накидной гайкой.

В камерах средних тяг ($P = 100 \dots 1000$ кН) фланцевые соединения применяют в магистралях окислителя (большой диаметр), во многих случаях и в магистралях горючего.

Особенно тяжелые условия работы фланцевого соединения газоведа с турбиной в ЖРД с дожиганием: сочетание большого диаметра, высоких давления и температуры. Кроме того, это соединение подвергается вибрации и тепловому удару и при этом должно иметь минимальную массу. Часто используются эти соединения в корпусах ТНА и клапанах.



Рис. 3.4. Фланцевое соединение: 1 – фланец; 2 – втулка фланца;
3 – уплотнение (прокладка); 4 – болты.

Требования к фланцевым соединениям ЖРД:

1. Необходимая степень герметичности соединения (измеряется величиной допустимой утечки контрольного газа).
2. Минимальная масса и габариты соединения.
3. Простота изготовления деталей и сборки соединения.

Силовые схемы фланцевых соединений

Силовая схема соединения показывает как замыкается в соединении усилие затяжки и как через соединение передаются внешние нагрузки.

Силовая схема зависит от того, как создается уплотняющее усилие на уплотнении.

Для герметичности соединение должно быть сжато всё время достаточно большим усилием. По силовой схеме различаются фланцевые соединения двух типов:

Фланцевые соединения

С неконтактирующими фланцами

С контактирующими фланцами

В первых из них усилие от затяжки болтов замыкается через уплотнение (прокладку):

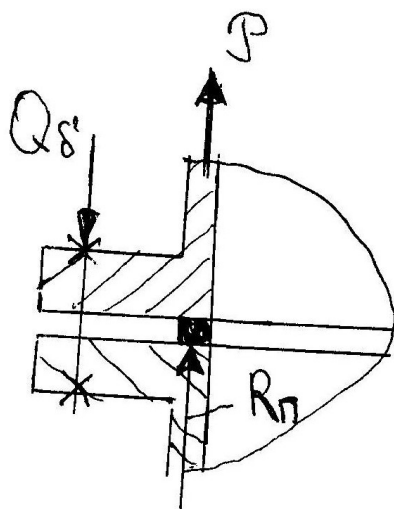


Рис. 3.5.

Здесь Q_b – усилие затяжки болтов; R_n – сила реакции прокладки.

После сборки соединения всегда $|Q_b| = |R_n|$

При этом фланцы упруго изгибаются, болты упруго тянутся. Упругость фланцев и болтов обеспечивает необходимое сжатие прокладки.

Пусть теперь в соединение подается внутреннее давление p . На соединение будет

действовать растягивающая сила $P = p \frac{\pi d^2}{4}$. Уравнение равновесия при этом

$$Q_6 = P + R_n$$

При этом Q_6 растет, а R_n - уменьшается. Фланцы изгибаются ещё больше, прокладка восстанавливается. При падении $R_n < R_{\Gamma}$ через прокладку начинается утечка среды и соединение не работоспособно.

Если все детали выполнены из пластичных материалов, то при нагружении давлением всегда происходит разгерметизация соединения, а него разрушение.

Преимущества таких соединений:

- 1) Прокладка (уплотнение) может быть выполнено из неупругих материалов: паронита, меди, алюминия и т.д.;
- 2) Предъявляются невысокие требования к точности изготовления деталей и шероховатости уплотнительных поверхностей.

Недостатки:

- 1) Все внешние нагрузки, действующие на трубопровод, передаются на прокладку (вибрации, изгибающие моменты), что приводит к усадке прокладки и появлению утечки.
- 2) Если рабочая среда имеет высокую переменную температуру, то прокладка расширяется больше, чем болты, и при этом дополнительно обжимается. Возникает утечка.
- 3) Так как фланцы работают на изгиб, то толщина их значительна.

В соединениях с контактирующими фланцами усилие затяжки болтов передается через опорные (привалочные) поверхности фланцев.

После затяжки имеем $|Q_6| = |R_{\phi} + R_n|$. В этом случае сила R_n создается только за счет упругости прокладки и давления среды (самоуплотнения).

При нагружении соединения давлением уравнение равновесия

$$|Q_6| = |R_{\phi} + P + R_n|$$

Обычно считают, что $R_n = \text{const}$ до тех пор, пока фланцы не начинают расходиться.

Преимущества соединений с контактирующими фланцами:

- 1) Внешние нагрузки на трубопровод передаются через жесткие фланцы, минуя прокладку. Поэтому эти соединения более виброустойчивы.

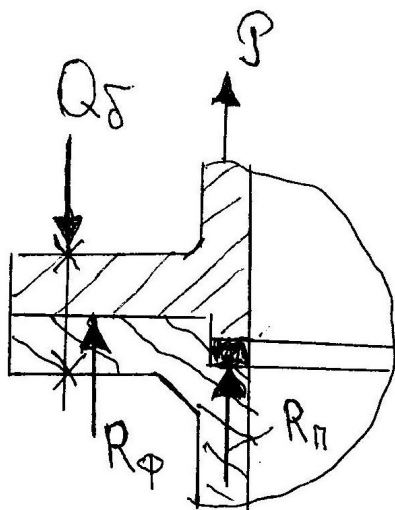


Рис. 3.6.

2) В этих соединениях на фланцы действует меньший изгибающий момент и толщина их может быть меньше.

Недостатки:

- 1) Необходимость иметь сложные (упругие и самоуплотняющиеся) прокладки.
- 2) Более высокая точность изготовления фланцев и прокладки.

В ЖРД применяют соединения и того и другого типа. При высоком давлении и температуре в основном соединения с контактирующими фланцами. В корпусах ТНА обычно соединения с контактирующими фланцами.

3.8. Условия герметичности соединений

Под герметичностью понимается непроницаемость соединений для рабочей среды.

Поскольку абсолютной герметичности добиться трудно, для ответственных соединений в технических требованиях оговаривают допустимую величину утечки (в единицах расхода). Для неподвижных соединений она может быть очень мала.

Утечка происходит в контакте сопрягаемых поверхностей деталей. Рассмотрим контакт двух металлических поверхностей.

При сжатии шероховатость на уплотнительных поверхностях сминается частично пластически, частично упруго, но при упругом контакте всегда не

полностью. Между уплотнительными поверхностями всегда остаются микроканалы. При снижении сжимающей нагрузки упругая часть деформации

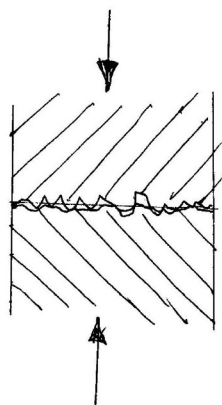


Рис. 3.7.

восстанавливается и каналы увеличиваются – начинается утечка.

Поэтому уплотнительные поверхности надо сжимать все время большим усилием. Чтобы рабочая среда не раскрыла уплотнительные поверхности, давление сжатия должно быть не меньше давления среды.

Исходя из этих представлений между уплотнительными поверхностями желательно положить прокладку из мягкого материала, микрошероховатость которого будет деформироваться только пластически и заполнит микроканалы. Так и делают. Однако мягкий материал (с низким пределом текучести) при постоянной нагрузке "течет", "усаживается" и затяжка ослабевает.

Чтобы получить герметичность соединения необходимо:

1. При сборке соединения обеспечить обжатие прокладки, то есть довести поверхностные слои материала до состояния текучести. Для этого необходимо сжать прокладку усилием

$$Q_{обж} = q_{обж} \times F_{упл},$$

где $q_{обж}$ - давление обжатия, которое зависит от материала прокладки.

2. Во время работы соединения обеспечить на поверхности прокладки давление сжатия не ниже минимально необходимого $q_{г}$. Величина $q_{г}$ зависит от материала прокладки, давления и свойств рабочей среды.

Обычно принимают линейную зависимость от давления среды $q_{г} = mp$,

где m – прокладочный коэффициент; p – давление среды.

На прокладке должно быть усилие $Q_{\Gamma} \geq q_{\Gamma} \times F_{упл}$

Некоторые данные	$q_{обж}$, МПа	m
Резина	2,5	1
Свинец	5	1
Медь мягкая	70	2,4
Сталь Х18Н9Т	100	3,2

Таким образом, условия герметичности

$$Q_{затяжки} > Q_{обж} \quad \text{и} \quad Q_{прок} > Q_{\Gamma}$$

Примеры упругих самоуплотняющихся прокладок

На первом рисунке показано уплотнительное кольцо, сечение которого представляет пружину (рессору). На внутреннюю поверхность кольца действует давление, которое увеличивает упругую силу. Поэтому

$$R_n = R_{упр} + k_c p, \quad (1)$$

где $R_{упр}$ - упругая реакция кольца; k_c - коэффициент самоуплотнения.



Рис. 3.8.

Справа показано резиновое уплотнительное кольцо. Под действием давления кольцо принимает форму канавки, в которой находится. Резина имеет коэффициент Пуассона $\mu \sim 0,5$, и передает давление во все стороны одинаково. Поэтому на уплотнительные поверхности будет действовать усилие, определяемое опять формулой (1). В этом случае $k_c \sim 1$.

Лекция 11

3.10. Конструирование фланцевых соединений

Конструирование соединений с неконтактирующими фланцами сопровождается расчетом, в результате которого находятся:

- 1) размеры фланцев и болтов;
- 2) усилие затяжки болтов, обеспечивающее герметичность соединения при рабочем давлении.

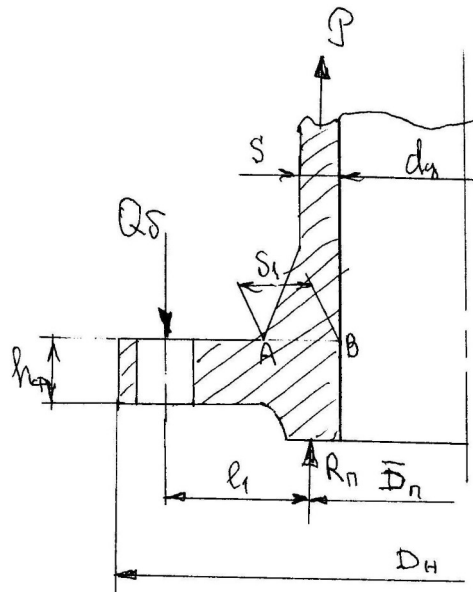


Рис. 3.9.

Порядок расчета основных размеров:

1. Определяется усилие затяжки болтов.

Максимальное внешнее усилие $P = p_{\max} \frac{\pi d^2}{4}$. Исходя из этого усилия, определяется усилие затяжки. В упрощённом расчете принимается $Q_b = kP$, где k – коэффициент затяжки, $k = 1,5 \dots 4,5$.

Чем жестче прокладка, тем k больше. Для мягких прокладок $k = 1,5 \dots 2$, для сплошных металлических $k = 4 \dots 4,5$.

2. Рассчитывают болты или шпильки. При этом назначают их диаметр и число.

Для получения равномерного по окружности усилия число болтов назначают кратным 4, при внутреннем давлении $p > 3 \text{ МПа}$ шаг болтов $s = 2,5 \dots 4$ диаметра болтов.

3. Разрабатывают предварительную конструкцию соединения.

Необходимо стремиться получить минимальные размеры l_1 и D_n .

4. Рассчитывают толщину фланцев, обеспечивающих необходимую жесткость.

5. Проверяют прочность фланца в месте сопряжения с трубой.

Сечение АВ наиболее нагруженное.

Расчет фланцев. Наиболее простая расчетная схема – фланец рассматривается, как жесткое кольцо, нагруженное распределённым крутящим моментом (рис.3.10).

Такая схема применима, если выдерживается соотношение $\frac{h_f}{R_n - R_{en}} > 0,2$.

Фактически мы принимаем допущения:

- 1) Форма сечения кольца при деформации неизменна.
- 2) Напряженное состояние в любой точке кольца – одноосное (растяжение, сжатие). Кольцевые волокна, деформируясь в окружном направлении, не оказывают силового воздействия одно на другое.

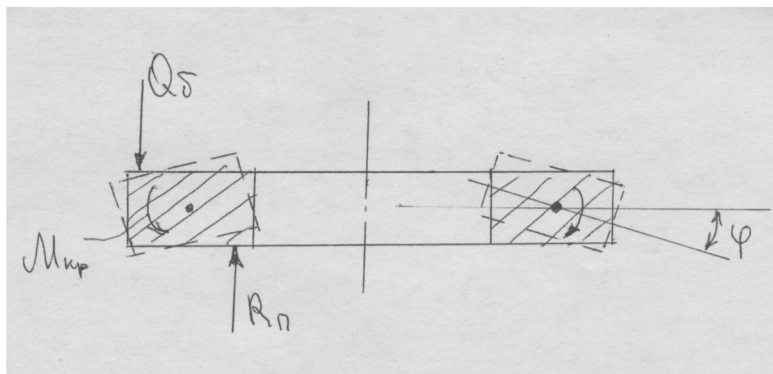


Рис. 3.10.

При деформации кольцо не меняет прямоугольного сечения и поворачивается вокруг центра тяжести сечения. При этих допущениях угол поворота сечения будет равен

$$\varphi = \frac{Q_5 l}{2\pi} \frac{1-\eta}{Eh^3 \ln \frac{r_2}{r_1}}$$

Коэффициент η учитывает, что часть момента воспринимается втулкой.

$$\eta = \frac{1}{1 + 0,82 \left(\frac{h}{s_{cp}} \right)^3 \sqrt{\frac{s_{cp}}{r_{mp}} \lg \frac{r_2}{r_1}}}$$

Здесь $s_{cp} = \frac{s + s_1}{2}$; r_{mp} – средний радиус стенки трубы.

В расчете надо получить $\varphi < 0,013$ радиан ($< 0,75^\circ$) – для стали такая деформация происходит в пределах упругости. Если это условие не получается, то надо увеличить h . Предполагается, что при деформации $\varphi < 0,75^\circ$ герметичность будет обеспечена вследствие упругого восстановления прокладки.

Проверка прочности фланца в сечении АВ

В сечении АВ (рис.3.9) фланец жестко соединен с втулкой (или с трубой). В этом сечении действует погонный изгибающий момент

$$M_n = \eta \frac{Q_0 l_1}{\pi D_{вт}}$$

где $D_{вт}$ – средний диаметр основания втулки, $D_{вт} = d_y + s_1$.

