

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

**ЭНЕРГЕТИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ:  
РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ**

**САМАРА 2016**

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

**ЭНЕРГЕТИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ:  
РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ**

Составители: Ю.Л. Ковылов,  
С.В.Крашенинников

САМАРА  
Издательство Самарского университета  
2016

УДК 621.432

Составители: Ю.Л. Ковылов, С.В.Крашенинников

Рецензент: доцент, к.т.н. Радько В.М.

Энергетика летательных аппаратов: ракетные двигатели: методические указания для практических работ / Ю.Л. Ковылов, С.В.Крашенинников – Самара: Изд-во Самарского университета, 2016. -30 с.

Приводится описание и схемы ракетных двигателей твердого топлива, ракетного двигателя с вытеснительной СТП, рассматриваются вопросы устройства и принципа действия основных узлов ЖРД с насосной схемой топливоподачи. Методические указания предназначены для практических работ студентов направления 240502.65 Проектирование двигателей и энергетических установок, дисциплина Энергетика двигателей летательных аппаратов.

Подготовлено на кафедре теплотехники и тепловых двигателей.

УДК 621.432

© Самарский университет, 2016

## ОГЛАВЛЕНИЕ

1. Классификация РкД. Обзор основных типов и схем.....	5
2. Ракетный двигатель твёрдого топлива.....	9
3. ЖРД с вытеснительной СТП.....	13
3. Камера сгорания (КС) .....	16
3.1 Турбо-насосный агрегат .....	17
4. Устройство и принцип действия основных узлов ЖРД с насосной системой топливоподачи. ....	22
4.1.Газогенератор.....	22
5. Контрольные вопросы .....	26

# 1. Классификация РкД. Обзор основных типов и схем

## 1. Постановка задачи

Признаки, по которым может быть построена классификация РкД, достаточно многообразны. В курсе «Двигатели ЛА» в качестве основного выбрана топливная экономичность, т.е. эффективность использования запасов энергии и рабочего тела на борту ЛА для создания двигателем силы тяги -  $P$ .

Как известно, экономичность РкД оценивается по величине удельного импульса -  $I_y$ , который на расчётном режиме работы двигателя совпадает со скоростью истечения газов из сопла

$$I_y = w_a \quad (1)$$

Чтобы получить связь  $I_y$  с основными влияющими факторами, следует записать выражение для скорости истечения газа при его расширении из камеры сгорания (КС) двигателя, где они имеют параметры  $P^*_k$  и  $T^*_k$ , до среза сопла, где давление в струе становится равным давлению окружающей среды  $P_a = P_n$

$$w_a = \sqrt{\frac{2n}{n-1} (RT^*_k) \left[ 1 - \left( \frac{P_a}{P^*_k} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}$$

Из этой формулы следует, что в наибольшей степени на величину  $w_a$ , следовательно и на  $I_y$ , влияют :

род применяемого топлива, который определяет величину работоспособности продуктов сгорания -  $(RT^*_k)$  ;

давление в камере сгорания -  $P^*_k$ , величина которого определяется конструкцией КС и мощностью системы топливоподачи; степень расширения газа -  $P^*/P_a$  - в канале сопла двигателя, величина которой при известном  $P^*_k$  зависит от расчётной высоты применения данного двигателя.

Последний влияющий фактор накладывает отпечаток лишь на размеры и конфигурацию сверхзвуковой части сопла, поэтому далее его рассматривать не предполагается. Предельно возможная мощность системы топливоподачи зависит от принципа действия, заложенного в её конструкцию и особенностей структурной схемы, поэтому этот фактор может быть принят за признак классификации РкД. То же можно сказать и о первом из перечисленных факторов (род топлива).

В целом любой ракетный двигатель должен в своём составе иметь три основных блока (рис. 1):

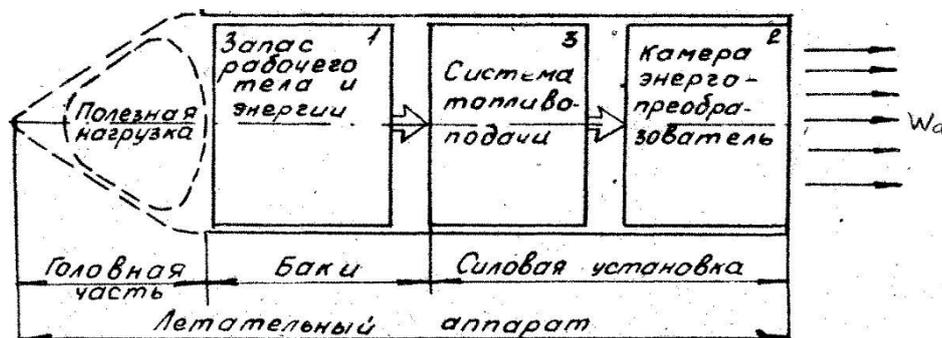


Рисунок 1 – Устройство ракетного двигателя

1. Запас рабочего тела, который в химических РкД одновременно является и источником энергии для работы двигателя.

2. Камеру-энергопреобразователь, где химическая энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию потока газов, вытекающих из РкД.

3. Систему топливоподачи (СТП). Эта вспомогательная система предназначена для транспортировки рабочего тела из блока 1 в камеру-энергопреобразователь.

Вместе с полезной нагрузкой и системой управления перечисленные блоки составляют летательный аппарат (ЛА) в целом. Если ракета работает на жидком топливе, то конструктивно к силовой установке обычно относят только камеру-энергопреобразователь и СТП, а блок с запасом топлива вместе с приборным отсеком и полезной нагрузкой входят в состав ЛА.

Рассмотрим далее основные типы РкД (рис. 2), которые делятся по фазовому состоянию применяемого топлива на ракетные двигатели твёрдого топлива (РДТТ)

и жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). В свою очередь ЖРД по типу СТП делятся на ЖРД с вытеснительной системой и ЖРД с насосной системой топливоподачи. Перечисленная последовательность типов двигателей в общем совпадает с последовательностью возрастания экономичности РкД и увеличения их конструктивной сложности.

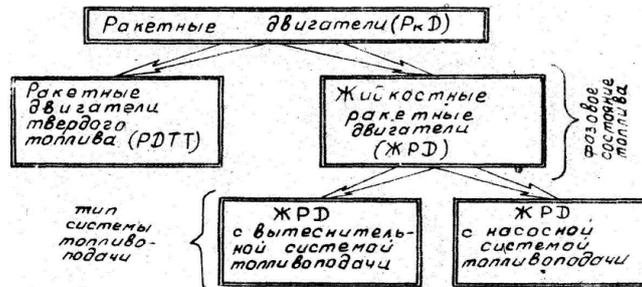


Рисунок 2 - основные типы РкД

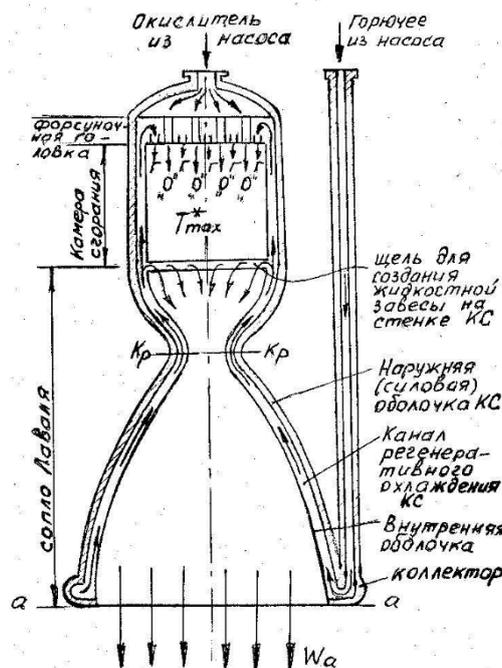


Рисунок 3 – Процессы в РкД

Горячая температура камеры может превышать 4000 К. В сочетании со стремлением сделать КС с минимальным объёмом и с максимальным давлением это приводит к такому уровню теплонапряжённости, который является одним из наиболее высоких среди известных технических устройств. Поэтому чаще всего для защиты от тепла, приходящего к стенке конвекцией и излучением, бывает

недостаточно какого-либо одного способа. По мере роста параметров процесса в КС сложность системы теплозащиты растёт и в современных ЖРД она представляет сочетание:

- а. Регенеративного охлаждения внутренней оболочки камеры.
- б. Создания около её огневой поверхности слоя газа с пониженной температурой.
- в. Тугоплавкого покрытия, нанесённого на эту поверхность.
- г. Плёнки жидкой завесы на некоторых, наиболее напряжённых участках этой поверхности.

