

Ракетные двигатели (РД)

РД – это реактивный двигатель, использующий для работы только вещества – источники энергии, находящиеся на борту ЛА с РД.

Классификация РД по источнику энергии:

- **химические** – тяга создается за счет разгона газообразных продуктов сгорания компонентов химического топлива до $c_c = (2000 \div 4500) \text{ м/с}$

Источники энергии и рабочего тела совмещены, т.е. энергия, выделяемая при сгорании химического топлива, сообщается продуктам сгорания этого же топлива.

- **ядерные** – нагрев и испарение рабочего тела за счет тепла, выделяемого в ядерном реакторе и разгон перегретого пара до $c_c = (10000 \div 20000) \text{ м/с}$

Источники энергии и рабочего тела разделены.

- **электрические** – тяга создается за счет разгона заряженного газа (плазмы), получаемого в генераторе плазмы, в электрическом поле до $c_c \approx 20000 \text{ м/с}$

Источники энергии и рабочего тела разделены.

Ракетные двигатели (РД)

Химические и ядерные РД имеют относительно небольшую удельную массу и способны сообщать ЛА **значительные ускорения**. Однако из-за относительно **небольшой скорости истечения газа** создание тяги сопровождается **большим расходом рабочего тела**, **ограничивающим время работы РД**.

Используются для ускорения тяжелых аппаратов до **больших космических скоростей** в **околопланетных полетах**

В электрических РД скорость истечения на порядок выше, чем в ядерных, однако **малый массовый расход**, обусловленный **природой рабочего тела (плазма)**, не позволяет создавать **тягу большой величины**, но **увеличивает время работы РД**.

Обеспечение дальних космических перелетов и управление

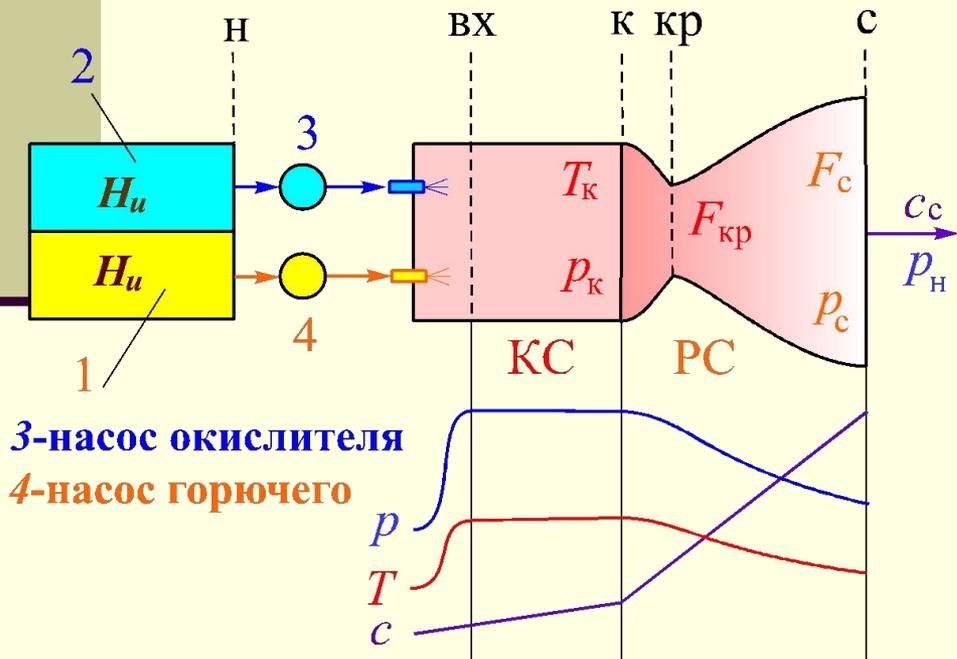
Ракетные двигатели (РД)

Принцип создания тяги РД

H_u - химическая (потенциальная) энергия ракетного топлива.

При сжигании топлива химическая энергия топлива превращается в потенциальную энергию газообразных ПС ($\uparrow T_K, \uparrow p_K$).

При расширении газа в РС потенциальная энергия ПС частично превращается в кинетическую энергию струи газа ($\downarrow p_K, \downarrow T_K, \uparrow c_c$).



Тяга РД при ($p_c = p_H$):

$$R = M_T (c_c - c_K) \Rightarrow R = M_T c_c$$

где: $M_T = M_{ПС}$ – расход топлива;

$c_K \approx 0$ – скорость поступления топлива в КС.

Удельный импульс тяги:

$$I_y = R / M_T = c_c$$

Ракетные двигатели (РД)

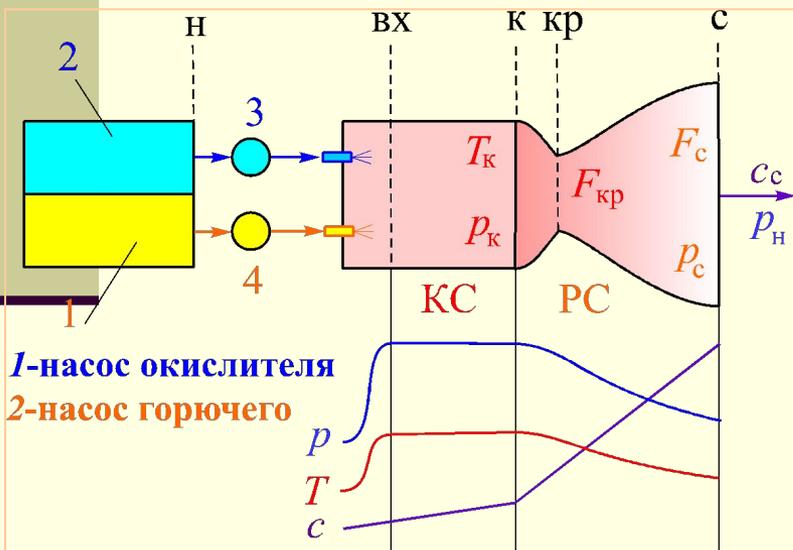
Принцип создания тяги РД

Скорость истечения газа из РС -

$$c_c = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_K \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_K} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