Напряжения изгиба в этом сечении

$$\sigma_u = \frac{6M_n}{s_1^2}$$

Запас по пределу прочности $n = \frac{\sigma_B}{\sigma_u}$, должен быть равен $n = 1,7 \dots 2$.

Конструирование соединений с контактирующими фланцами

Конструктивная схема такого соединения приведена на рис. 3.11.

Порядок расчета сохраняется. Однако в этом случае усилие затяжки болтов не связано с герметизацией, оно определяется из условия прилегания фланцев, которое должно обеспечить смятие прокладки. Часто используются резиновые или самоуплотняющиеся прокладки, жесткость которых невелика.

$$1. \quad P = p_{\max} \frac{\pi D_y^2}{4}; \quad Q_0 = kP \frac{l_1 + l_2}{l_2}$$

Пункты 2 и 3 остаются, как и в расчете неконтактирующих фланцев.

4. Толщина фланца определяется из условия прочности фланца на изгиб. При этом предполагается, что жесткость фланца будет достаточной для обеспечения

герметичности. Для определения толщины фланца при $\frac{d_y}{D_n} > 0,5$ может быть принята следующая расчетная схема: фланец – балка, заделана в сечении СЕ, упруго связана с трубой и нагружена распределённой нагрузкой, в сумме равной P . При этом не учитываются окружные напряжения (ведь фланец не прямая балка, а кольцо). Представление о заделке в сечении СЕ исходит из того, что в этом месте фланцы стянуты жесткими болтами

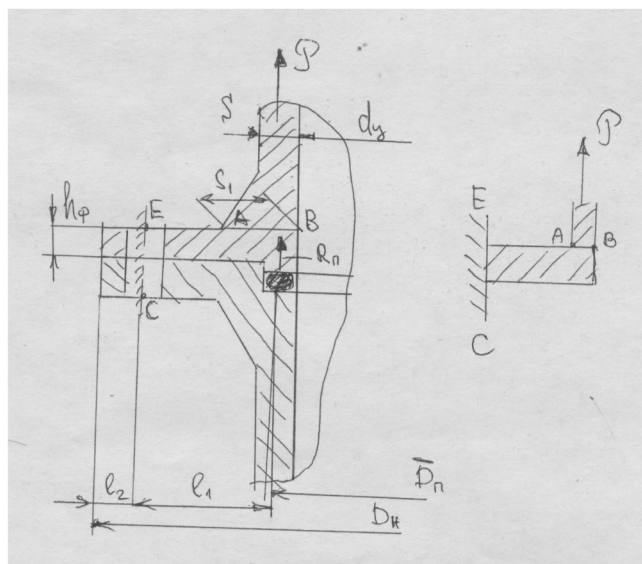


Рис. 3.11.

Опасное сечение СЕ, в котором действует распределённый изгибающий момент

$$M = Pl_1\eta_1,$$

где $\eta_1 = \frac{1+\lambda}{2+\lambda},$ $\lambda = 0,72 \frac{\sqrt{r_{mp}S}}{I_1} \left(\frac{h}{s_{cp}} \right)^3 \frac{\pi D_6 - zc}{2\pi r_{mp}}.$

Здесь z - число отверстий под болты; c – диаметр этих отверстий.

Коэффициент η учитывает распределённый изгибающий момент в сечении АВ.

Напряжения в сечении СЕ $\sigma_{uCE} = \frac{6M}{(\pi D_6 - zc)h^2}$

Коэффициент запаса прочности $n_B = \frac{\sigma_B}{\sigma_u}, n = 1,7 \dots 2.$

В сечении АВ изгибающий момент $M_1 = (1-\eta_1)Pl_1,$ напряжения в этом сечении

$$\sigma_{uAB} = \frac{6M_1}{\pi D_{mp} s_1^2}, \text{ где } D_{mp} = d_y + s. \quad n_B = \frac{\sigma_B}{\sigma_{uAB}} .$$

Надо получить $n = 1,7 \dots 2$.

Следует иметь в виду, если фланцевое соединение выполнено из пластичных материалов, то прежде, чем произойдет его разрушение начинается утечка среды и давление падает. Поэтому рекомендуется такие соединения выполнять из достаточно пластичных материалов

4. Компоновка агрегатов ДУ

4.1. Схемы компоновки

Компоновкой называют целесообразное взаимное расположение узлов и агрегатов двигателя относительно друг друга.

Компоновкой также называется и процесс рационального взаимного расположения элементов ДУ. Иногда компоновкой называют сборочный чертеж, а выполняющего его конструктора – компоновщиком.

Взаимное расположение агрегатов ЖРД определяется:

- назначением двигателя, величиной его тяги, числом камер, видом СПТ;
- компоновочной схемой летательного аппарата, для которого предназначен двигатель (размерами двигательного отсека ЛА);
- конструктивными, производственными, эксплуатационными и экономическими соображениями;
- преимущественностью в конструировании.

Требования к компоновке :

1. Компактность и минимальная масса двигателя.
Для этого необходимо плотное расположение агрегатов друг к другу.
2. Минимальные гидравлические и тепловые потери в магистралях.
Для этого необходимы короткие трубопроводы; целесообразно соединять агрегаты непосредственно друг с другом без трубопроводов.
3. Необходимая статическая и динамическая прочность ЖРД в целом, а также отдельных его частей.
4. Удобство и простота монтажа и эксплуатации ЖРД.

По размерам и массе основными агрегатами ЖРД являются:

- При насосной подаче топлива: камера(ы), ТНА, ЖГГ;
- При вытеснительной подаче топлива: камера(ы) и топливные баки (которые входят в ДУ).

Для соединения всех агрегатов ЖРД и передачи тяги на ЛА может использоваться рама двигателя; однако могут быть ЖРД и без рамы. В этом случае

силовым элементом, к которому крепятся все агрегаты, является камера. В двигателях с ВПТ силовым элементом, объединяющим все агрегаты, могут быть баки.

Различают схемы с последовательным и параллельным расположением основных агрегатов ЖРД. При последовательном расположении ТНА находится над камерой. При этом диаметральные размеры двигателя уменьшаются, но увеличиваются продольные.

При параллельном расположении ТНА находится рядом с камерой, что ведет к уменьшению продольных размеров. При выборе расположения оси ТНА надо учитывать гироскопический момент, создаваемый ротором при эволюциях ЛА.

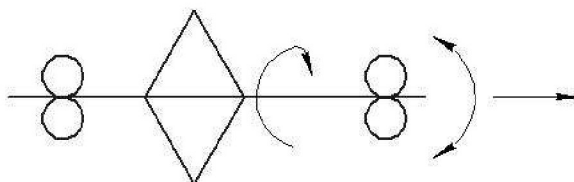


Рис. 4.1.

Если ось ротора направлена по движению ЛА, то при повороте ЛА возникают Кариолисовы силы, которые создают нагрузку на подшипники и препятствуют повороту ЛА. Ось ротора ТНА может быть направлена под углом к оси камеры или параллельно ей.

Перпендикулярность осей ТНА и камеры позволяет практически исключить влияние реактивного момента вращения ротора ТНА на управление ракетой, так как этот момент инерции ракеты относительно соответствующих её осей будет весьма большим. При параллельном направлении осей ТНА и камеры реактивный момент ротора будет действовать по продольной оси ракеты, относительно которой ее момент инерции значительно меньше, и поворот ее в этой плоскости под действием реактивного момента может иметь существенную величину. Поэтому для небольших ракет, не имеющих эффективных средств стабилизации, такую компоновку применять нежелательно.

Для ракет-носителей, которые имеют большую массу и значительный радиус кривизны траектории полета, влияние гироскопического момента ТНА можно не учитывать. В этом случае применяют параллельную схему компоновки,

которая позволяет уменьшить длину трубопроводов высокого давления.

Для оценки компактности ЖРД можно воспользоваться коэффициентом плотности. Так как двигательный отсек ЛА обычно имеет цилиндрическую форму, то компактность ЖРД можно оценивать объемом минимального цилиндра, описанного вокруг ЖРД, причем ось цилиндра должна совпадать с осью ЖРД (рис.4.2)

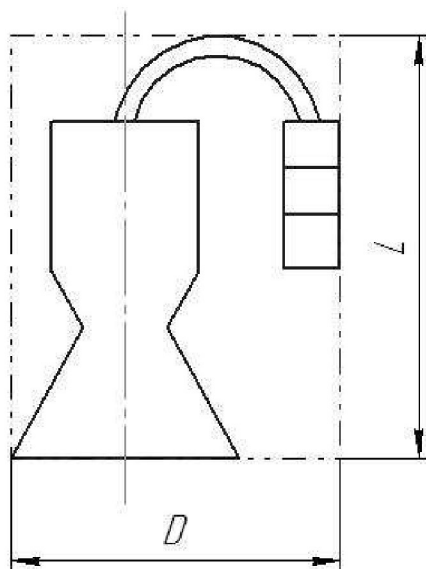


Рис. 4.2.

Отношение объема всех элементов ЖРД в сборе $V_{ЖРД}$ к объему $V_{ц\ min}$ можно назвать коэффициентом плотности

$$K_{ком} = \frac{V_{ЖРД}}{V_{ц\ min}}$$

Чем $V_{ц\ min}$ меньше, а $K_{ком}$ больше, тем более компактен двигатель. Надо отметить, что $V_{ЖРД}$ определить сложно; зато определяется $V_{ц\ min}$ просто.

4.2. Компоновка однокамерных ЖРД с НПТ

Компоновочную схему в данном случае определяет взаимное расположение ТНА и камеры. Их стараются разместить возможно ближе друг к другу с целью снижения гидравлических потерь в магистралях высокого давления. Вместе с тем необходимо обеспечить наиболее удобные подвод к ТНА и отвод от него компонентов топлива и рабочего тела турбины, а также удобство монтажа других агрегатов. Кроме того, место установки ТНА влияет на величину нагрузок, действующих на силовую систему двигателя, особенно при

поворотах камеры или эволюциях Л А.

На компоновку однокамерных ЖРД прежде всего оказывают влияние следующие факторы:

- 1) Тип системы подачи топлива (без дожигания или с дожиганием);
- 2) Степень расширения сопла ε и номер ступени.

Двигатели без дожигания генераторного газа

Для двигателей первых ступеней поперечные размеры, как правило, ограничены требованием уменьшения миделя ракеты. Поэтому для этих двигателей широко применяют последовательную компоновку. При последовательной схеме компоновки ТНА устанавливают над камерой на специальной раме или же крепят к фланцу наружного днища головки выходным патрубком насоса окислителя. Чтобы при этом уменьшить и продольные размеры, ось ТНА делают перпендикулярной оси камеры (С5-2, рис. 4.3).

Для двигателей верхних ступеней поперечные размеры часто определяются диаметром выходного сечения сопла, а аэродинамическое сопротивление играет меньшую роль.

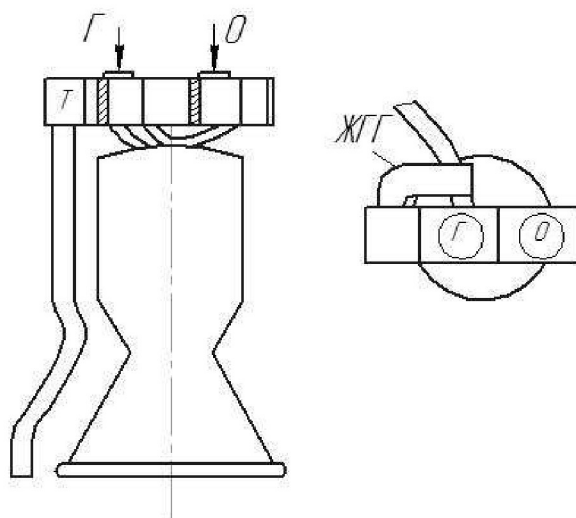


Рис. 4.3.

В этом случае часто применяют параллельную схему компоновки. При этом ТНА располагается чаще всего сбоку у головки камеры или в зоне критического сечения. Первый вариант расположения ТНА (рис.4.4,а) удобен при подаче охладителя в тракт охлаждения камеры вблизи головки. Но при этом возрастает смещение

центра тяжести двигателя от геометрического центра камеры, что нежелательно для камер, подвешенных шарнирно.

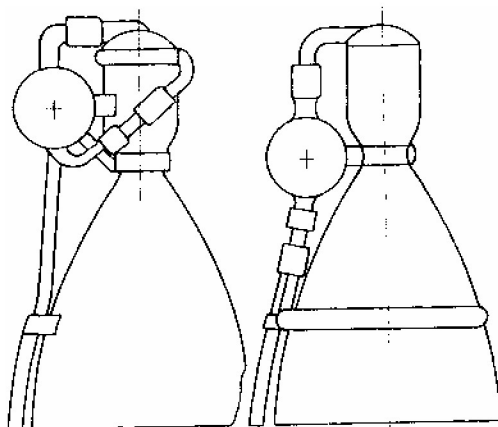


Рис. 4.4. Компоновка ЖРД без дожигания:

а- ТНА в зоне камеры сгорания; б- ТНА в зоне критического сечения сопла
Второй вариант (рис.4.4, б) обеспечивает большую компактность двигателя (если ТНА разместить в выемке камеры в районе критического сечения, то диаметр двигателя будет наименьший) и меньшее смещение его центра тяжести.



Рис. 4.5.

Однако при этом удлиняется трубопровод подачи компонента непосредственно в головку камеры, что ведет к увеличению массы и гидравлических потерь.

В ЖРД ракет-носителей часто располагают ТНА рядом с камерой при, примерно, параллельном расположении их осей (рис. 4.5). При этом уменьшается

длина трубопроводов окислителя и горючего и упрощается выхлоп из турбины.

На вторых и третьих ступенях целесообразно газ после турбины направлять в рулевые сопла.

Двигатели с дожиганием генераторного газа

Компоновка ЖРД с дожиганием имеет свои особенности. Поскольку газ после турбины подают в головку камеры, то турбину желательно располагать возможно ближе к головке с целью снижения тепловых и гидравлических потерь.