Регенерация (возврат) тепла, ушедшего через стенки из объёма КС, осуществляется за счёт прокачки одного из компонентов (на рис. 3 - «Г») через канал (рубашку охлаждения), образованный двумя оболочками КС - внутренней и наружной. В КС с регенеративным охлаждением внутренняя оболочка выполняется из материала с максимально возможной теплопроводностью (чаще всего это медные сплавы) и минимальной толщиной стенки. Наружная оболочка не испытывает воздействие высоких температур, но воспринимает усилие от давления газов на внутреннюю оболочку. Усилие передаётся через многочисленные связи (рёбра, гофры и т.д.), загромаждающие канал, по которому течёт охлаждающая жидкость. Последняя при своём движении от коллектора к форсуночной головке нагревается почти до температуры кипения и в таком состоянии впрыскивается через форсунки в КС, возвращая в неё тепло, ушедшее через стенку.

Для предохранения металлической стенки от воздействия высокой температуры на неё наносят теплозащитное покрытие: слой тугоплавкого материала (окислы алюминия или циркония, карбид вольфрама и т.д.) небольшой толщины (0,1 ... 0,3 мм), но достаточный для снижения температуры на несколько сот градусов. Кроме того, у стенки соответствующим соотношением расходов «О» и «Г» через форсуночную головку создаётся слой, в котором при горении развивается температура значительно ниже, чем в ядре потока. Последний вариант отрицательно сказывается на эффективности преобразования химической энергии в тепловую, т.к.

в пристеночном слое это преобразование происходит не при теоретически необходимом для этого соотношении компонентов.

При невозможности обеспечить надёжность теплозащиты перечисленными средствами конструкторы вынуждены применять жидкие завесы на огневой поверхности внутренней оболочки КС. В этом варианте часть компонента, движущегося по каналу регенеративного охлаждения через щели в этой оболочке вытекает внутрь КС. На некотором участке стенка оказывается прикрытой жидкой плёнкой и далее паром этой жидкости,

## 2. Ракетный двигатель твёрдого топлива

Заряд твёрдого топлива (обычно это медленно горящие пороха) закреплён в корпусе двигателя. Включение двигателя осуществляется подачей напряжения в электрическую цепь воспламенителя. Электрическая искра или нить накаливания поджигает легковоспламеняющийся состав. Возникает факел пламени, который и является источником энергии для инициирования горения заряда твёрдого топлива.

В его состав входят и горючие и окисляющие вещества, поэтому горение охватывает все поверхности заряда вне зависимости от наличия и состава окружающей среды. Если требуется обеспечить заданную последовательность выгорания массы топлива, заряд защищают веществом, препятствующим распространению пламени (бронировка заряда), кроме поверхностей горения.

С этой поверхности в процессе химической реакции твёрдое топливо преобразуется в горячий газ, который далее расширяется в канале сопла Лавалья, где часть его внутренней энергии преобразуется в кинетическую. Газ вытекает из сопла со скоростью  $W_a$ . Результирующая сил давления на все внутренние поверхности камеры энергопреобразователя образует силу тяги  $P$ . Скорость истечения  $W_a$ , характеризующая экономичность РкД, для РДТТ обычно не превышает величины 2000 .... 2500 м/с.

Несомненным достоинством РДТТ является простота конструкции, следовательно, и надёжность. Кроме того, эти двигатели имеют высокую боего-

товность, поскольку не нуждаются в заправке топливом при подготовке старта. Простота двигателя является следствием совмещения в одном блоке и запаса рабочего тела, и запаса энергии, и камеры энергопреобразователя, а также отсутствия по этой причине блока СТП. Эти достоинства и определяют широкий спектр применения РДТТ: от сигнальных ракет до стартовых ускорителей космических аппаратов многократного применения.

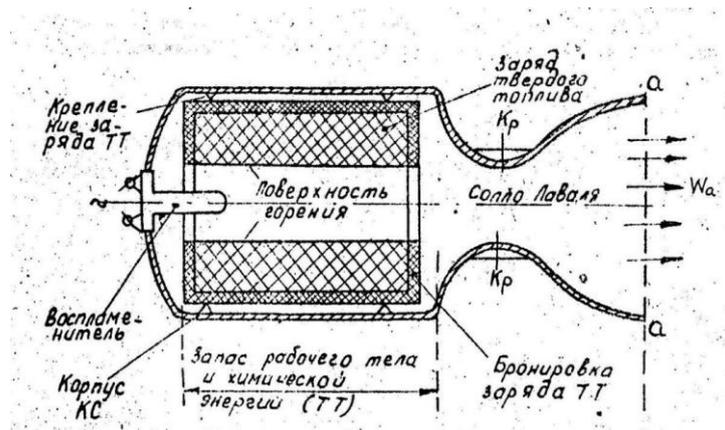


Рисунок 4 – Ракетный двигатель твердого топлива

Недостатками РДТТ являются повышенные требования к равномерности структуры заряда твёрдого топлива (любое её нарушение ведёт к неустойчивости процесса горения, либо даже к его прерыванию), сложность выключения двигателя и тепловой защиты его стенок.

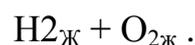
Равномерность структуры зарядов ТТ удаётся обеспечивать непрерывным совершенствованием технологии их изготовления и жёстким исполнением её требований.

Выключение двигателя обычно происходит самопроизвольно по причине полного израсходования ТТ. Очевидно, что такой способ предусматривает высокую точность расчёта требуемой величины этого заряда. В некоторых типах РДТТ выключение двигателя выполняется за счёт срыва пламени при резком сбросе давления в КС, что достигается открытием люков в боковой стенке КС.

Из-за невозможности организовать жидкостное охлаждение (на борту ракеты отсутствует какая-либо жидкость) в РДТТ применяют теплозащиту КС за счёт

аккумуляции тепла в стенку и применения абляционных покрытий. Первый способ ограничивает продолжительность работы двигателя (при достижении температуры стенки допустимой для данного материала величины двигатель должен быть выключен), второй - вносит дополнительные сложности в его расчёт, поскольку по мере уноса аблирующего покрытия изменяется геометрия КС.

Но основным недостатком РДТТ всё же следует считать низкую величину удельного импульса в сравнении с остальными типами РкД. Поэтому в тех областях применения, где на передний план выступает топливная экономичность вместо простого и надёжного РДТТ используют более сложный ЖРД. Высокий, в сравнении с РДТТ, удельный импульс, который может быть получен в ЖРД, обеспечивается тем, что в ЖРД в качестве горючих и окислителей используются вещества с повышенной теплотворной способностью. В результате в КС этих двигателей получается газ с гораздо более высокой работоспособностью  $(KГ)_к$  и в соответствии с формулой (2) достигается высокая скорость истечения, т.е.  $I_y$ . Изменением компонентов топлива в этих двигателях можно получить  $I_y$  в диапазоне 3000...4500 м/с. Нижняя часть диапазона соответствует использованию высококипящих веществ, верхняя - криогенных топлив, в частности, максимальная величина может быть получена при использовании пары



Если для проектируемого двигателя компоненты топлива уже выбраны и не изменяются, то другим резервом для повышения  $I_y$  является величина  $P^*_к$ , которая определяется, как уже отмечалось в разделе 1, возможностями системы топливоподачи (СТП). Наиболее простой СТП является вытеснительная, в которой подача компонентов топлива из баков в КС осуществляется вытеснением их газом с давлением  $P_{\text{под}} > P_{к}$  теоретически необходимого состава и нагреть её до температуры воспламенения.