Если ЖРД имеет один ТНА, то турбину можно поместить непосредственно в верхней полости головки камеры, что позволяет сделать двигатель более компактным и легким. Однако при этом увеличивается неравномерность распределения компонентов топлива по сечению камеры и возможно появление повышенных пульсаций давления газа в камере вследствие работы турбины.

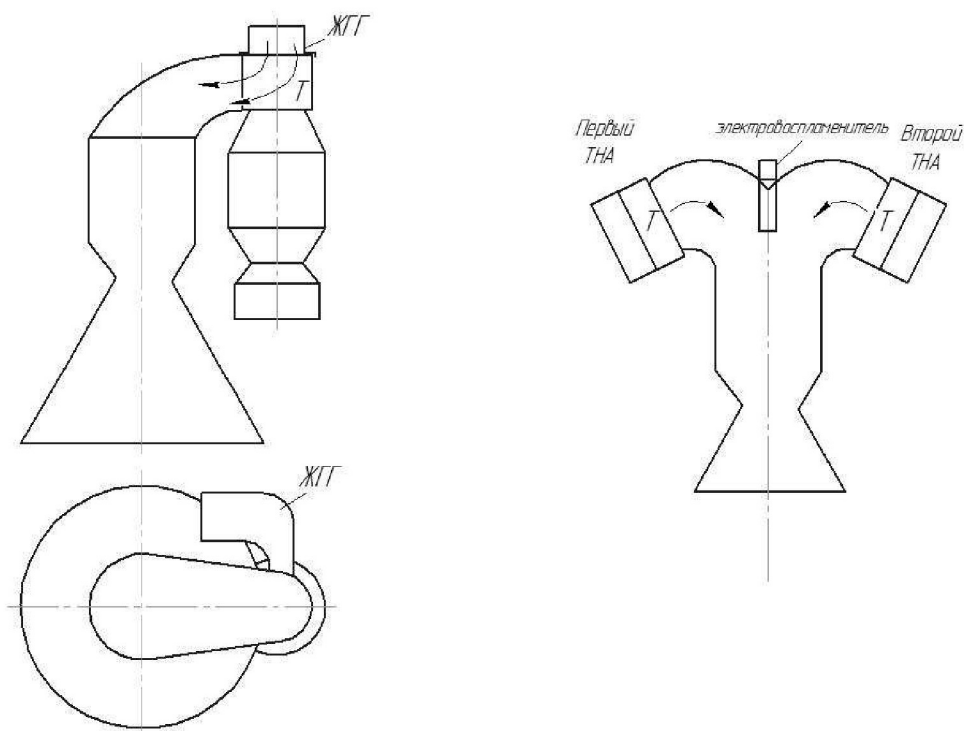


Рис. 4.6.

Поэтому турбину обычно соединяют с головкой камеры газоводом. При этом пульсации газа, идущие от турбины, в значительной степени гасятся в газоводе и в полости головки. В этом случае ТНА располагают вдоль камеры параллельно ей или под небольшим углом к ее оси или же в зоне критического сечения камеры перпендикулярно ее оси (рис. 4.6,а).

Газовод представляет собой канал переменного сечения, который должен быть плавным. Так как он нагружен давлением газа и нагрет до высокой температуры, толщина стенок его значительна. Для снижения его массы применяют материалы и делают переменную толщину стенки.

В двигателях, работающих на кислороде и водороде, мощность на привод насоса горючего в 3—4 раза больше мощности, необходимой на привод насоса окислителя. Примерно во столько же раз отличаются и их оптимальные частоты вращения. Поэтому в таких ЖРД часто используют два отдельных ТНА, которые размещают у головки симметрично относительно оси камеры. На рис.4.6,б показана схема компоновки двигателя с дожиганием с двумя ТНА, расположенными по обе стороны от камеры (ЖРД SSME). При использовании радиальной (центростремительной) турбины, целесообразно ТНА расположить по оси камеры (рис. 4.7).

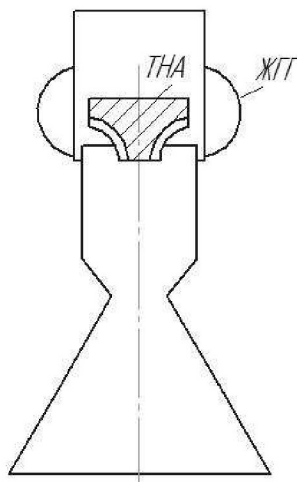


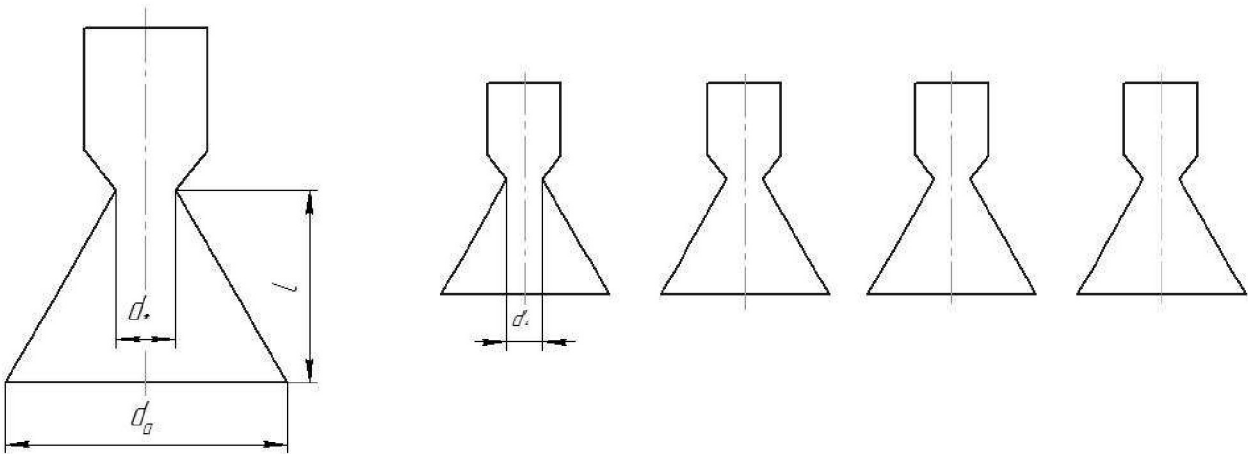
Рис. 4.7.

В этом случае при большой степени расширения сопла вокруг камеры может быть расположен торový топливный бак, что позволяет сделать компактной всю двигательную установку.

Лекция 13

4.3. Компоновка многокамерных ЖРД

В многокамерном ЖРД имеется две и более камеры, которые питаются от одного ТНА. Как правило, они объединяются вместе с помощью силовой рамы, но могут быть и без общей рамы. В этом случае камеры соединяются кронштейнами, приваренными к камерам



.Рис.4.8.

При одинаковой тяге многокамерный двигатель имеет меньшие продольные размеры, чем однокамерный, за счет более коротких сопел (рис. 4.8).

Сравним длину однокамерного и четырёхкамерного двигателя при $P = const$, и $\dot{m} = const$; тогда степень расширения сопел тоже одинаковая и

$$\varepsilon = \frac{d_a^2}{d_t^2} = const,$$

$$\dot{m}' = \frac{\dot{m}}{4}; F_*' = \frac{F_*}{4};$$

$$\frac{\pi \cdot d_*^2}{4} = 4 \cdot \frac{\pi \cdot d_*'^2}{4};$$

$$d_*^2 = 4 \cdot d_*'^2;$$

Таким образом, $d_* = 2 \cdot d_*' \rightarrow$ диаметр четырёхкамерного двигателя увеличится, а длина l уменьшится в 2 раза.

Многокамерные двигатели имеют преимущества:

- 1) меньше длина (поперечные размеры увеличиваются);
- 2) упрощается доводка: можно доводить одну камеру;
- 3) проще оборудование для изготовления (технологическое оборудование);
- 4) облегчается управление вектором тяги;
- 5) имеется возможность изменять тягу в больших пределах;
- 6) имеется возможность резервирования (за счет увеличения тяги остальных камер).

Однако, масса их больше, I_y ниже.

В многокамерных ЖРД целесообразно ТНА устанавливать между камер, при этом ось его обычно делают параллельно оси камер. Между камер устанавливают и все остальные агрегаты. Обычно все камеры и агрегаты многокамерного двигателя объединяют с помощью рамы (рис.4.9, б), верхнее кольцо которой при монтаже на ЛА крепится к силовому шпангоуту.

Требования к раме:

- 1) высокая жесткость при малой массе,
- 2) высокая точность присоединительных поверхностей относительно друг друга,
- 3) обеспечение свободы температурных деформаций отдельных элементов двигателя (нагретых и холодных).

4.4. Подвод компонентов топлива к поворотным камерам

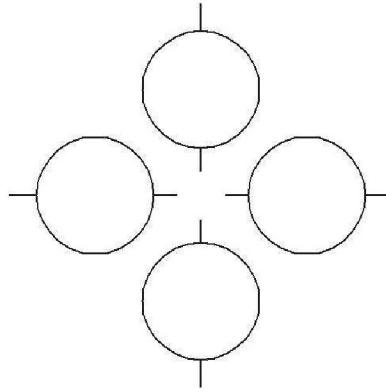
Наименьшие потери удельного импульса при управлении вектором тяги ЛА достигаются при использовании поворотных тяговых камер. При этом возникают трудности с подводом компонентов топлива к подвижным камерам.

В разработанных двигателях применяется подвод компонентов топлива:

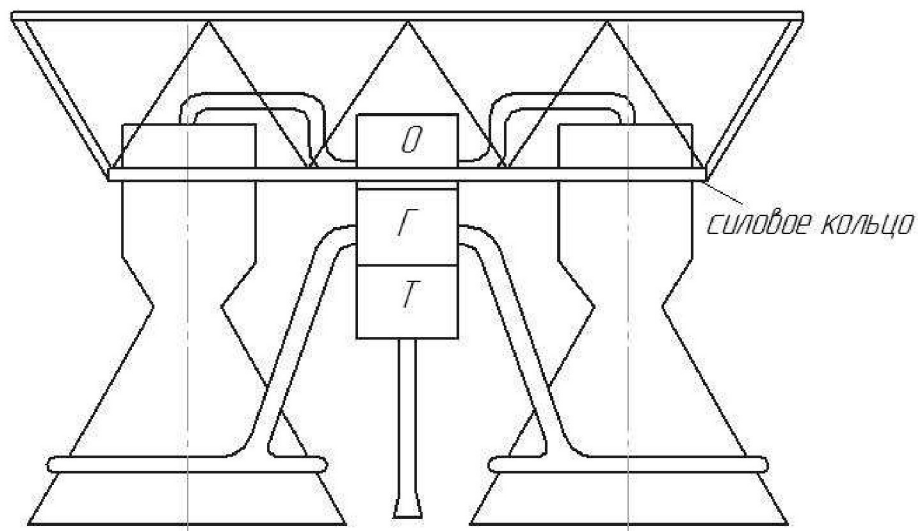
- через гибкие элементы трубопроводов (сильфоны);
- через шарнирные опоры камеры.

Через шарнирные опоры компоненты подводят в камеры небольшой тяги (до $P < 3T$). Обычно это рулевые камеры. Для герметизации подвижных соединений используют манжетные уплотнения. В этом случае угол поворота достигает $\pm 60^\circ$.

Основные камеры для управления достаточно поворачивать на $\pm 5...6$ градусов. Подвод к ним обеспечивается через сильфоны. В четырёхкамерном ЖРД качания (поворота) располагаются, как показано на рис.4.9,а.



а, расположение осей качания в четырёхкамерном ЖРД



б, соединение камер рамой

Рис. 4.9.

При повороте камер сифоны должны испытывать только изгиб (а не растяжение-сжатие). Поэтому центр сифона должен совпадать с осью, относительно которой совершается поворот (рис. 4.10).

В однокамерных двигателях имеется возможность устанавливать сифоны на низком давлении до насосов ТНА. В этом случае поворачивается весь двигатель вместе с ТНА.

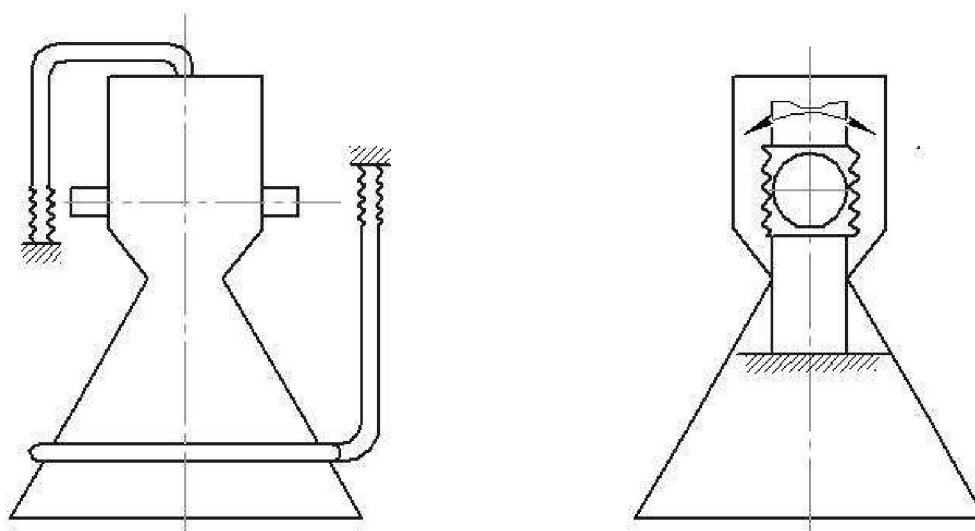


Рис. 4.10.

В многокамерном двигателе ТНА неподвижен, а отклоняются только камеры; при этом сифоны приходится ставить на магистралях высокого давления между насосами и камерой. В четырёхкамерном двигателе с дожиганием РД-170 сифоны установлены даже в газовой, по которому идёт генераторных газ. Поэтому они имеют сложную конструкцию и специальное охлаждение.

Поскольку при качании камеры сифоны меняют объем, и следовательно, дают импульсы давления, то они могут явиться источником возбуждения в камере ВЧ.

Сифоны также применяют как температурные компенсаторы и как элементы, облегчающие сборку ЖРД (трубопроводы могут быть изготовлены с меньшей точностью).

4.5. Задачи, решаемые при разработке компоновки ЖРД.

1. Снижение температурных нагрузок.

В ЖРД одни элементы нагреты до весьма высокой температуры (камера, ЖГГ, турбина, газовод), другие охлаждены до низкой отрицательной температуры (насосы О2ж, Н2ж и др.). В результате этого возникают большие температурные деформации и напряжения, которые могут привести к поломкам.

Для уменьшения температурных нагрузок выбирают рациональное крепление элементов двигателя и вводят податливые элементы. Так камера должна закрепляться в одном поясе (сечении) (рис.4.11). Трубопроводы подводящие охладитель к коллектору сопла изгибают для снижения их жесткости. С этой же целью в трубопроводы ставят сильфоны.

2. Обеспечение герметичности соединений.

Утечка компонентов топлива в ЖРД недопустима. Ко всем соединениям в топливных магистралях предъявляются высокие требования по степени герметичности. В некоторых случаях все соединения магистралей выполняются сварными. Однако, такое решение усложняет сборку двигателя и увеличивает его стоимость.

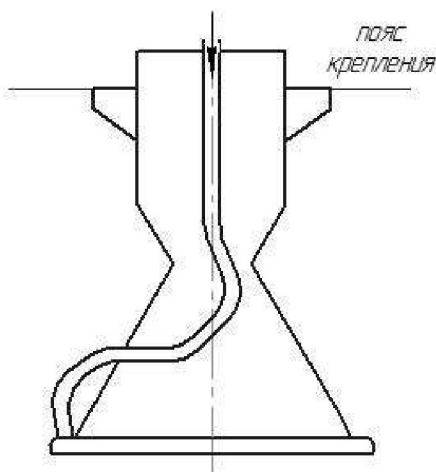


Рис. 4.11.

3. Обеспечение вибрационной прочности всех элементов двигателя.

В ЖРД имеются мощные источники вибрации: работающая камера, ТНА, ЖГГ.

Частота и амплитуда вибраций определяют инерционные нагрузки на агрегаты и детали двигателя.

Устранить эти вибрации невозможно, поэтому все элементы должны быть вибропрочными. Для некоторых устройств приходится применять виброзащиту: пружинный подвес, виброизоляторы из МР. К таким устройствам относятся датчики давления в камере, которые сами виброизолируются, а с камерой соединяются гибким трубопроводом.

Трубопроводы ЖРД малого диаметра (менее 40мм) при большом ресурсе также могут разрушаться от вибраций. Для их защиты применяют упруго-демпфирующие опоры.

4. При разработке ЖРД с большим ресурсом работы используют блочный принцип компоновки агрегатов, когда двигатель собирается из отдельных блоков. Применение этого принципа ускоряет доводку агрегатов и всего двигателя, упрощает эксплуатацию ДУ, так как в случае выхода из строя отдельных агрегатов их можно заменить исправными даже без разборки всего двигателя и, несмотря на некоторое увеличение массы конструкции вследствие использования большего числа разъемных соединений, позволяет снизить стоимость его эксплуатации.

5. Компоновка представляет собой объемное конструирование. Ещё недавно она проводилась на макетах: выполнялся макет камеры и других агрегатов, и они располагались и крепились в соответствии с требованиями и представлениями конструктора.

В настоящее время компоновка проводится с помощью компьютерных технологий. При этом может использоваться стандартное программное графическое обеспечение.

Производят трехмерную обрисовку всех составляющих элементов в пространстве. Затем оценивают компоновку и вносят соответствующие изменения в положение элементов.

Лекция 14

5. Конструирование основных узлов РДТТ

5.1. Особенности конструкции РДТТ

С ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ) вы знакомы по курсу "Теории ракетных двигателей".

РДТТ нашли широкое применение в ракетах военного назначения. Например, в настоящее время боевые ракеты США оснащены в основном РДТТ. На российских стратегических ракетах "Тополь-М", "Булава" также установлены РДТТ. Широко применяются они и в космическом ракетостроении.

Преимущества и недостатки РДТТ по сравнению с ЖРД.

Преимущества:

1. Простота конструкции и эксплуатации.

Это преимущество объясняется отсутствием СПТ и громоздкого наземного заправочного оборудования. По американским данным стоимость обслуживания ракеты «Минитмен» примерно в 10 раз меньше, чем ракет «Атлас» и «Титан».

2. Высокая надежность действия.

Это преимущество является следствием первого и объясняется меньшим числом деталей двигателя, особенно подвижных. По литературным данным вероятность отказа в работе современных ракет с РДТТ в 8 раз меньше, чем с ЖРД.

3. Постоянная готовность к пуску (высокая боеготовность) – обусловлена тем, что двигатель постоянно находится в заправленном состоянии. Гарантийный срок хранения заправленного РДТТ доходит до 20 лет.

4. Более низкая стоимость разработки РДТТ.

Отработка РДТТ до заданной степени надежности требует меньшего числа испытаний и, следовательно, средств на доводку двигателя. Этот факт качественно иллюстрирует рис.5.1. В качестве подтверждения этого можно указать на то, что для отработки РДТТ Шаттла SRM было проведено всего 4 испытания, причем уже на пер-вых испытаниях в 1977 году на стенде были получены расчетные значения тяги, времени работы и других параметров.

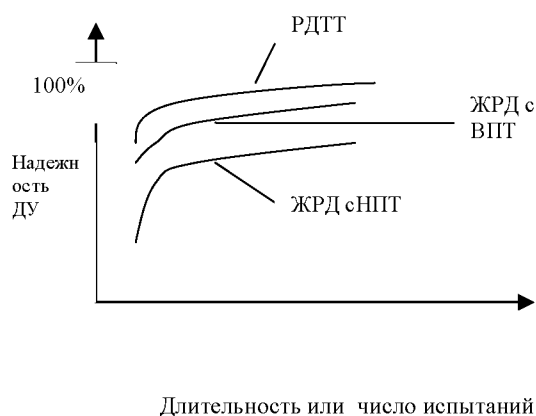


Рис. 5.1. Зависимость надежности ДУ от числа летных испытаний в процессе обработки.

Объяснение этого в том, что горение твердого топлива и теплозащита могут быть хорошо отработаны на образцах в лабораторных условиях.

В тоже время SSME (ЖРД) отработывался 6 лет (это была принципиально новая схема ЖРД для американцев).

Необходимо знать и недостатки РДТТ, которые ограничивают его применение.

1. Более низкий, чем у ЖРД I_y .

РДТТ $I_{уз\ max} \approx 2750 \text{ Нс/кг}$, в то время как ЖРД $I_{уз\ max} \approx 3900 \text{ Нс/кг}$.

2. Малое время работы РДТТ (90...159 секунд), ограничивает время работоспособность сопла.

3. Сложность управления величиной вектора тяги и обеспечения многократного запуска.

4. Зависимость характеристик РДТТ от окружающей среды

5. По сравнению с ЖРД (O_2 +керосин, O_2 + H_2) более низкая экологичность РДТТ.

Основным окислителем смесового топлива является перхлорат аммония NH_4ClO_4 , в результате горения хлор соединяется с водородом (HCl), который представляет опасность для окружающей среды (кислотные дожди и вреден для окружающей среды). Кроме того, наличие большего количества HCl в продуктах сгорания делают след ракеты видимым (поэтому на малых боевых высотах до сих пор применяют нитроцеллюлозное топливо).

В двух ускорителях Шаттла ~100 тонн хлора, который переходит в HCl, столб его простирается от поверхности Земли до H≈40 км. HCl вредит озонному слою и вызывает кислотные дожди. Поэтому прорабатывались варианты замены этих РДТТ на ЖРД с O₂+ керосин.

Пути повышения эффективности РДТТ на ЛА

Совершенство конструкции в РДТТ оценивают коэффициентом массового

совершенства $\alpha_k = \frac{m_k}{m_T}$,

где m_k - масса конструкции (не снаряженного РДТТ); m_T - масса топлива.

(В отличии от числа Циолковского $\mu = \frac{m_k + m_T + m_{пг}}{m_k + m_{пг}}$ в α_k не входит масса полезного

груза $m_{пг}$. Если $m_{пг} \ll m_k$, то $\mu \approx 1 + 1/\alpha$).

В качестве характеристики эффективности двигателя на ракете часто используют величину удельного приведенного импульса тяги

$$J_{упр} = \frac{J}{m_0} = \frac{J_y m_T}{m_0} = \frac{J_y m_T}{m_k + m_T + m_{пг}} \quad (1)$$

$$\text{Здесь } \frac{J}{m_0} = \frac{P\tau}{m_0} = \frac{\left(J_y \dot{m} \right) \left(\frac{m_T}{m} \right)}{m_0} = \frac{J_y m_T}{m_0}$$

Обозначения: m_0 – начальная масса ракеты; m_T - начальная масса топлива; m_k - масса конструкции РДТТ; $m_{пг}$ - масса полезного груза;

J_y - средний за время работы удельный импульс тяги.

Как видно из (1), для увеличения $J_{упр}$ надо $J_y \uparrow$ и $\alpha_k \uparrow$. Исследуем, как зависит величина α_k от характеристик конструкции РДТТ.

Масса конструкции – это масса корпуса $m_{кор}$, которая зависит от величины заряда m_T , и масса прочих элементов $m_э$, мало зависящая от величины заряда.

Среди прочих элементов – самым тяжелым является сопло. Таким образом

$$\alpha = \frac{m_{кор} + m_э}{m_T} \quad (2)$$

Упрощенно представим, что корпус представляет собой цилиндр диаметром D , длиной L и имеет 2 плоских днища (рис.5.2).

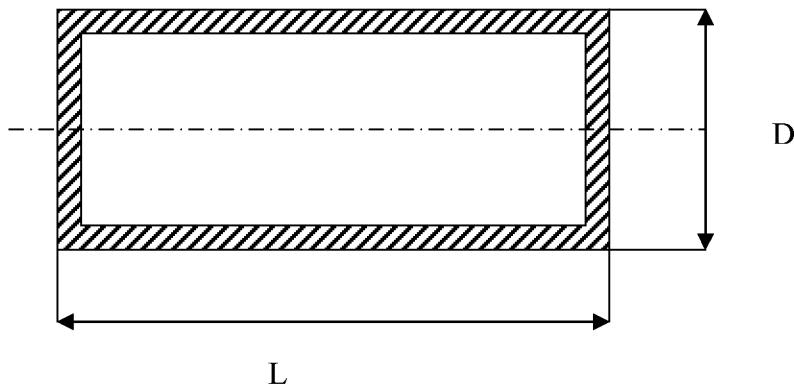


Рис 5.2. Схема корпуса

Допустим для упрощения $h_{\text{кор}} = h_{\text{дн}} = h$ (на самом деле при одинаковом запасе прочности плоские днища всегда толще стенки цилиндра). Тогда

$$m_{\text{кор}} = \pi p h L \rho_k + 2 \frac{1}{4} \pi D^2 h \rho_k = \pi D h L \rho_k \left(1 + \frac{D}{2L} \right) \quad (3)$$

Здесь ρ_k - плотность материала корпуса. Из условия прочности цилиндра толщина его стенки равна

$$h = \frac{p_k D}{2 \frac{\sigma_B}{n}}, \quad (4)$$

где p_k - давление в камере; σ_B - предел прочности материала корпуса; n - коэффициент запаса.

Масса топлива может быть записана

$$m_\tau = \Delta \frac{\pi D^2}{4} L \rho_T, \quad (5)$$

где $\Delta = V_T / V_k$ - коэффициент объемного заполнения РДТТ;

V_T, V_k - объем топлива и корпуса соответственно; ρ_T - плотность топлива.

Если (3),(4) и (5) подставим в (2) получим:

$$\alpha = 2 \frac{\rho_k}{\sigma_B} \frac{p_k}{\rho_T} \frac{n}{\Delta} \left(1 + \frac{D}{2L} \right) + \frac{m_s}{m_T} \quad (6)$$

После подстановки (6) в (1) имеем:

$$J_{\text{упр}} = \frac{J_y}{2 \frac{\rho_k}{\sigma_B} \frac{p_k}{\rho_T} \frac{n}{\Delta} \left(1 + \frac{D}{2L} \right) + \frac{m_s}{m_T} + \frac{m_{n2}}{m_T} + 1} \quad (7)$$

Из анализа этого выражения следует, что для увеличения $J_{\text{упр}}$ надо:

1. Топливо должно иметь максимальные J_y и ρ_T ; 2. Материал стенки корпуса должен иметь высокую удельную прочность (σ_B / ρ_T). 3. Коэффициент запаса должен быть минимальным n , а коэффициент заполнения Δ максимальным; 4. Выгодны корпуса с большим удлинением L/D (тогда меньше D и толщина стенки); 5. Массу прочих элементов надо уменьшать $m_{\text{э}}$; 6. J_y зависит от p_k в степени меньшей единицы ($J_y \approx p_k^{0.1 \dots 0.2}$), а толщина стенки $h = f(p_k)$ в первой степени. Поэтому желательно иметь меньшие p_k , однако величина $p_{k\text{min}}$ определяется возможностью получения устойчивого горения. Смесевые топлива имеют преимущество, так как могут устойчиво гореть при меньшем давлении ($p_k = 4 \dots 7$ МПа).

Зависимость $J_{\text{упр}} = f(p_k)$ имеет максимум (рис.5.3). Величина его сдвигается в сторону большего p_k при увеличении удельной прочности материала стенки.

Сравнивая твердое топливо с высококипящим жидким АТ+НДМГ, можно сделать вывод:

АТ+НДМГ даёт J_y на 10 % выше, чем у ТРТ, но ρ_T у него на 45% меньше, чем имеет ТРТ (у ТРТ $\rho_T = 1.76$, а АТ+НДМГ имеет $\rho_T = 1.21 \text{ г/мм}^3$).

Поэтому $J_{\text{упр}}$ у ракет с этими топливами примерно одинаков. Наконец, выражение (7) позволяет оценить, в каком случае целесообразно добиваться минимальной массы конструкции. Как видно из выражения (1), если масса груза велика по отношению к массе топлива, то уменьшение α_k мало влияет на $J_{\text{упр}}$.