Практически все эти процессы происходят с поглощением тепла которое передаётся из зоны горения излучением и диффузией горячих продуктов сгорания. Кроме того, эти процессы, подготавливающие топливо к химическим реакциям,

протекают значительно медленнее самих реакций, поэтому в КС предусматривают конструктивные мероприятия для их интенсификации.

Так процесс смешения ускоряется, в частности тем, что форсунки для подачи и распыливания компонентов топлива располагаются равномерно по её поперечному сечению, перемежаясь в необходимом соотношении. Испарение интенсифицируется за счёт дробления жидкости на капли размером 20 ... 200 мкм, что резко увеличивает их суммарную поверхность. Хотя основное движение веществ направлено от форсуночной головки к соплу, всё же дискретный по поперечному сечению КС ввод компонентов создаёт условия для перетекания отдельных частиц в произвольных направлениях, вплоть до диффузии навстречу основному потоку. Такой характер течения также способствует интенсификации процессов энерго-массообмена.

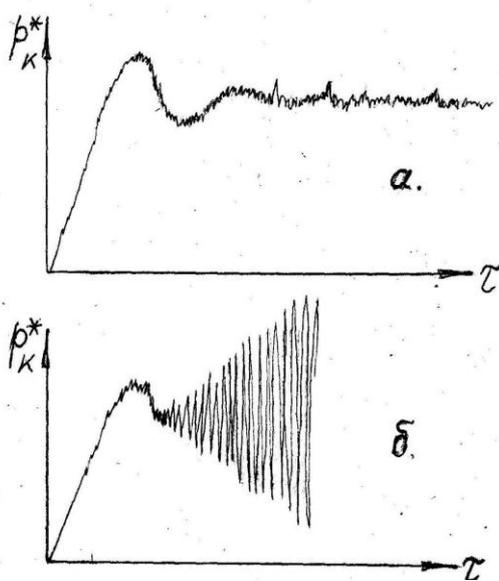


Рисунок 5 – Зависимости в КС

Разновидностями общей схемы преобразования веществ является горение в жидкой фазе для самовоспламеняющихся компонентов и горение отдельно летящих крупных капель, образовавшихся из-за неоднородности распыливания жидкостей форсунками. Полное выгорание в обоих случаях возможно лишь при условии, что капли одного компонента на своём пути встречают достаточное количество другого компонента.

Из рисунка 5 видно, что рабочий процесс в КС представляет собой картину, составленную из «элементарных» процессов, наложенных друг на друга во времени и в пространстве. Различный темп течения и взаимное влияние их друг на друга являются причиной крайней неустойчивости рабочего процесса в целом. Эта неустойчивость проявляет себя в виде флуктуации пламени, которые вызывают микровсплески давления в КС (см. рис. 5 а). При совпадении частоты микроколебаний давления с собственной частотой колебания объёмов жидкостей в полостях и каналах СТП или с собственной частотой колебаний объёма газов в КС наступает явление резонанса, когда колебания не затухают, а склонны к возрастанию амплитуды (см. рис. 5 б). Это опаснейшее явление возникает чаще всего в процессе запуска двигателя или при переходе с одного режима на другой и, как правило, приводит к разрушению двигателя, если не предпринять его аварийного выключения.

Поиск средств борьбы с неустойчивостью процессов в КС РкД является одной из серьёзнейших проблем развития этих двигателей. Теория этого вопроса пока не даёт возможности на стадии проектирования рассчитать варианты устойчивой и неустойчивой работы КС, поэтому наиболее надёжные результаты пока даёт экспериментальная проверка вновь созданного двигателя на испытательном стенде.

Другой важнейшей задачей, которая решается при разработке РкД, является защита стенок КС от тепловых потоков. Уровень температуры в зоне горения при использовании современных компонентов топлива (например,  $O_{2ж}$  и  $H_{2ж}$ )

### **3. ЖРД с вытеснительной СТП**

Двигатель включает в себя камеру-энергопреобразователь, которую обычно называют КС, два бака для жидких компонентов топлива (горючего и окислителя), аккумулятор давления, редуктор, органы системы управления и соединительные трубопроводы.

В аккумуляторе давления находится газ, химически нейтральный по отношению к компонентам топлива. В момент включения двигателя органы системы управления соединяют топливные баки с этим аккумулятором, газ втекает в баки и создаёт давление на свободной поверхности жидкости. В течении времени работы двигателя газ должен полностью заместить собой компоненты топлива. Следовательно, объём запасённого газа должен быть достаточно велик и соответствовать объёму баков. Для снижения объёма и массы аккумулятора газ в нём содержится под большим давлением (15....30 МПа). Поскольку баки не рассчитаны на такое давление, газ при движении в баки проходит через понижающее устройство - редуктор.

Как известно, жидкости и газы движутся из области высокого давления в область с пониженным давлением. Следовательно, чтобы компоненты топлива перетекали из баков в КС, т.е. чтобы выполнить условие  $P_{нод} > P_{к}$ , в вытеснительной СТП необходимо в баках создать давление  $P_{нод}$ . Очевидно, что попытка увеличить удельный импульс в ЖРД с вытеснительной СТП за счёт роста  $P_{к}^*$  влечёт за собой рост давления в баках  $P_{бак}$ . Это и является основным недостатком и ограничением двигателя такой схемы, поскольку рост давления в баках неизбежно влечёт за собой увеличение толщины их стенок  $\delta_{см}$  и, соответственно, массы ЛА. Поскольку вес ЛА  $G_{ла}$  в общем случае ракетного старта уравнивается только силой тяги  $P$ , то для сохранения равенства  $P = G_m$  при росте  $G_{ла}$  приходится увеличивать силу тяги  $P = mw_a$ , т.е. расход рабочего тела  $m$ .

Получилось явное противоречие: для уменьшения расхода рабочего тела (топлива) необходимо увеличивать скорость  $w_a$ , но в вытеснительной СТП по цепочке взаимозависимостей

$$m \downarrow \rightarrow I_y \uparrow \rightarrow w_a \uparrow \rightarrow P_{к}^* \uparrow \rightarrow P_{бак} \uparrow \rightarrow \delta_{см} \uparrow \rightarrow G_{ла} \uparrow \rightarrow P \uparrow \rightarrow m \uparrow$$

это ведёт к росту расхода топлива. Видимо, поиск допустимого уровня давления  $P_{к}$  является задачей оптимизации массовых и экономических характеристик данной схемы ЖРД. Практически в таких двигателях камеры сгорания работают с

давлением 1,0... 1,5 МПа. Это ограничение и является их самым существенным недостатком.

Одной из основных проблем, с которой сталкиваются конструкторы ТНА, является *кавитация* - самопроизвольное закипание жидкости в полостях, где давление оказывается ниже давления её насыщенных паров. В этом смысле наиболее опасное место - вход в центробежный насос. Именно здесь, вступая в контакт с лопастями насосов, жидкость претерпевает растяжение, что создаёт благоприятные условия для разрыва её сплошности.