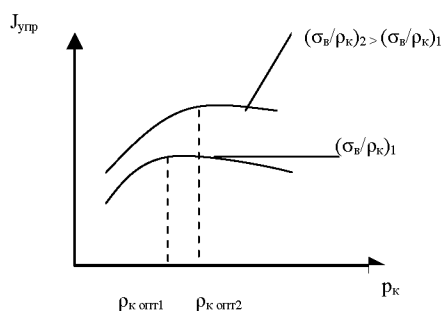


Рис.5.3. Зависимость приведенного удельного импульса от давления в камере

Лекция 15

5.2. Конструкция камеры РДТТ

5.2.1. Конструктивные схемы камеры.

Камера РДТТ состоит из корпуса камеры сгорания и соплового блока. В камере сгорания размещается заряд твердого топлива, воспламенитель и другие вспомогательные устройства и здесь же происходит горение заряда. Камера должна иметь минимальную массу и обладать необходимой прочностью при внутреннем давлении 5—15 МПа и температуре продуктов сгорания 2500—3500 К. В то же время конструкция камеры должна быть простой и технологичной.

Конструктивная схема камеры определяется геометрической формой, расположением разъемов корпуса и схемой соплового блока. Форма корпуса РДТТ может быть различной (цилиндрической, конической, сферической и др.) и в большой степени зависит от компоновки ЛА. То же самое относится и к схеме соплового блока, который может состоять из одного или нескольких сопел, расположенных как на заднем днище, так и в других частях корпуса. Что касается разъемов корпуса, то их число должно быть минимальным, достаточным для заправки корпуса топливом и монтажа арматуры. Мы будем рассматривать камеру с цилиндрическим корпусом и сопловым блоком, расположенным на заднем днище.

На конструкцию камеры большое влияние оказывает способ установки заряда, в зависимости от которого различают вкладной и скрепленный заряды.

Вкладной заряд свободно вкладывается в камеру (рис. 5.4). При этом может быть заряд всестороннего горения и заряд, горящий по внутренним поверхностям.

В первом случае горение заряда происходит по всем поверхностям: наружной, внутренней и торцевой. Часто заряд выполняется из нескольких шашек. Удержание заряда обеспечивается с помощью решёток и упоров. Двигатели с таким зарядом позволяют получить большую тягу за короткий промежуток времени.

Так как стенки корпуса омываются горячим газом, приходится увеличивать их толщину или применять теплозащиту.

Двигатели с таким зарядом имеют низкий коэффициент заполнения ϵ_v и большую массу конструкции, но отличаются простотой. Для них коэффициент массового совершенства $\alpha_k = 0,15 - 0,25$.

Двигатели реактивных снарядов, самолётных ускорителей имеют ещё больший. $\alpha_k = 0,85 - 1,25$.

Преимуществом двигателей с вкладным зарядом является то, что заряд жестко не связан с корпусом и нагружен только инерционными силами и всесторонним давлением газов. Поэтому к механическим свойствам топлива не предъявляется особых требований, возможно использования нитроцеллюлозного топлива.

Скрепленный заряд (рис. 5.5) получается заливкой смесового топлива в камеру сгорания или же заряд вставляется и приклеивается к стенкам камеры. При этом между зарядом и стенками камеры зазора нет. Горение заряда происходит по внутренним поверхностям.

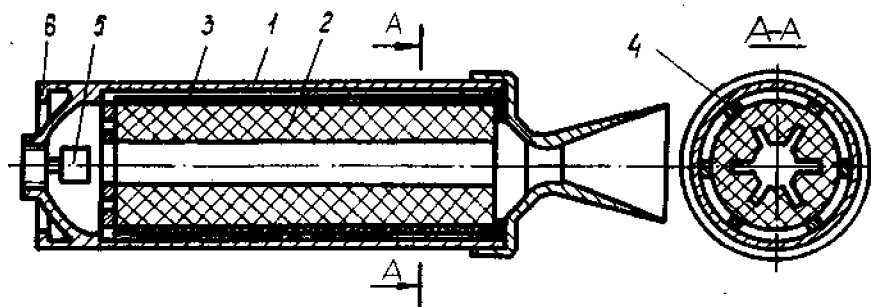


Рис. 5.4. Схема РДТТ с вкладным зарядом: 1- корпус; 2 – заряд;
3 – бронирующее покрытие; 4 – вкладыш; 5 – воспламенитель;
6 – узел стыковки

Горячие газы соприкасаются со стенками камеры только в местах, где нет заряда. Поэтому общая масса используемого теплозащитного покрытия невелика. Нет необходимости в дополнительной фиксации заряда. Для изготовления корпуса могут использоваться легкие материалы: титан, алюминиевые сплавы и пластмассы.

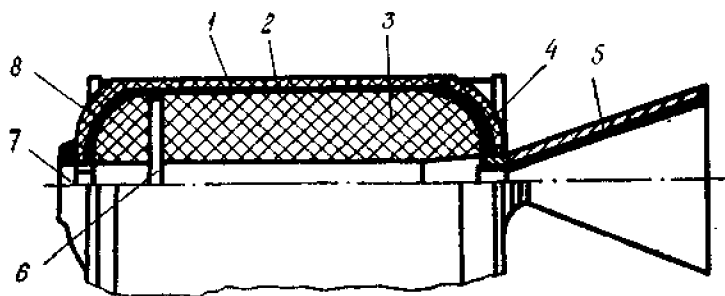


Рис. 5.5. Схема РДТТ со скрепленным зарядом: 1 — корпус из стеклопластика; 2 — теплоизоляция; 3 — заряд; 4 — заднее днище; 5 — сопло; 6 — поперечная прорезь; 7 — воспламенитель; 8 — переднее днище

Все это позволяет значительно улучшить массовые характеристики двигателя и получить $\alpha_k = 0,1 — 0,2$, для крупногабаритных двигателей со стеклопластиковым корпусом $\alpha_k = 0,08$, а для сферических РДТТ верхних ступеней ракет до $\alpha_k = 0,05 — 0,06$.

Однако в такой конструкции заряд связан с корпусом и деформируются эти элементы совместно. Так как материалы корпуса и топлива имеют существенно различные коэффициенты линейного расширения и модули упругости, то в этих элементах возникают напряжения, которые могут представлять опасность для заряда (прочность топлива намного ниже, чем корпуса). Поэтому в РДТТ со скрепленным зарядом применимы только топлива, допускающие большие деформации.

5.2.2. Конструкция корпуса

Корпус камеры является силовым элементом, воспринимающим внутреннее давление и тепловые напряжения, которые возникают в результате его нагрева при горении заряда. Вместе с тем он является частью корпуса ракеты и воспринимает нагрузки, действующие на ракету во всех случаях ее эксплуатации.

В большинстве случаев корпус выполняется в виде цилиндрической обечайки, закрытой с торцов передним и задним (сопловым) днищем. Опытным путем установлено, что минимальная масса корпуса (с учетом теплозащиты и массы межступенчатых отсеков) для заряда заданной массы получается при отношении длины корпуса к диаметру, равном 2—5.

Днища могут выполняться заодно с цилиндрической частью и отдельно. В

большинстве конструкций переднее днище выполняется отдельно.

Заднее днище и сопловой блок часто выполняются в виде единого узла (см. рис. 1). Оба днища используются для крепления устройств системы управления двигателем. На днищах могут быть расположены узлы стыковки с переходными отсеками, через которые передаются нагрузки от смежных ступеней, полезного груза или приборного отсека.

Масса корпуса составляет наибольшую часть массы конструкции двигателя.

Основное требование к конструкции корпуса – обеспечение работоспособности двигателя в течение заданного времени при минимальной массе. Для выполнения этого требования используют материалы с высокой удельной прочностью и добиваются оптимальной конструкции корпуса.

Удельная прочность материала характеризуется отношением σ_b/ρ , а удельная жесткость – E/ρ , где σ_b – предел временной прочности, E – модуль упругости, ρ – плотность материала. Если элемент конструкции в основном работает на растяжение, то его целесообразно выполнять из материала с высоким σ_b/ρ , если на сжатие (возможна потеря устойчивости формы) – с высоким E/ρ .

В настоящее время применяют корпуса металлические и из композиционных материалов.

Металлические корпуса. Материалами для этих корпусов служат высокопрочные стали, титановые или алюминиевые сплавы.

К высокопрочным сталям относят стали, которые после всех видов упрочнения имеют $\sigma_b \geq 1500$ МПа. Корпуса относительно небольших размеров часто изготавливают из высокоуглеродистых среднелегированных сталей (например, из стали 42Х2ГСНМА). Высокая прочность таких сталей достигается после закалки и низкого отпуска. С увеличением размеров корпуса проведение этих операций усложняется, требуется сложное оборудование и наблюдается поводка деталей.

В этом случае применяют мартенситно-стареющие стали типа 03Х11Н10М2Т-ВД. Это нержавеющие стали, упрочнение которых происходит при старении (выдержки детали определенное время при температуре $\sim 400^\circ\text{C}$).

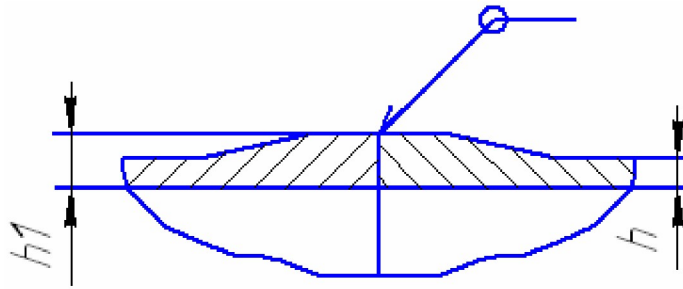


Рис. 5.3. Стыковое сварное соединение с усилением кромок

Высокопрочные стали, применяемые в РДТТ, обеспечивают σ_B/ρ до $22,6 \cdot 10^6$ Па·м³/кг.

Высокопрочные титановые сплавы позволяют получить σ_B/ρ до $25,6 \cdot 10^6$ Па·м³/кг.

Недостатком этих материалов является повышенная чувствительность к концентраторам напряжений. Высокая прочность может быть достигнута только при высокой культуре проектирования и изготовления деталей.

Конструкция металлических корпусов в большой степени определяется технологией их изготовления. Обычно корпуса состоят из деталей, получаемых штамповкой и механической обработкой, которые соединяются сваркой.

Соотношение осевых σ_x и окружных σ_y напряжений в цилиндрической обечайке равно 1: 2. Поэтому опасными являются окружные напряжения, разрывающие оболочку по образующей цилиндра, и при конструировании целесообразно исключать сварные швы в этом направлении.

Если имеется оборудование, то обечайки получают раскаткой (ротационным выдавливанием). При этом достигается равномерность свойств материала и ориентирование его волокон в окружном направлении. Раскатка позволяет получать обечайки с переменной по длине толщиной стенки. Длина раскатных оболочек ограничена, поэтому обечайка может состоять из нескольких секций, соединенных кольцевыми сварными швами. Так как добиться полного совпадения свариваемых кромок оболочек при этом не удаётся, то для получения необходимой прочности часто приходится кромки утолщать (рис.5.3).

Корпуса из композиционных материалов (КМ). КМ состоят из двух или более

компонентов. Непрерывный по всему объему детали компонент называется матрицей (связующим), а прерывистый компонент называется наполнителем или армирующим элементом. Основным несущим элементом в КМ является высокопрочный наполнитель. Матрица придает изделию необходимую форму.

В РДТТ используются КМ с полимерными матрицами из смол: эпоксидной, полиимидной, фенольной и др. В качестве армирующего элемента широко используется стекловолокно (такой КМ называется стеклопластиком). Для силовых конструкций применяется стекловолокно алюмоборсиликатного состава с диаметром волокон 6...9 мкм, которое позволяет получить материал высокой прочности с плотностью $\rho \approx 2 \text{ г/см}^3$. Изготавливаются стеклопластиковые корпуса намоткой отдельных нитей или ленты из стеклоткани, пропитанных смолой, на соответствующую форму.

Прочность детали из КМ может быть повышена путём оптимального расположения армирующих волокон. Они должны быть ориентированы в соответствии с действующими в детали напряжениями. Так как в обечайке отношение напряжений $\sigma_x : \sigma_y = 1 : 2$, то для получения равнопрочности и минимальной её массы необходимо иметь в окружном направлении волокон в два раза больше, чем в осевом. Такое соотношение волокон в обечайке можно получить, применяя продольно-поперечную намотку на специальных станках. При этом достигается прочность обечайки до $\sigma_B \approx 1000 \text{ МПа}$.

По технологическим причинам более широкое распространение получила спиральная намотка. При этом волокна укладываются на разборную оправку по винтовой линии с заходом на оба днища, что позволяет сделать днища заодно с обечайкой (в центре днищ остаются отверстия, через которые затем вынимается оправка). Так получают корпуса типа "кокон", такой корпус у РДТТ на рис.2. Предел прочности материала обечайки в этом случае меньше, чем при продольно-поперечной намотке ($\sigma_B \approx 850 \text{ МПа}$), но весовой выигрыш может быть достигнут за счет наличия днищ.

При сравнении обечаек из стеклопластика и высокопрочной стали можно отметить, что по удельной прочности первые в ~ 2 раза превосходят обечайки из стали, а по удельной жесткости в $\sim 1,3$ раза уступают им.

Одним из недостатков КМ с волокнистой структурой является то, что они плохо сопротивляются напряжениям сдвига. Поэтому нарезать резьбу (особенно треугольную) на деталях из КМ нецелесообразно. Для присоединения съемного днища, заглушек и прочих крепежных деталей в процессе намотки в обечайку закладывают металлические элементы.

В связи с трудностью контроля изготовленных стеклопластиковых конструкций особое значение имеет отработка технологии изготовления, тщательный контроль исходных материалов и режимов технологического процесса.

В настоящее время освоено изготовление стеклопластиковых корпусов относительно небольших размеров.

Днища корпусов.

Днища корпуса РДТТ обычно выполняют сферическими, торосферическими или эллиптическими. При выборе формы днища руководствуются следующими требованиями:

- 1) днище должно быть наименьшей массы при достаточно большом объеме;
- 2) днище должно обеспечивать наилучшую компоновку с соседним отсеком;
- 3) форма днища должна приводить к возможно меньшей концентрации напряжений в зоне стыка с обечайкой;
- 4) форма днища должна быть простой для изготовления.

Лекция 16

5.3. Прочность корпусов

5.3.1. Прочность обечаек корпусов.

При расчете обечайка рассматривается как тонкостенная цилиндрическая оболочка, нагруженная внутренним давлением p_p и осевой силой N_x . В большинстве случаев для расчета обечайки с достаточной точностью можно применить безмоментную теорию оболочек. При этом не учитываются напряжения, возникающие в стенке вследствие неравномерного нагрева оболочки по длине и толщине. Необходимо отметить, что хотя тепловые потоки в стенку и увеличиваются по направлению от переднего днища к заднему, соответствующее увеличение толщины теплозащиты приводит к выравниванию температуры по длине.

По безмоментной теории оболочек в обечайке возникают постоянные по толщине стенки напряжения:

$$\begin{array}{l} \text{меридиональные} \\ \text{тангенциальные} \end{array} \quad \begin{array}{l} \sigma_x = \frac{N_x}{2\pi Rh} \\ \sigma_y = \frac{p_p R}{h} \end{array} \quad (2)$$

Здесь R — радиус обечайки (предполагается, что радиусы внутренней и наружной поверхности отличаются мало и равны R);

h — толщина стенки обечайки.

Величина осевой силы в любом сечении обечайки находится из уравнения равновесия осевых сил. К моменту выгорания заряда распределение осевых сил по длине обечайки зависит только от расположения узлов крепления двигателя. При последовательном расположении ступеней ракеты узлы крепления двигателя размещаются обычно на переднем днище (рис. 5.4, а). В этом случае к окончанию работы двигателя в любом сечении $N_x = p_p \pi R^2 - P$, где P — сила тяги двигателя.

При параллельном или пакетном расположении ступеней ракеты и в стартовых ускорителях узлы крепления устанавливаются обычно в двух сечениях на боковой поверхности обечайки (рис. 5.4, б). Для расчета осевой силы в этом случае можно

принять следующие допущения [2]:

1. Расчетное сечение удалено от узлов крепления на расстояние большее, чем зона распространения местного изгиба.
2. Действием изгибающего момента, создаваемого силами реакций в опорах, можно пренебречь.

Эти допущения позволяют заменить действие сил реакции в опорах действием равномерно распределенных нагрузок q_1 и q_2 , направленных вдоль образующей обечайки, так что

$$P_1 = 2\pi Rq_1, P_2 = 2\pi Rq_2$$

В первом приближении можно принять $P_1 = P_2 = \frac{1}{2}P$.

Наибольшая осевая сила у переднего днища

$$N_x = p_p \pi R^2.$$

На рис.5.4,в, г приведены эпюры осевых сил для обоих случаев (растягивающие силы считаются положительными, а сжимающие — отрицательными).

При расчете осевых сил для начального периода работы двигателя может оказаться необходимым учитывать осевую силу, передаваемую на корпус двигателя топливным зарядом. Величина этой силы зависит от способа крепления заряда в камере и уменьшается по мере его выгорания. Например, при вкладном заряде в полете во время работы двигателя на сопловую решетку действует сила

$$P_{д} = (p_{k1} - p_{k2}) \cdot F_{3\tau} + m_{\tau} j, \quad (3)$$

где p_{k1} — давление газа у переднего торца заряда;

p_{k2} — давление газа у заднего торца;

$F_{3\tau}$ — текущее значение площади торца;

m_{τ} — текущее значение массы заряда;

j — продольное ускорение ракеты.

Через решетку эта сила передается обечайке и в сечении $d - d$ уменьшает

растягивающую осевую силу (рис.5.4,в).

Как видно, во всех случаях максимальная осевая сила не превосходит $p_p \pi R^2$.

Таким образом, используя выражения (2), можно определить σ_x и σ_y и найти эквивалентные напряжения

$$\sigma_3 = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y} .$$

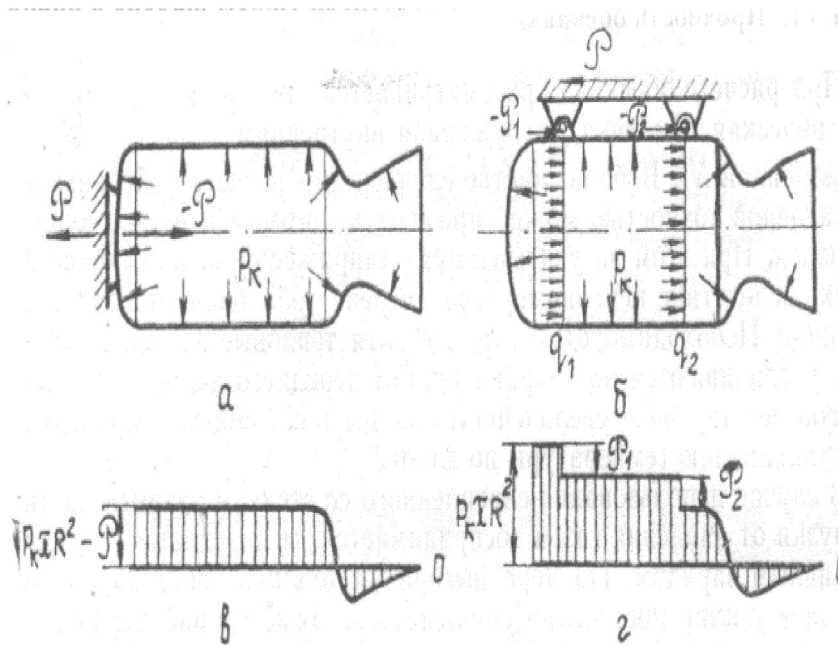


Рис. 5.4.

Запас прочности обечайки камеры РДТТ оценивается по пределу прочности

$$n_T = \frac{\sigma_B}{\sigma_3}$$

и должен быть равен 1,5-1,8 [8]. Значение σ_B берется для материала стенки в рассматриваемом сечении при средней по толщине температуре, которая достигается в процессе работы двигателя.

5.3.2. Прочность днищ.

В большинстве случаев днища корпуса могут рассматриваться как тонкостенные оболочки, и для их расчета используется безмоментная теория оболочек. Сферическое днище, представляющее собой сегмент сферы (рис. 24), получило широкое распространение ввиду простоты изготовления. Основным

недостатком его является значительная концентрация напряжений в месте стыка дна с обечайкой и необходимость постановки в этом месте переходного кольца.

Под действием внутреннего давления в сферическом днище возникают равные меридиональные и окружные напряжения:

$$\sigma_x = \sigma_y = \frac{p_p R_{\text{сф}}}{2h}, \quad (4)$$

где $R_{\text{сф}}$ и h — радиус и толщина стенки днища.

На величину массы днища и напряженное состояние в месте стыка с обечайкой значительное влияние оказывает вылет днища b и его относительная величина $\xi = b/R$.

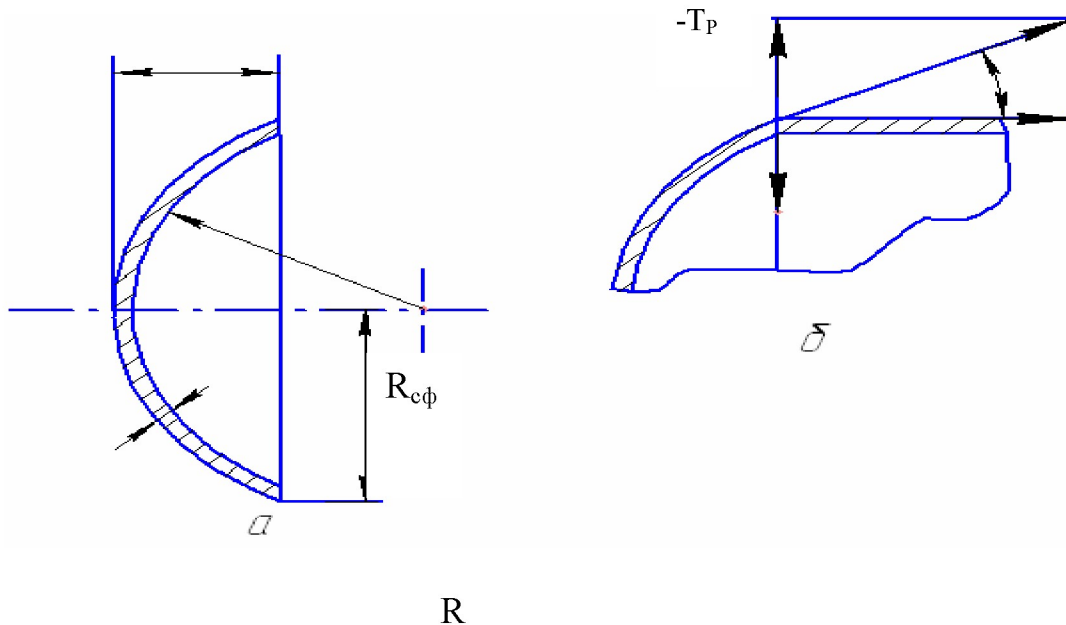


Рис. 5.5. Сферическое днище

Из геометрических соотношений можно получить

$$R_{\text{сф}} = \frac{R(1 + \xi^2)}{2\xi} h$$

Подставляя это значение в (4), находим напряжение в стенке днища

$$\sigma_{\text{дн}} = \frac{p_p R(1 + \xi^2)}{4h\xi}$$

и запас прочности днища

$$n_{\text{дн}} = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{дн}}} . \quad (2)$$

Величину его можно принимать равной значению $n_{\text{в}}$ для обечайки (1,35–1,5 [11]).

По кромке сферического днища действует меридиональное усилие T (рис.5.4, б), величина которого также зависит от ζ ; и определяется выражением

$$T = \frac{p_{\text{р}} R (1 + \zeta^2)}{4\zeta}$$

Для восприятия радиальной составляющей этого усилия $T_{\text{р}} = T \sin\psi$ в конце обечайки приваривают переходное кольцо 1, масса которого увеличивает массу конструкции. Вследствие большой разницы в жесткости этого кольца и днища в месте сопряжения возникает концентрация напряжений. Поэтому стремятся увеличить ζ . При $\zeta = 1$ получается полусферическое днище, у которого $T_{\text{р}} = 0$ (угол $\psi = 0$), и отпадает необходимость в переходном кольце. При равенстве толщин обечайки и днища отсутствует концентрация напряжений. Однако при этом днище получается перетяженным, так как напряжения в нем меньше, чем в обечайке. Полусферическое днище имеет большую поверхность и часто его применение невозможно по условиям компоновки.

При $\zeta < 1$ вследствие уменьшения площади поверхности днища его масса становится меньше, даже несмотря на некоторое увеличение толщины стенки. Минимальная масса днища получается при $\zeta = 0,58$.

Выбор значения ζ производится из условия минимума массы днища и возможностей компоновки корпуса на летательном аппарате. Конструкция сопряжений обечайки и сферического днища показана на рис. 25. Скругление радиусом r необходимо для снижения концентрации напряжений. При увеличении радиуса r получается торосферическое днище (рис. 3, а), которое образовано сопряжением тора радиусом $R_{\text{т}}$ и сферической чаши, имеющей радиус $R_{\text{сф}}$. В этом случае концентрация напряжений в зоне соединения днища с обечайкой отсутствует, и это место можно выполнить без усиления. Однако концентрация напряжений появляется в месте сопряжения тора и сферы (точка А на рис. 38, а) вследствие изменения там радиусов кривизны поверхности. Если днище сделано из

достаточно пластичного материала, эта концентрация напряжений не представляет опасности, так как ослабляется благодаря местным пластическим деформациям. При использовании высокопрочных и малопластичных материалов концентрацию напряжений необходимо учитывать.

Расчетное напряжение для торосферического днища с постоянной по контуру толщиной можно определить по формуле [11]

$$\sigma_{\text{дн}} = \left(\frac{3}{4} + \sqrt{\frac{R_{\text{сф}}}{2R_{\text{г}}}} \right) \frac{p_{\text{р}} R_{\text{сф}}}{2h}.$$

Значения $R_{\text{сф}}$ и $R_{\text{г}}$ подбираются таким образом, чтобы получить минимальную массу днища. Запас прочности определяется выражением (4.10).

Эллиптическое днище представляет собой полуэллипсоид вращения. Главные радиусы кривизны у него меняются непрерывно вдоль поверхности и нет такой концентрации напряжений, как у торосферического днища. Однако при $\xi < 0,707$ окружные напряжения на периферии эллиптического днища становятся отрицательными (рис. 37, б). Так как в обечайке окружные напряжения всегда положительны, то в месте их сопряжения возникают значительные изгибающие моменты. Поэтому это место приходится усиливать переходным кольцом или утолщением кромки днища. Уменьшить изгибающие моменты на кромке можно увеличением ξ .

Расчетное напряжение для эллиптического днища можно найти с помощью зависимости

$$\sigma_{\text{дн}} = \frac{1 + 2\xi^2}{6\xi^2} \frac{p_{\text{р}} R}{h}.$$

Минимальная масса днища с учетом слоя теплоизоляции и необходимости усиления кромки получается при $\xi = 0,4—0,7$. Запас прочности находится по (4).

Преимущества эллиптического днища по сравнению с торосферическим незначительны, к тому же оно сложнее в изготовлении и применяется реже. С целью снижения массы конструкции и устранения зон концентрации напряжений разработаны и применяются более сложные формы днищ (днища Бицено и днища Кассини [11,5]).

Лекция 17

5.4. Конструкция соплового блока

Конструктивно сопловой блок состоит из одного или нескольких сопел. Применение многосоплового блока (обычно из четырех сопел) вызвано стремлением уменьшить длину сопел и их массу. Кроме того, в этом случае для управления ракетой достаточно качания сопел только в одной плоскости и не нужны дополнительные устройства для управления по крену. Однако в многосопловом блоке потери скорости газового потока больше, а удельный импульс тяги меньше, чем в односопловом.

Для уменьшения длины камеры и длин переходных отсеков многоступенчатой ракеты применяются утопленные сопла. Глубина погружения сопел в камеру для крупногабаритных двигателей составляет до 50% длины сопла [15].