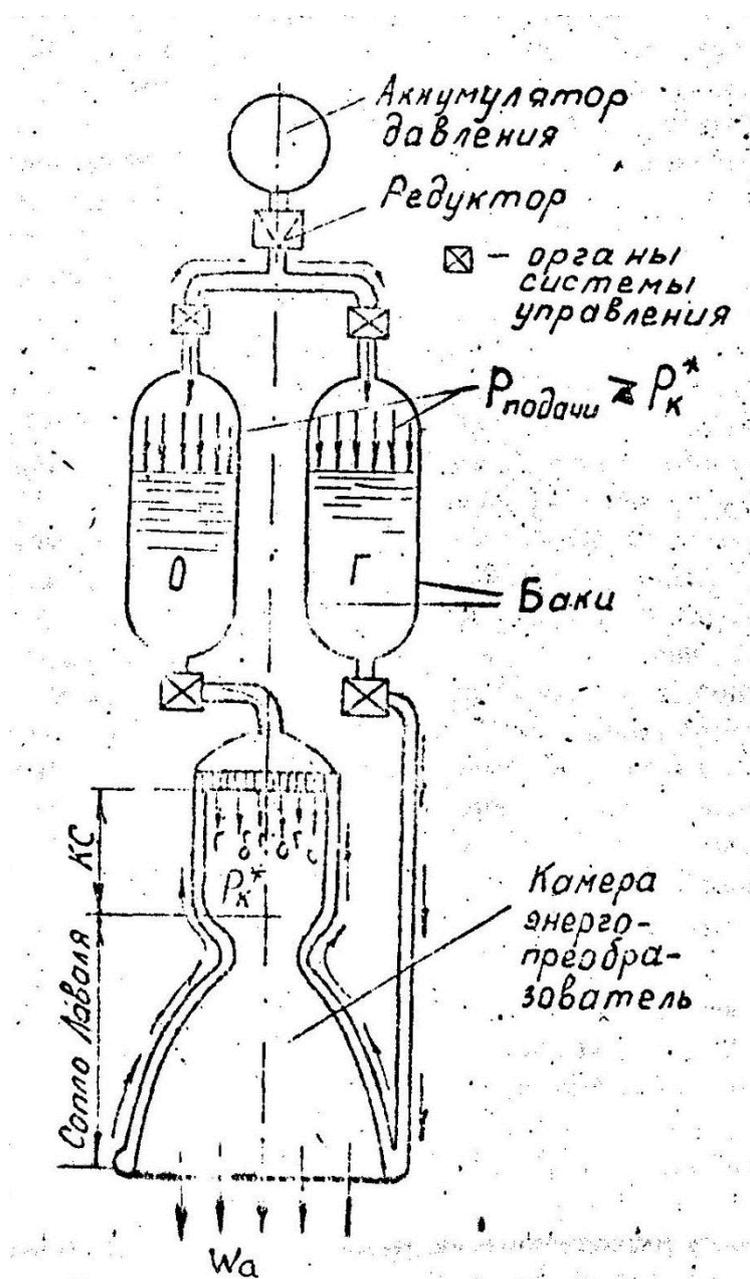


Рисунок 6 – ТНА

В результате могут возникнуть паровые пузыри, которые двояко, но непременно отрицательно, действуют на работу двигателя:

1. Мелкие разрывы, заполненные паром, стремятся объединиться в один крупный пузырь, который прерывает на короткое время своего существования поток жидкости через насос. Чередование возникновения и исчезновения таких пузырей приводит к колебаниям подачи жидкости в камеру сгорания, что «раскачивает» процесс в этом узле, создаёт переменную силу тяги и колебания всего ЛА.

2. Мелкие пузыри пара не сливаются в крупные коалиции, а схлопываются с микрогидроударом при соприкосновении с твёрдой поверхностью лопастей колеса насоса. Каждый пузырёк, исчезающий в этом процессе, выкрашивает частицу металла. Длительная работа на таком режиме приводит к эррозионному износу рабочего колеса.

Единственным средством борьбы с этим недопустимым явлением служит поддержание давления во всём потоке выше давления насыщенных паров. Для этого осуществляют наддув баков, перед центробежными насосами устанавливают преднасосы другого типа, менее склонные к кавитации, перепускают небольшую часть жидкости с выхода насоса на вход. Все эти мероприятия ведут к усложнению конструкции ТНА и увеличению его массы.

### **3. Камера сгорания (КС)**

Так называется основной узел РкД, где создаётся сила тяги в процессе преобразования химической энергии топлива в тепловую, а затем в кинетическую энергию струи продуктов сгорания, вытекающих из сопла.

Первая ступень преобразования - *горение* - как правило, протекает в газовой фазе. Поэтому непосредственно химическим реакциям предшествует *ряд процессов* (см. рис. 7, *назначение которых* - в короткий промежуток времени (0,002 ... 0,005 с) *подготовить газообразную смесь* «О» и «Г» при отработке организации рабочего процесса КС. Конструкция зоны горения ГГ по этой же причине принципиально не

отличается от конструкции той части КС, где формируется рабочее тело для сопла Лавала (см. раздел 3).

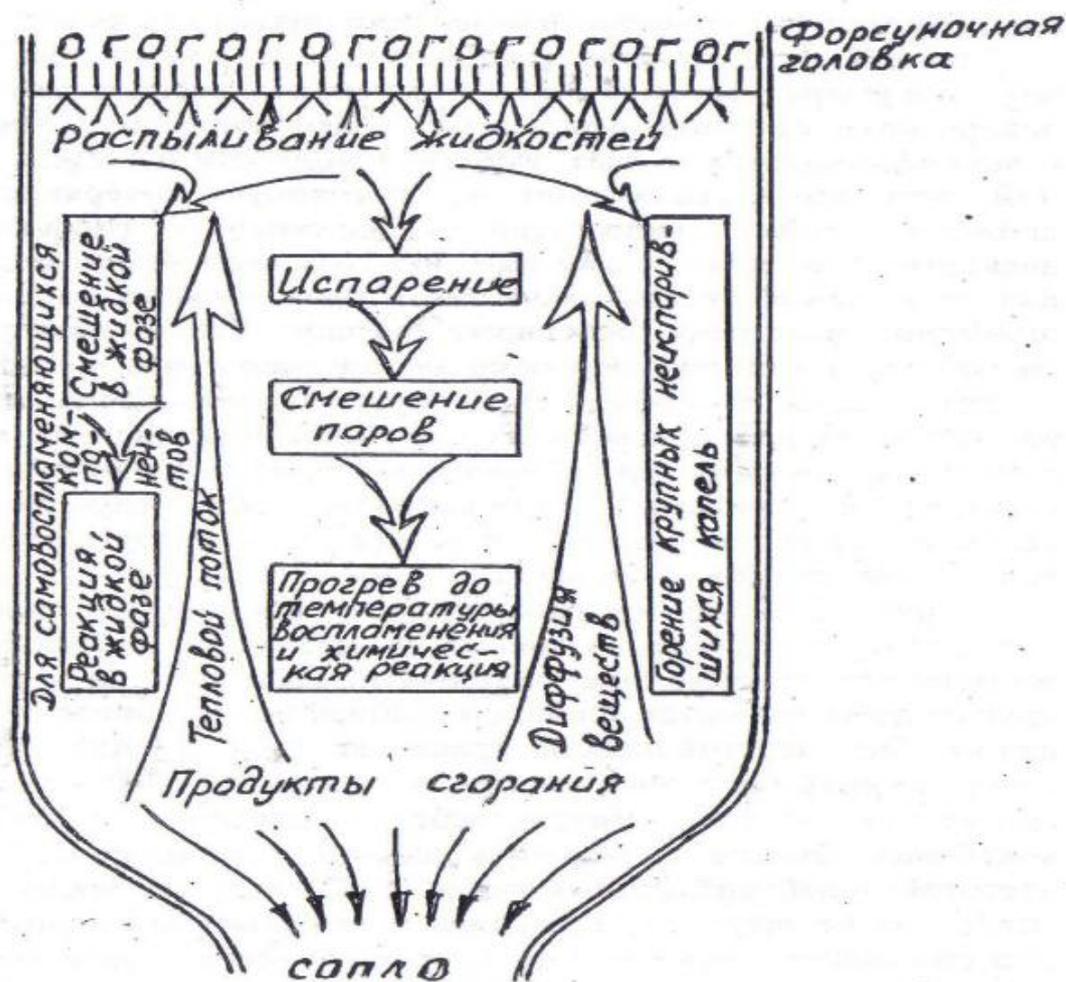


Рисунок 7 – Схема работы камеры сгорания

### 3.1 Турбо-насосный агрегат

Горячий газ из ГГ поступает в турбину, где часть его внутренней энергии преобразуется в кинетическую энергию вращения рабочего колеса. Все газовые турбины (газотурбинных двигателей и установок, турбокомпрессоров наддува поршневых двигателей, турбонасосных агрегатов ЖРД) имеют один и тот же принцип действия. Конструктивно они отличаются друг от друга из-за различия по

параметрам рабочего тела и развиваемой мощности. В ЖРД, из-за одноразовости и кратковременности работы, используют неохлаждаемые, по возможности наиболее просто конструктивно исполненные одно-, двухступенчатые турбины. Иногда для увеличения допустимой температуры рабочего тела, следовательно и его работоспособности, рабочее колесо покрывают жаростойкой эмалью.

Потребителем работы  $L_m$ , которую совершает турбина, являются два центробежных насоса для перекачки окислителя и горючего. Очевидно, что на валу ТНА обязан выполняться баланс механической энергии

$$L_T = L_{но} + L_{нг}$$

Оба насоса по устройству и принципу действия не отличаются друг от друга.

При вращении рабочего колеса насоса жидкость из бака, где она имеет скорость движения практически равную нулю, по трубопроводу втекает в насос вдоль оси вращения ротора. Здесь лопасти колеса, взаимодействуя с жидкостью, сообщают ей кинетическую энергию и отбрасывают её в радиальном направлении. Далее жидкость попадает в расширяющийся канал ( $F_2 > F_1$ ), который обычно в виде улитки располагается вокруг рабочего колеса. При движении по этому каналу скорость жидкости снижается ( $W_2 < W_1$ ). Поскольку течение в улитке можно считать энергоизолированным, в потоке сохраняется постоянной сумма кинетической и потенциальной энергий, т.е. статического давления и скоростного напора

$$P + \rho W^2/2 = \text{const} = P^*.$$

Как известно, в жидкости при изменении давления плотность не меняется, следовательно, при торможении потока давление в нём растёт ( $P_2 > P_1$ ). Таким образом, в ТНА совершаются следующие преобразования энергии: а. Часть внутренней энергии генераторного газа в турбине превращается в механическую энергию вращения её рабочего колеса.

б. Эта энергия распределяется между двумя насосами, где в их рабочих колёсах преобразуется в приращение кинетической энергии потоков жидкостей.

в. За рабочими колёсами в расширяющихся каналах часть кинетической энергии потоков окислителя и горючего преобразуется в давление  $P_{\text{под}} > P^*_{\text{к}}$

Естественно, что кроме недостатков у этого типа двигателей есть и свои достоинства. Самое основное из них - это сравнительная простота конструкции и, следовательно, надёжность. Этот тип ЖРД практически не имеет подвижных деталей, достаточно прост по своей схеме, что делает его более надёжным в сравнении с другими типами ЖРД, а благодаря использованию высокоэнергетичных жидких компонентов топлива он экономичнее РДТТ. Эти его достоинства и очертили области применения: космические ЛА (силовые установки ориентации объектов и коррекции орбиты) и двигатели небольшой тяги последних ступеней некрупных ракет (зенитные, геофизические и др.).

4. Запас рабочего тела СТП и варианты его использования в двигательных установках. Типы ЖРД с насосной СТП.

Выше показано, что вытеснительная СТП по самому принципу своего действия имеет ограничение по величине давления  $P^*_{\text{к}}$ , которое она может обеспечить в КС. Но для любого типа СТП существует и другое ограничение - суммарная работа  $L_{\Sigma}$ , которую может выполнить система. Если даже предположить, теоретически, что существуют материалы и технологии, позволяющие изготавливать баки с тонкими и лёгкими стенками, способными выдерживать высокое давление, предельно возможная величина  $L_{\Sigma}$  также не позволяет в ЖРД с вытеснительной СТП развивать высокое давление  $P^*_{\text{к}}$  и, соответственно,  $I_{\text{У}}$ .

Суть в том, что величина  $L_{\Sigma}$  зависит от запасов рабочего тела, которое расходуется в СТП. Действительно, рабочее тело СТП совершает работу по перекачке компонентов топлива из баков в КС

$$L_{\Sigma} = P_{\text{б}} V_{\text{б}}$$

Здесь  $V_{\text{б}}$  - суммарный объём баков окислителя и горючего, а  $P_{\text{б}} = P_{\text{под}} > P^*_{\text{к}}$ . Эту же величину работы можно выразить через массу рабочего тела СТП  $m_{\text{рм}}$ , его работоспособность -  $(RT)_{\text{рм}}$  и КПД СТП -  $\eta_{\text{стп}}$

$$L_{\Sigma} = m_{pm} (RT)_{pm} \eta_{cmm} .$$

Отсюда

$$P_{нод} = \frac{m_{pm} (RT)_{pm} \eta_{cmm}}{V_{\delta}} .$$

Или, умножив и поделив на массу топлива  $m_m$

$$P_{нод} = \Theta \frac{(RT)_{pm} \eta_{cmm}}{\rho_m} .$$

Здесь  $\Theta = m_{pm}/m_m$  - относительный расход рабочего тела в СТП,  $\rho_m = m_m/V_{\delta}$  — средняя плотность топлива.

При выбранном составе топлива и известных параметрах СТП

$$P_{нод} \sim \Theta$$

Поскольку газ из АД по окончании работы двигателя с вытеснительной СТП заполняет полностью объём баков, то величина  $\Theta$  в этой схеме двигателя может быть оценена как отношение плотностей

$$\Theta = \frac{\rho_{pm}}{\rho_m} .$$

Очевидно, что плотность газа ( $\rho_{pm}$ ) и плотность жидкости ( $\rho_m$ ), при любых технически приемлемых условиях будут различаться на 2 ... 3 порядка,

т.е. величина  $\Theta$  в ЖРД с вытеснительной СТП не превышает 1% . Это очень низкий уровень в сравнении со схемами СТП, основанными на перекачке компонентов топлива насосами. Покажем, что и в этих схемах  $P_{нод} \sim \Theta$

Суммарная работа насосной СТП может быть записана как

$$L_{\Sigma} = (N_{ок} + N_{г}) \tau ,$$

где  $N_{ок}$  — мощность насоса окислителя,  $N_{г}$  - мощность насоса горючего, а  $\tau$  - время действия двигателя. Потребную массу рабочего тела СТП можно определить, поделив суммарную работу СТП на удельную работу привода насосов турбины

$$m_{pm} = \frac{(N_{ок} + N_{г}) \tau}{L_{ад} \eta_m} .$$

Суммарную мощность насосов можно выразить через удельную работу  $L_{уд}$ , которая подводится в насосе к единице массы жидкости, и расход топлива

$$N_{H\Sigma} = L_{Hуд} \dot{m}_m = \frac{P_{под}}{\rho_m \eta_H} \dot{m}_m .$$

Поделив массу рабочего тела СТП  $m_{рт}$  на массу топлива, получим

$$\Theta = \frac{P_{под}}{\rho_m L_{уд} \eta_{стп}} ,$$

где  $\eta_{стп} = \eta_t \eta_H$

Отсюда следует, что при выбранном составе топлива и известных пара метрах СТП в любой схеме СТП ЖРД величина  $P_{под}$  зависит от того, какую массу веществ, запасённых на борту ЛА, предусмотрено израсходовать как рабочее тело этой системы. Чем больше эта масса, тем больше возможная величина  $P_{под}$  следовательно и  $P^*_{к}$ , и  $I_y$ , т.е.

$$I_y \sim \Theta . \quad (3)$$

Эта закономерность порождает дополнительные проблемы, связанные с использованием расходуемых веществ для создания силы тяги.