Сопловой блок является самым напряженным в тепловом отношении узлом РДТТ. Кроме того, внутренняя поверхность сопла подвержена сильной эрозии, особенно при использовании топлив с добавками порошков металлов (алюминия, бериллия и других). Продукты сгорания таких топлив содержат твердые частицы металлов, которые оказывают абразивное воздействие.

В общем случае сопло состоит из несущей конструкции и теплозащиты. Несущая конструкция обеспечивает целостность сопла, воспринимает все виды нагрузок и передает их равнодействующую на корпус камеры двигателя.

Сопловой блок через несущую конструкцию крепится к корпусу камеры двигателя при помощи сварки, резьбового, фланцевого соединения или другими способами.

В связи с наличием теплозащиты доля соплового блока в общей массе конструкции РДТТ весьма значительна и составляет 30-50% [4]. Поэтому при проектировании сопел много внимания уделяется снижению их массы. Для достижения этого сверхзвуковую часть сопел стремятся сделать по возможности более короткой путем уменьшения степени расширения и применения профилировки.

В зависимости от конструктивных различий можно выделить следующие основные типы сопел: неподвижные, качающиеся и поворотные, а также

регулируемые.

5.4.1. Неподвижные сопла и подвижные сопла

Неподвижные сопла могут быть простыми и составными.

Простые сопла изготавливаются целиком из одного материала. Такие сопла применяются при малом времени работы двигателя. Металлические простые сопла выполняются точеными и сварными (рис.5.5). Теплозащита их обеспечивается емкостным охлаждением, поэтому они достаточно массивны. В критической части сопла делается цилиндрическая проточка для уменьшения эрозионного разрушения. Длина проточки 3-5 мм. Сопла из пластиков обычно выполняются прессованием. Теплозащита их обеспечивается образованием во время работы двигателя обугленного слоя.

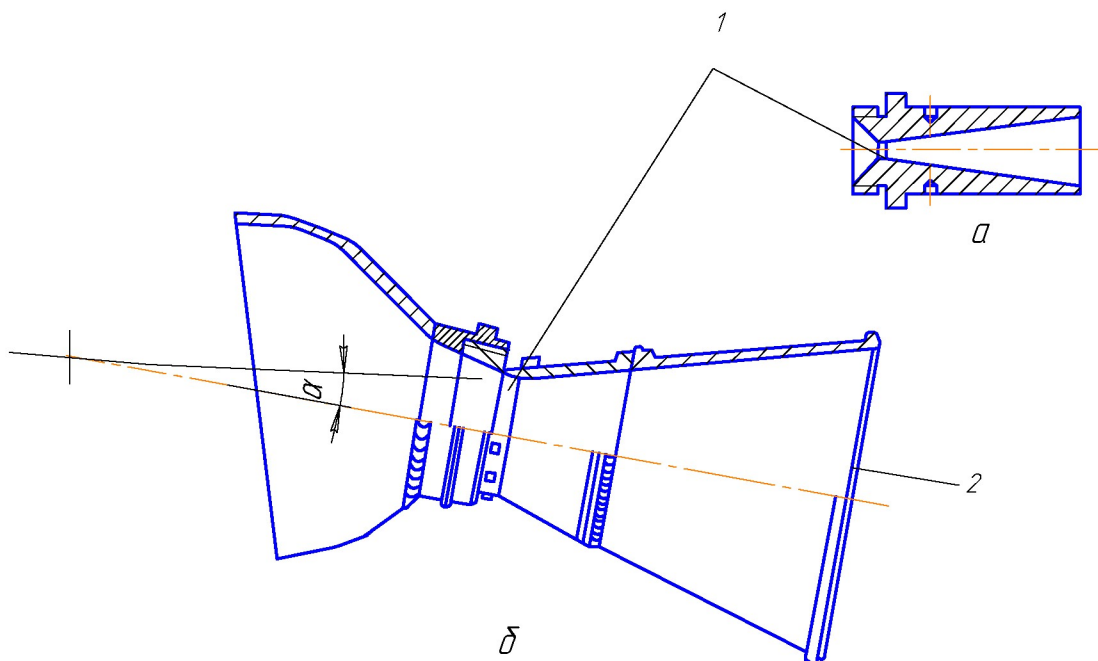


Рис. 5.5. Простые сопла РДТТ: а – точеное, б – сварное, установленное под углом к оси двигателя: 1 – цилиндрическая проточка; 2 – заглушка

Составные сопла имеют металлическую и стеклопластиковую несущую конструкцию и местную или общую теплозащиту. Эти сопла могут работать более длительное время, чем простые. Конструкция составных сопел приведена на рис. 5.9.

Качающиеся и поворотные сопла. Качающиеся и поворотные сопла являются управляющими и позволяют отклонять поток газов в одной плоскости или в любом

направлении. В качающихся соплах отклоняется сверхзвуковая часть сопла, а в поворотных – все сопло целиком. Для этого в зоне критического сечения или в конце камеры сгорания должно устанавливаться шарнирное соединение.

Требование к этому соединению заключается в обеспечении малого момента трения и надежной герметичности.

Более широкое распространение получили качающиеся сопла, в которых шарнирное соединение меньших размеров и меньше масса подвижной части сопла. Однако в этом случае соединение находится в зоне максимальных тепловых потоков. Возникают большие термические деформации сочлененных деталей. При работе в месте соединения неподвижной и подвижной частей сопла возникают возмущения газового потока, которые способствуют эрозии критического сечения.

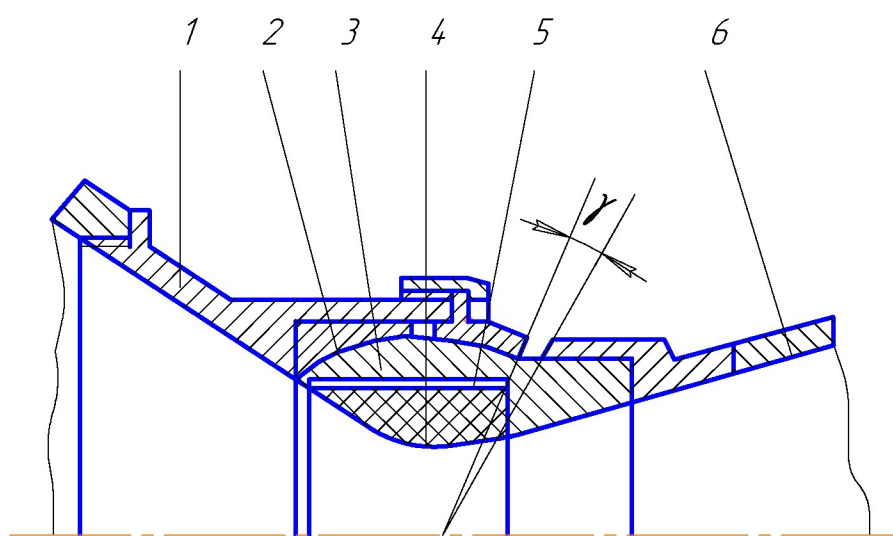


Рис. 5.7. Качающееся сопло со сферическим шарниром: 1 – основание сопла; 2 – подпятник; 3 – сферический наконечник; 4 – вкладыш; 5 – теплоизолирующий слой; 6 – сверхзвуковая часть сопла

Простейшее шарнирное соединение (рис.5.7) обеспечивает отклонение сверхзвуковой части сопла в любом направлении на угол γ . Однако сила тяги от сверхзвуковой части сопла передается через трущиеся поверхности, что приводит к увеличению момента трения в соединении. Для снижения трения поверхность шарнира покрывают графитовой смазкой. Тем не менее, при прогреве и охлаждении конструкции возможно заклинивание соединения.

Для устранения этого недостатка были разработаны конструкции, в которых функции шарнира и уплотнений разделены. Зазор между подвижной и непод-

вижной частями сопла может быть достаточно большим. Этот зазор может быть уплотнен сильфоном или другим способом.

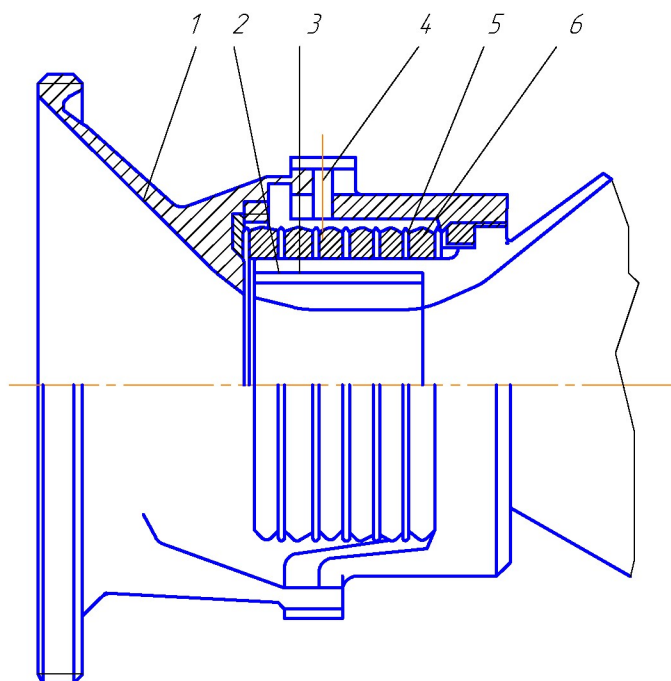


Рис.5.8. Качающееся сопло с простым шарниром и сильфонным уплотнением: 1 – основание сопла; 2 – наконечник сопла; 3 – вкладыш; 4 – ось; 5 – сильфон; 6 – защитные кольца

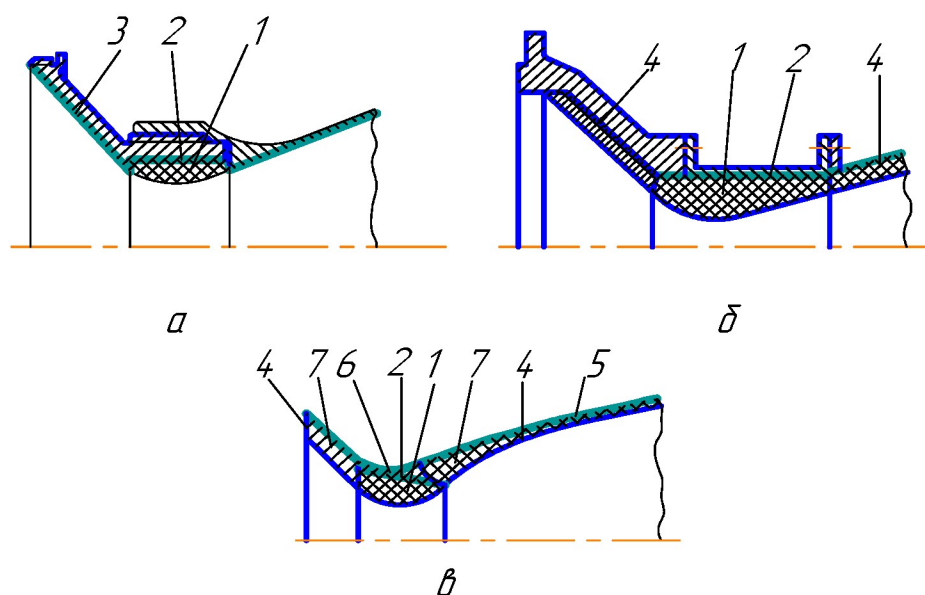
В поворотных соплах исключается эрозия материала в месте соединения подвижной части сопла с неподвижной. Однако остается проблема подвижного герметичного соединения сопла с корпусом камеры.

5.4.2. Теплозащита сопловых блоков

С увеличением времени работы двигателя свыше 5с емкостного охлаждения сопла становится недостаточно. В дополнение к нему приходится применять другие более эффективные способы теплозащиты. При этом сопло усложняется и становится составным.

В особо тяжелых условиях находится зона критического сечения, где величина тепловых потоков в стенку максимальна. В то же время увеличение площади критического сечения за время работы двигателя в большинстве случаев допускается не более 5%. Поэтому в первую очередь возникает необходимость усиленной теплозащиты этой зоны. Такая местная

теплозащита выполняется обычно в виде вкладышей из тугоплавкого материала, которые устанавливаются в проточки сопла. Так как вкладыш за время работы двигателя может разогреться до весьма высокой температуры, между ним и конструкцией сопла прокладывают слой теплоизоляции.



. Рис. 5.9. Составные сопла: *а* – с металлической несущей конструкцией и теплоизоляционным покрытием; *б* – то же, с абляционным покрытием; *в* – со стеклопластиковой несущей конструкцией и абляционным покрытием: 1- вкладыш; 2 – теплоизоляция вкладыша; 3 – теплоизоляционное покрытие; 5 – абляционное покрытие; 6 – металлическая закладная деталь; 7 – направление слоев покрытия

Сопловые вкладыши работают в исключительно тяжелых условиях. Они подвержены эрозии под действием высокотемпературного потока газов, несущего твердые частицы.

Из механических нагрузок наибольшее влияние на их работоспособность оказывают термические напряжения, которые могут вызвать растрескивание и разрушение вкладышей. Для снижения термических напряжений необходимо назначать зазоры между вкладышем и конструкцией с учетом термического расширения деталей

Эти зазоры часто заполняют упругим материалом, одновременно выполняющим роль теплоизоляции. Особый случай нагружения, характерный

для вкладышей из материалов с низкой теплопроводностью, называется тепловым ударом. При запуске двигателя поверхностные слои вкладыша быстро нагреваются до высокой температуры, в результате чего могут возникнуть такие термические напряжения, что вкладыш разрушается.

Материалы, используемые для изготовления вкладышей, можно разделить на две группы: различные формы графита и жаропрочные материалы.

Графит работоспособен до температур, близких к температуре сублимации (3770 К). Однако при высоких температурах резко увеличивается его эрозия, а графитовые вкладыши крупногабаритных сопел могут разрушаться и от термических напряжений. Во избежание этого к механическим свойствам графита, идущего на изготовление вкладышей, предъявляются высокие требования. К недостаткам графита как теплоизоляционного материала также относится его относительно высокая теплопроводность ($\lambda \approx 186 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{град})$ или $0,045 \text{ ккал}/(\text{м}\cdot\text{с}\cdot\text{град})$), вследствие чего возможен значительный разогрев несущей конструкции.