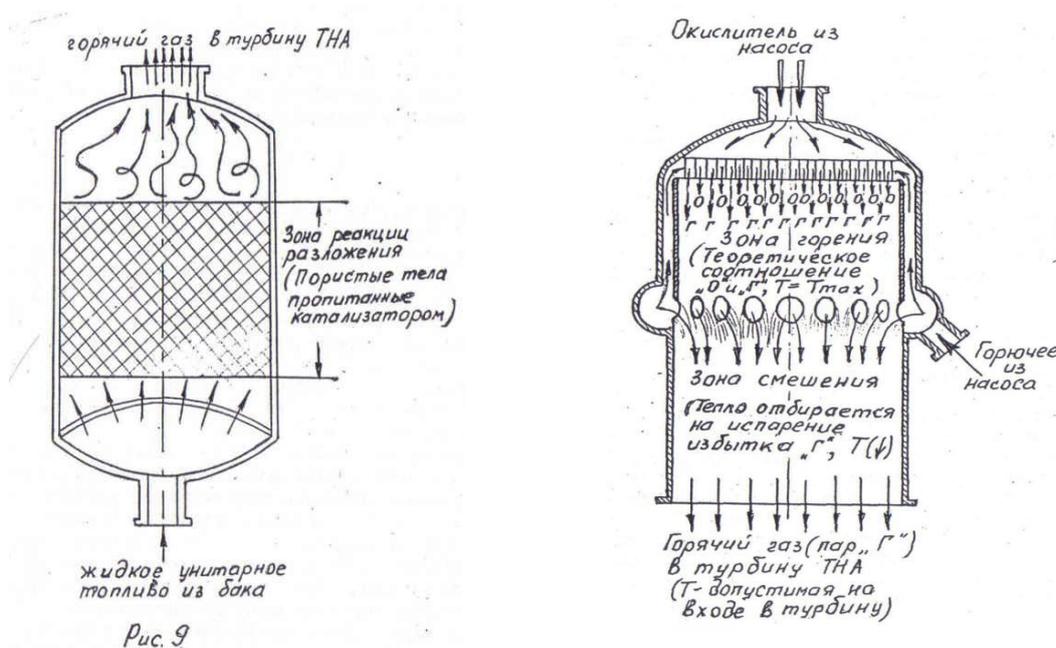
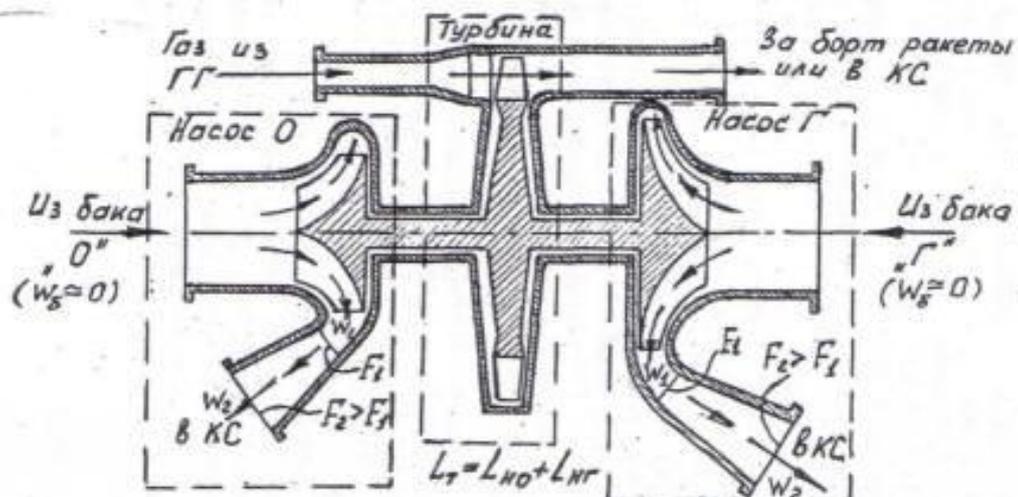


Рисунок 9 – Схема газогенератора



#### 4. Устройство и принцип действия основных узлов ЖРД с насосной системой топливоподачи.

##### 4.1. Газогенератор

Это узел, где образуется рабочее тело для привода турбины ТНА. Таким рабочим телом может быть любое газообразное вещество, обладающее большим запасом внутренней энергии. В ЖРД в этом качестве наиболее часто используют продукты разложения унитарного (однокомпонентного) топлива, либо горячий пар одного из основных компонентов в смеси с небольшой долей его продуктов сгорания.

В качестве унитарного топлива для ГГ (рис. 9) наибольшее распространение получила концентрированная перекись водорода  $H_2O_2$ . Это очень неустойчивое вещество, жидкое при обычных температурах. Соприкасаясь с катализатором ( $KMnO_4$  или  $NaMnO_4$ ),  $H_2O_2$  бурно разлагается с выделением большого количества тепла



Горячий парогаз направляется по теплоизолированному каналу в турбину.

Простота конструкции и надёжность работы этого типа ГГ, простота и надёжность процесса запуска двигателя с таким ГГ являются его несомненными преимуществами. Но наличие на борту ЛА третьего (кроме «О» и «Г») компонента усложняет конструкцию и эксплуатацию силовой установки, т.к. требует дополнительного бака, собственной системы топливоподачи, системы заправки, контрольной аппаратуры и т.д.

Поэтому по мере развития ЖРД генераторы такого типа сменили ГГ, образующие рабочее тело для турбины из основных компонентов топлива. Чтобы получить пар одного из компонентов (например «Г», см. рис. 9), и нагреть его до необходимой температуры, используют горячие продукты сгорания окислителя и горючего, образующиеся в зоне ГГ, специально выполненной для этой цели. Таким образом ГГ, работающие на основных компонентах, как правило выполняются по двухзонной схеме:

1. Зона горения, куда поступают в небольшом количестве, но с теоретически необходимым соотношением «О» и «Г». Здесь они полностью сгорают и образуют продукты с максимально возможной температурой.

2. Зона смешения. Здесь в поток горячих продуктов сгорания впрыскивается большое количество одного из компонентов (на рис. 9 - «Г»). В ЖРД с закрытой системой топливоподачи через эту зону ГГ проходит практически весь (за вычетом той доли, что была направлена в зону горения) расход одного из компонентов. Испаряющаяся жидкость смешивается с продуктами сгорания и образует рабочее тело для турбины.

Поскольку зона горения ГГ по своим параметрам не уступает основной КС, а в ЖРД закрытой схемы по величине давления даже превосходит её, при конструировании этой зоны и её доводке встречаются те же проблемы, что и

На рис. 5а показана блок - схема ЖРД с использованием в качестве рабочего тела СТП вспомогательного компонента. На борту ЛА размещается третий бак, в котором запасено вещество - источник рабочего тела и энергии для турбины в СТП

(чаще всего это — перекись водорода  $H_2O_2$ ). После срабатывания части этой энергии в турбине вещество либо выбрасывается за борт ракеты, т.е. вообще не участвует в создании силы тяги  $P$ , либо направляется в рулевые сопла, где создаётся некоторая доля силы тяги двигательной установки  $P_{ду}$ .

Поскольку наличие на борту третьего компонента усложняет конструкцию двигателя (третий бак, третий насос для перекачки, дополнительные клапаны и органы управления, трубопроводы и т.д.) в развитии этой схемы (см. рис. 56) в качестве рабочего тела СТП используются основные компоненты, дополнительная масса которых запасается в баках «О» и «Г».

Двигатели, выполненные по схемам на рис. 11 называются **ЖРД с открытой СТП**. В варианте номер два наиболее отчётливо проявляется основной недостаток этих схем: **часть компонентов топлива не используется для создания силы тяги, либо используется с очень низкой величиной  $I_y$** . Суть в том, что на выходе из турбины рабочее тело СТП имеет низкую работоспособность  $R_T$ , следовательно (см. формулу (2)), скорость истечения такого газа из рулевого сопла, если предусмотрено его использование в этих соплах,

$$\text{Но } W_{pc} \ll W_a, \text{ т.е. } (I_y)_{pc} \ll (I_y)_{kc}.$$

$$P_{\partial y} = P_{kc} + P_{pc} = \dot{m}_m (I_y)_{kc} + \dot{m}_{пр\ спп} (I_y)_{pc} = \dot{m}_m [(I_y)_{kc} + \Theta (I_y)_{pc}].$$

Удельный импульс всей двигательной установки рассчитывается с учётом всех веществ, которые выбрасываются за борт ЛА:

$$(I_y)_{\partial y} = \frac{P_{\partial y}}{\dot{m}_m + \dot{m}_{пр\ спп}} = \frac{(I_y)_{kc} + (I_y)_{pc} \Theta}{1 + \Theta} \quad (4)$$

Очевидно, что лучшим будет вариант двигателя, у которого

$$(I_y)_{\partial y} \rightarrow (I_y)_{kc} \quad \text{и} \quad (I_y)_{kc} \rightarrow \max. \quad (5)$$

В ЖРД открытых схем увеличение  $\Theta$  в соответствии с (3) даёт прирост  $(I_y)_{kc}$ . Но в то же время растёт доля суммарной массы веществ, создающих низкий

удельный импульс  $(I_y)_{КС\Theta}$  В результате  $(I_y)_{ду}$  в зависимости от  $\Theta$  имеет максимум на уровне 1,5 ... 5% , а затем уменьшается.

В соответствии с (4) вариант  $(I_y)_{ду} = (I_y)_{КС}$  возможен при  $\Theta \rightarrow 0$ , но с учётом закономерности (3) в этом случае  $(I_y)_{КС}$ , будет стремиться не к максимуму, а к минимуму, т.е. этот вариант неприемлем.

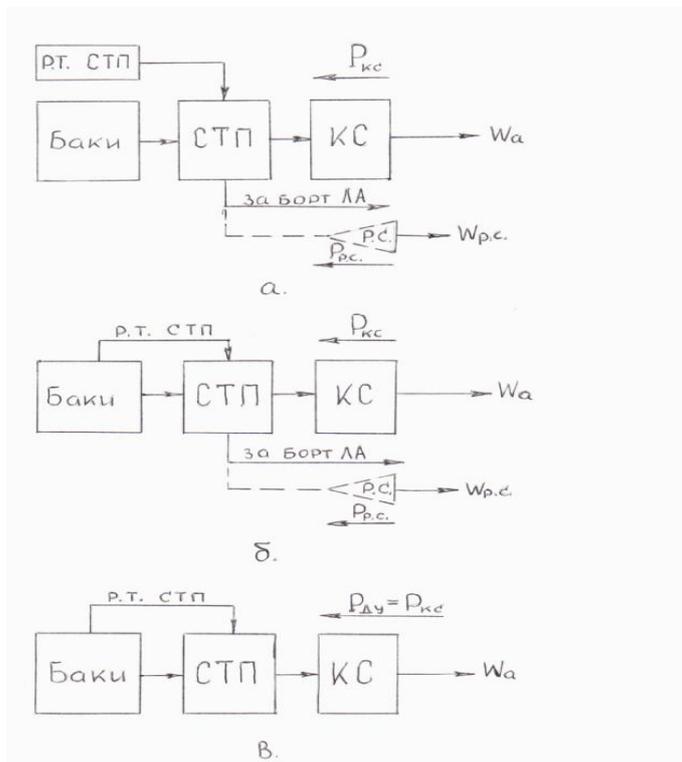


Рисунок 11– Блок-схема различных типов ЖРД

Поскольку для охлаждения КС чаще всего используется горячее, основная доля этого компонента из насоса направляется в коллектор рубашки охлаждения КС. Окислитель после насоса подаётся либо непосредственно в КС (открытая схема), либо в КС через ГГ и турбину (закрытая схема).

В камере сгорания, пройдя через все процессы химических и энергетических преобразований, рабочее тело вытекает из сопла со скоростью  $W_a$ , что в соответствии с уравнением  $P = mW_a$  обеспечивает создание силы тяги.

Из этого описания следует, что в ЖРД с насосной СТП (любой схемы) основными узлами являются ГГ, ТНА и КС. Их изучение является задачей следующего занятия.

## 5. Контрольные вопросы

1. Как включается, регулируется в полёте и выключается РДТТ?
2. Почему в ЖРД с вытеснительной СТП невозможно реализовать высокое значение удельного импульса?
3. Что можно считать достоинством ЖРД с открытой СТП и почему?
4. В какой схеме СТП можно обеспечить максимально возможное значение давления в камере сгорания и почему?
5. Какая закономерность побуждает усложнять схему СТП ЖРД? Сравните известные Вам схемы СТП на основе этой закономерности.
6. Опишите взаимодействие основных узлов ЖРД с закрытой СТП.

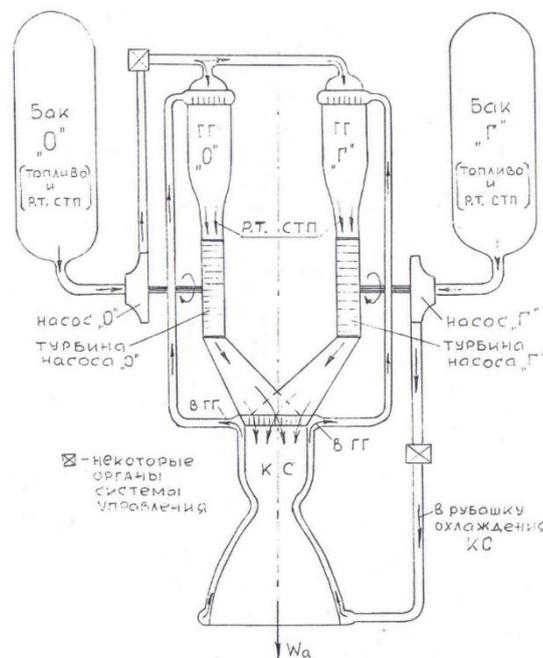


Рисунок 12 – Принципиальная схема ЖРД с замкнутой СТП

Выход был найден в варианте **замкнутой** схемы СТП (рис. 11). В ней реализуется принцип

$$(I_y)_{ду} = (I_y)_{рс}$$

В этом случае из (4) следует  $(\gamma)_{ду} = (\gamma)_{кс}$ , т.е. первая часть соотношения (5) в замкнутой схеме СТП реализуется полностью. Для реализации второй его части  $((\gamma)_{рс} \rightarrow \max)$  есть три варианта:

1. В качестве рабочего тела СТП полностью используется горючее, тогда

$$\Theta = \frac{m_z}{m_m} = \frac{m_z}{m_z + m_{ок}} = \frac{1}{1 + K_m} .$$

Для применяемых в РкД жидких компонентов коэффициент их соотношения  $K_m$ , изменяется в диапазоне 2,5 .... 6 , т.е. в этом варианте  $\Theta = 15 \dots 30 \%$ .

2. Использовать в этой роли полный запас окислителя, тогда

$$\Theta = \frac{m_{ок}}{m_{ок} + m_z} = \frac{K_m}{1 + K_m} = 70 \dots 80\% .$$

3. Использовать в качестве рабочего тела СТП полный запас компонентов основного топлива, тогда

$$\Theta = \frac{m_{ок} + m_z}{m_{ок} + m_z} = 100\% .$$

Такая схема имеет предельные возможное для выбранных компонентов топлива значение  $(\gamma)_{ду}$

Поскольку рабочее тело в системе топливоподачи должно работать в газообразном виде, то после неё в КС оно подаётся тоже в газовой фазе. В вариантах 1 и 2 один из компонентов («О» или «Г» ) газифицируется в специальном агрегате - газогенераторе (ГГ), срабатывает часть своей внутренней энергии в турбине и подаётся в КС. При этом второй компонент обычным путём поступает в КС в жидкой фазе. По этому признаку 1-ый и 2-ой варианты замкнутых схем СТП получили название **ЖРД, выполненный по схеме Г—Ж**. В третьем варианте оба компонента газифицируются в ГГ и после работы в СТП поступают в КС. Такие двигатели называют **ЖРД по схеме Г - Г**. Принципиальные схемы различных вариантов ЖРД с насосной СТП изображены на рис. 13, 14. Работают эти схемы по следующему алгоритму. Рабочее тело СТП с помощью насосов поступает в ГГ. где из него образуется газ с температурой, которая допустима для турбины. Этот газ, проходя через турбину,

приводит её в движение, а затем в зависимости от схемы ЖРД, либо вытекает за борт ЛА через рулевые сопла (открытая схема), либо подаётся в основную КС (закрытая схема). Турбина приводит в движение насосы. Конструктивную комбинацию этих узлов называют турбо-насосным агрегатом (ТНА).