Повышение эрозионной стойкости графита достигается введением в его структуру кремния, в результате чего получается силицированный графит. В настоящее время вкладыши сопел изготавливают, в основном, из такого графита [17].

Для изготовления вкладышей высоконапряженных сопел применяют также пиролитический графит, отличающийся ориентированным направлением кристаллов. В направлении ориентации теплопроводность материала в 50-1000 раз выше, а коэффициент линейного расширения несколько ниже, чем в поперечном. По сравнению с обычным графитом этот материал обладает большим пределом прочности и большей стойкостью к эрозии. При изготовлении вкладыша структура пирографита обычно ориентируется таким образом, чтобы наименьшая теплопроводность была в направлении, перпендикулярном к оси сопла. Вследствие низкой теплопроводности в этом направлении по толщине вкладыша возникает высокий градиент температуры (до 700-800 К на 1 мм толщины). Температура конструкции снижается и ее можно делать из более легкого, но нетермостойкого материала (пластмассы,

алюминия). Однако преимущества пирогرافита сохраняются только до температуры поверхности вкладыша 3150 К [15]. При более высоких температурах эрозия его такая же, как и у обычного графита. В настоящее время размеры деталей из пирогرافита ограничены возможностями технологии производства.

Из жаропрочных металлов для вкладышей сопл применяют вольфрам и молибден. Температура плавления вольфрама 3640К, а допустимая температура стенки вкладыша 3480 К. При этой температуре вольфрам имеет преимущества перед графитом, так как более стоек к тепловому удару и эрозии. При более высоких температурах стенки приходится применять все-таки графит. Температура плавления молибдена ниже, чем у вольфрама, и для изготовления вкладышей он может применяться только в случае топлив с низкой температурой горения. Однако молибден, а также тантал часто используются для изготовления менее теплонапряженных элементов сопл.

В случае значительного времени работы двигателя, помимо защиты критического сечения, необходима общая теплозащита сопла. Примеры таких конструкций показаны на рис.5.9. В конструкции на рис.5.9 , а общая теплозащита обеспечивается теплоизолирующим покрытием. В связи с тем, что допуск на изменение геометрии докритической и закритической частей сопла больше, чем критического сечения, для теплозащиты этих участков широко применяются аблирующие покрытия (рис. 5.9, б, в). Выполняются они из асбестовых и кварцевых тканей, пропитанных фенольными смолами. Теплозащитное покрытие изготавливается отдельно намоткой ленты на болванку и затем крепится к несущей конструкции.

С увеличением времени работы и параметров рабочего процесса в камере обостряется проблема теплозащиты сопл РДТТ, особенно в месте критического сечения. Поэтому в настоящее время ведутся работы по созданию охлаждаемых вкладышей и сопл. Применение проточного охлаждения в РДТТ приводит к заметному увеличению массы конструкции. Более приемлемы в этом отношении различные виды внутреннего охлаждения.

Лекция 18

5.5. Прочность топливных зарядов

Твердые ракетные топлива представляют собой полимеры, для которых характерна сильная зависимость механических свойств от температуры, скорости и времени нагружения. Полимеры могут находиться в трех состояниях: стеклообразном, высокоэластичном и вязко-текучем. Нитроцеллюлозные топлива при эксплуатационных температурах находятся обычно в стеклообразном состоянии. Они имеют относительно высокий модуль упругости и малую величину предельной деформации. При отрицательных температурах они становятся хрупкими. В расчетах нитроцеллюлозное топливо можно рассматривать как упругий и изотропный материал.

Смесевое топливо представляет собой полимер, в котором частицы окислителя играют роль наполнителя. Механические свойства смесевого топлива в основном определяются физическими свойствами горючего - связующего, в качестве которого часто используются высокоэластичные материалы. Поэтому в большинстве случаев смесевые топлива в эксплуатационном диапазоне температур также находятся в высокоэластичном состоянии и должны рассматриваться как вязко-упругая среда, обладающая реологическими свойствами (зависимостью механических свойств от времени). Для этих топлив свойственна ползучесть и релаксация напряжений.

Физико-механические свойства некоторых твердых ракетных топлив приведены в литературе. Ориентировочные механические характеристики твердых ракетных топлив приведены в следующей таблице

Материал	Предел прочности на разрыв, МПа	Стандартный модуль упругости, Мпа	Коэффициент линейного расширения
Нитроцеллюлозное топливо	20°C 10...20	20	$150 \cdot 10^{-6}$
	60°C 6...10	5	
Смесевое топливо	20°C 2...3	10	$100 \cdot 10^{-6}$
Сталь Ст45	600	210000	$10 \cdot 10^{-6}$

Для сравнения в таблице приведены механические характеристики стали.

Как видно, механические свойства ГРТ весьма низкие, поэтому даже небольшие нагрузки могут разрушить заряд, вызвать образование трещин, что приводит к взрыву двигателя.

5.5.1. Прочность вкладного заряда

Вкладной заряд находится в условиях всестороннего сжатия давлением продуктов сгорания. Такое нагружение не является опасным для заряда. Во время полета на заряд также действуют силы инерции, а при работе двигателя давление у заднего торца вследствие потерь в каналах заряда может быть меньше давления у переднего торца (рис.5. 10). Возникающее при этом осевое усилие определяется выражением:

$$P = m_3 j + (p_1 - p_2) F_3, \quad (1)$$

где m_3 – масса заряда; j – ускорение ракеты; p_1 – давление газа у переднего торца заряда; p_2 – давление у заднего торца; F_3 – площадь заднего торца заряда.

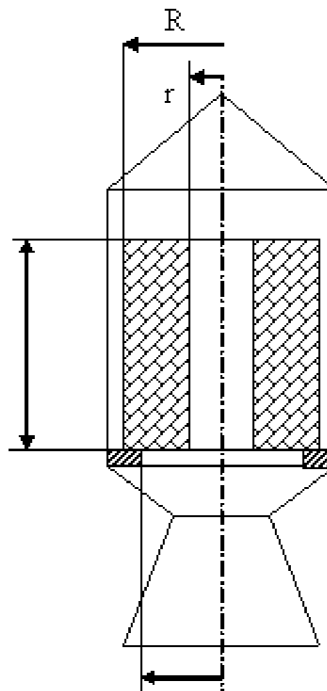


Рис. 5.10 . Расчетная схема при расчете на прочность вкладного заряда

Это усилие прижимает заряд к сопловой решетке и может вызвать значительные контактные напряжения.

Если напряжения превысят предел прочности материала топлива, то возможно разрушение или смятие заряда. Опасность возрастает при повышении начальной температуры заряда, которое приводит к размягчению твердого топлива. Поэтому в поперечном расчете определяются напряжения смятия на заднем торце заряда:

$$\sigma_{\text{см}} = \frac{P_{\text{д}}}{F_{\text{оп}}}$$

где $F_{\text{оп}}$ — площадь опорной поверхности торцевой части заряда.

Необходимо, чтобы $\sigma_{\text{см}} \leq [\sigma_{\text{см}}]$, где $[\sigma_{\text{см}}]$ — допускаемое напряжение шашки твердого топлива на смятие при температуре заряда $+50^{\circ}\text{C}$.

Такой расчет проводят для случая запуска ракеты, при котором $m_3, j, p_1 - p_2$ имеют максимальное значение.

Возможны и другие расчетные случаи вкладного заряда, например, проверка условия сохранения продольной устойчивости шашек под действием осевых сил или определение степени перекрытия каналов для прохода газа вследствие смятия торца шашек [2].

5.5.2. Прочность скреплённых зарядов

Для изготовления скрепленных зарядов обычно используются смесевые топлива, и при их расчете необходимо учитывать временной фактор. Методики подобных расчетов приведены в литературе; они весьма сложны и в большинстве случаев выполняются с помощью ЭВМ. Однако при начальном проектировании бывает достаточным рассмотрение только упругих деформаций заряда. Одним из основных расчетных случаев является нагружение заряда давлением продуктов сгорания по поверхности канала (рис. 5.11).

В результате этого заряд растягивается в окружном направлении, но жесткие стенки камеры сгорания ограничивают эти деформации. Для определения напряжений и деформаций заряда используется решение задачи Ляме для толстостенного полого цилиндра. При рассмотрении можно принять, что стенка камеры сгорания абсолютно жесткая, так как модуль упругости материала стенки на несколько порядков больше, чем у заряда. В поперечных сечениях заряда возникают сжимающие радиальные напряжения σ_r и растягивающие окружные напряжения σ_y , которые и являются опасными.

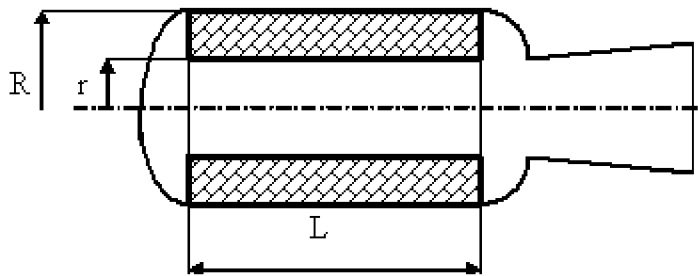


Рис. 5. 11. Расчетная схема скреплённого заряда

Наибольшей величины окружные напряжения достигают на поверхности канала. В случае цилиндрического канала они равны

$$\sigma_y = \frac{1 - m^2 - 2\mu_t}{1 + m^2 - 2\mu_t} p_p, \quad (2)$$

где $m = r/R$, а r и R —соответственно радиусы канала и наружной поверхности заряда; μ_t —коэффициент Пуассона топлива, p_p —расчетное давление газа.

На наружной поверхности заряда радиальные напряжения равны давлению заряда на стенку корпуса, взятому с обратным знаком:

$$\sigma_r = \frac{2m^2(1 - \mu_t)}{1 + m^2 - 2\mu_t} p_p.$$

Отсюда видно, что в начале работы двигателя $p_{ст} < p_p$. По мере выгорания заряда растет m и увеличивается давление $p_{ст}$. В конце работы двигателя при $m = 1$ на стенку действует давление $p_{ст} = p_p$. Поэтому считается, что наличие заряда не повышает прочность стенки, но защищает её от нагрева.

Для целостности заряда необходимо, чтобы деформация растяжения ε_y на поверхности канала не превышала допустимого значения:

$$\xi_y = \frac{(1 - m^2)(1 + \mu_t)(1 - 2\mu_t)}{(1 + m^2 - 2\mu_t)E_t} p_p \leq [\xi_y]$$

где E_t —модуль упругости топлива (работа двигателя не продолжительна, поэтому может использоваться стандартное значение модуля упругости).

Из последнего выражения определяется минимально допустимое значение m . Для современных топлив $[\varepsilon_y] = 15...20\%$, допустимое $m = 0,4—0,5$.

На величину напряжений в заряде большое влияние оказывает коэффициент Пуассона, величина которого для смесевых топлив $0,35—0,5$. Резиноподобные топлива ($\mu_T = 0,5$) передают давление как жидкость. При этом везде $\sigma_r = \sigma_y = -p_p$.

Другим расчетным случаем является проверка прочности склейки заряда и стенки корпуса. При охлаждении камеры сжатие корпуса обычно существенно меньше, чем заряда, и он стремится оторваться от стенки. Возникающее при этом радиальное напряжение в склеивающем слое

$$\sigma_r = \frac{(t_0 - t)(\alpha_T - \alpha_M)(1 - m^2)E_T}{1 + m^2 - 2\mu_T},$$

где t_0 —начальная температура заряда и корпуса;

t —температура после охлаждения;

$(\alpha_T - \alpha_M)$ —коэффициенты линейного расширения топлива и корпуса соответственно.

Наибольшей величины разность $t_0 - t$ достигает при остывании заряда после заливки его в камеру.

Возможны также расчетные случаи, относящиеся к наземной эксплуатации. Основной из них - определение деформации заряда под действием силы веса вследствие ползучести топлива. Величина ее не должна выходить за допустимые пределы.

Проектирование РДТТ не ограничивается рассмотренными выше расчетами. Уже на этапе эскизного проектирования проводятся анализ технологичности элементов конструкции и прогнозирование себестоимости их производства, делается оценка их надежности. Только с учетом таких оценок возможен обоснованный выбор конструктивных решений и снижение затрат при отработке двигателя.

Библиографический список

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов.- 2-е изд., перераб. и доп.
/ Под ред. Д.А.Ягодникова.- М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2006. – 488 с.:ил.
2. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учебник для студентов вузов по специальности "Авиационные двигатели и энергетические установки" / Г.Г. Гахун, В.И.Баулин, В.А.Володин и др.; Под общ. ред. Г.Г. Гахуна. -Машиностроение,1989. - 424с.
3. Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов: Учеб.пособие / Д.Ф.Пичугин; Куйбыш. авиац. ин-т, Куйбышев, 1990,224с.
- 4.Конструкция и проектирование агрегатов двигателей летательных аппаратов: Учеб.пособие /Д.Ф.Пичугин, Куйбыш. авиац. ин-т, Куйбышев, 1989,244с.
5. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями /В.Н.Челомей, Д.А.Полухин, Н.Н.Миркин и др.; Под ред. акад. В.Н.Челомея – Машиностроение, 1978. – 240с.
6. Эдельман А.И. Топливные клапаны жидкостных ракетных двигателей. - Машиностроение, 1970, -244с
7. Борисов В.А.Основы конструирования ракетных двигателей: учеб.пособие. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 98с.:ил.
8. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов.- Машиностроение, 1987. – 328с.
9. Борисов В.А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учеб. пос. – Куйбышев: Изд-во КуАи,1982, - 72с.
10. Авиационные, ракетные, морские и промышленные двигатели. 1944-2000: Справ. – М.: АКС-Конверсалт, 2000.

Информация по ракетным двигателям в сети Интернет

- 1.Новости космонавтики.- [http:// www.novosti-kosmonavtiki.ru](http://www.novosti-kosmonavtiki.ru)
2. НПО "Энергомаш" им.акад. С.П.Глушко.- <http://www.npoenergomash.ru>