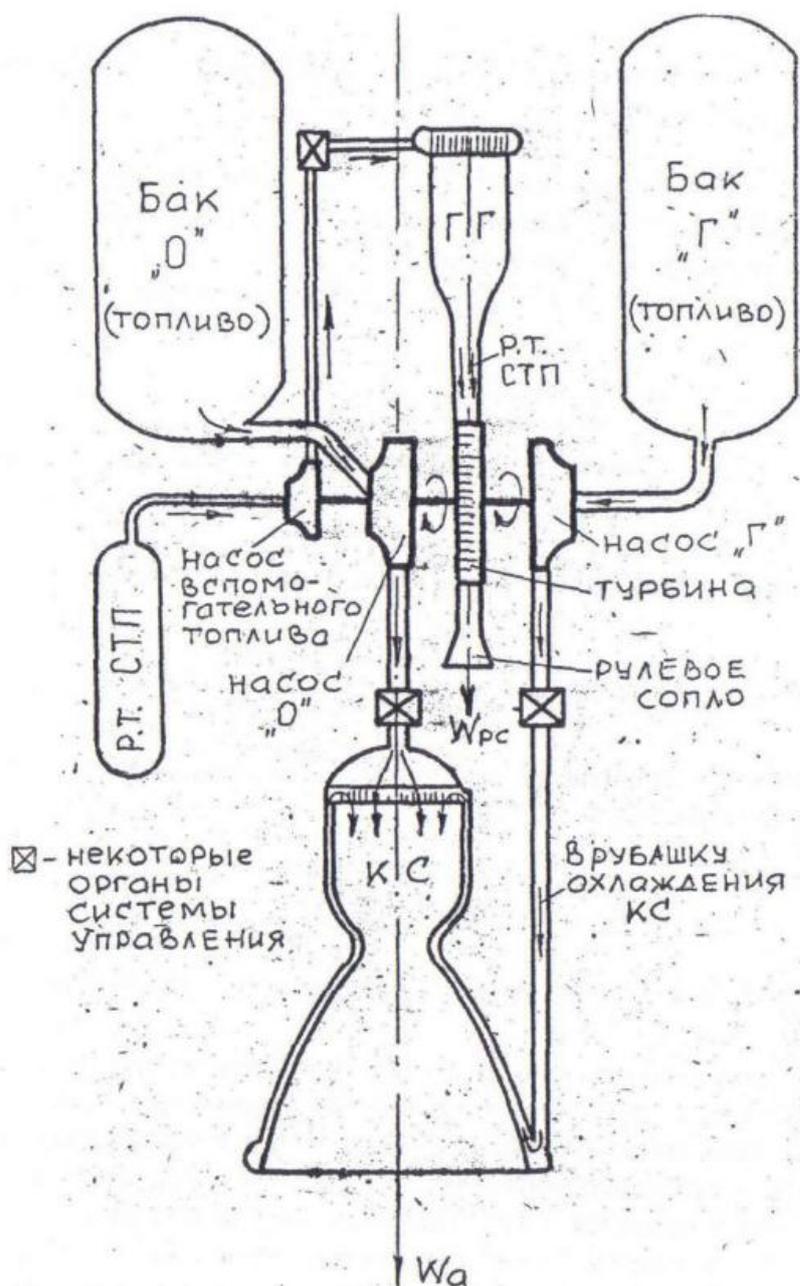


Рисунок 13 – Принципиальная схема ЖРД с открытой СТП

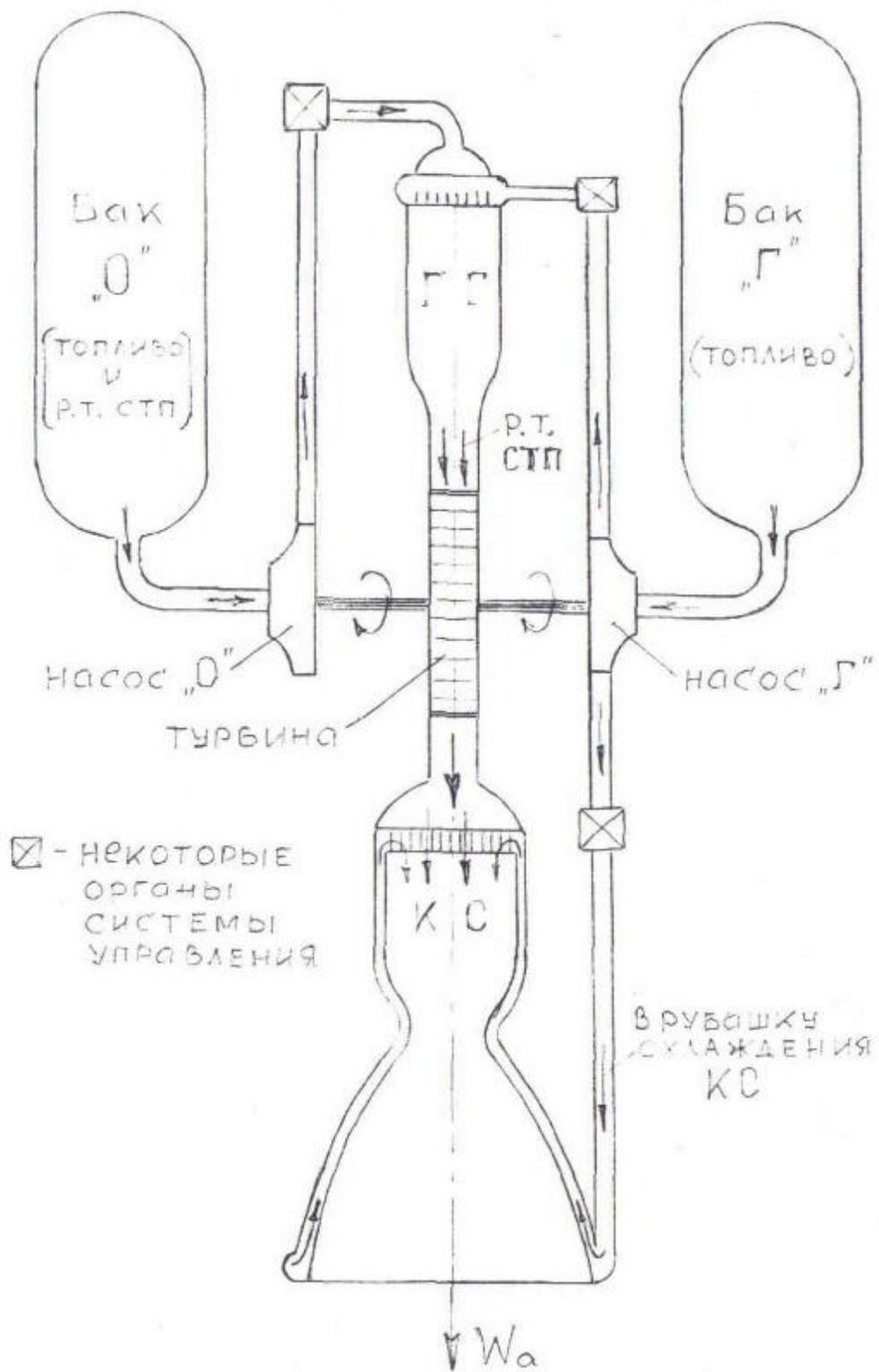


Рисунок 14 – Принципиальная схема ЖРД с замкнутой СТП

Методические указания

Энергетика летательных аппаратов: Ракетные двигатели

Методические указания

Составители Ю.Л. Ковылов , С.В.Крашенинников

Редактор

Компьютерная вёрстка

Подписано в печать \_\_\_\_\_. Формат 60x84 1/20

Бумага офсетная. печ. л. \_\_\_\_\_ .

Тираж \_\_\_\_\_ экз. Заказ \_\_\_\_\_ . Арт. \_\_\_\_\_ / 2016.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)  
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Изд-во Самарского университета.  
443086, Самара, Московское шоссе, 34.