Для $\uparrow R$ необходимо $\uparrow c_c$ следовательно:

- $\uparrow T_K$;
- $\uparrow \left(\frac{p_K}{p_c} \sim \frac{F_c}{F_{кр}} \right)$;
- $\uparrow R, \uparrow k$ - (выбирать топливо с низкой молекулярной массой).



Тяга РД в вакууме (пустоте):

$$R_{\Pi} = M_T c_c + F_c (p_c - p_H) = M_T c_c + p_c F_c$$

Удельный импульс тяги в вакууме:

$$I_y = c_c + p_c F_c / M_T$$

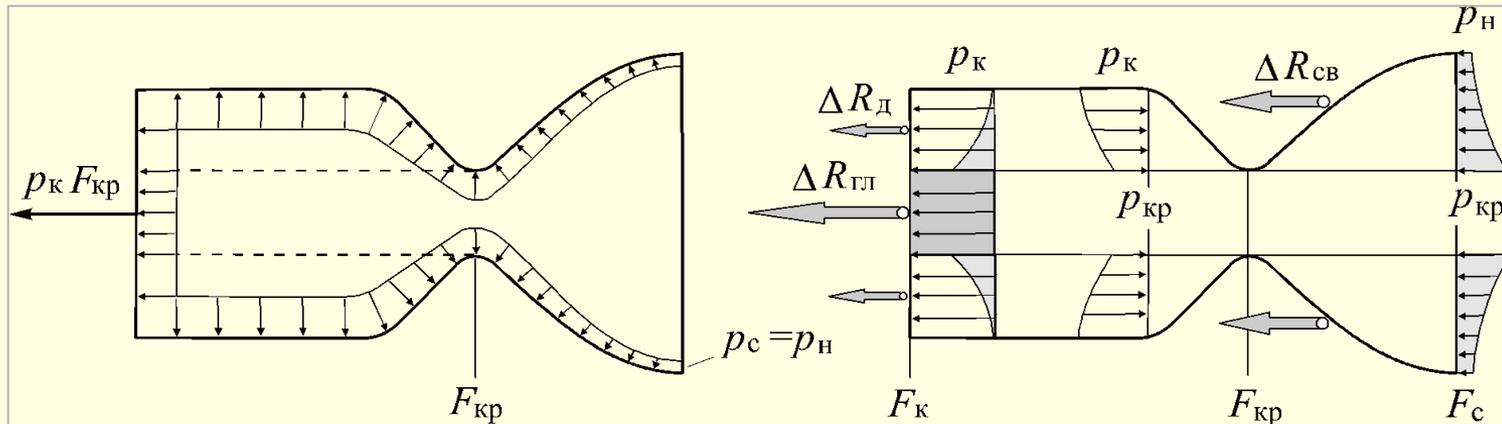
Тяга РД в атмосфере ($p_c = p_H$):

$$R = M_T c_c + F_c (p_c - p_H) = M_T c_c + p_c F_c - p_H F_c \Rightarrow R = R_{\Pi} - p_H F_c$$

Ракетные двигатели (РД)

Расходный комплекс РД

Для оценки эффективности рабочего процесса в КС и РС РД, вводится понятие *расходного комплекса* β и *тягового комплекса* K_R .



При расчетном режиме работы РС - $R = R_д = \Delta R_{гл} + \Delta R_д + \Delta R_{св}$

$\Delta R_{гл} = p_k F_{kp} \sim p_k$ - главная составляющая тяги, создается КС

$\Delta R_д = p_k (F_k - F_{kp}) - \int_{F_k}^{F_{kp}} p dF_x$ - создается сужающейся частью РС

$\Delta R_{св} = \int_{F_{kp}}^{F_c} p dF_x \sim \bar{F} = \frac{F_k}{F_c}$ - создается расширяющейся частью РС

Ракетные двигатели (РД)

Расходный комплекс РД

Теоретический (идеальный) расходный комплекс РД:

$$\beta = \frac{P_k F_{кр}}{M_T}$$

- отношение главной составляющей тяги РД к массовому расходу топлива

Действительное (реальное) значение β можно получить экспериментально.

Сравнение экспериментальных (действительных) значений β с теоретическими используют для оценки совершенства процессов (величины потерь) на участке КС и сужающейся части РС.

Ракетные двигатели (РД)

Теоретический расходный комплекс РД

$$\beta = \frac{p_k F_{кр}}{M_T}$$

Так как массовый расход топлива:

$$M_T = p_k F_{кр} \frac{A(k)}{\sqrt{RT_k}} \sim p_k, \text{ где}$$

$$A(k) = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

$$\text{то - } \beta = \frac{\sqrt{RT_k}}{A(k)}$$

Расходный комплекс – это комплекс параметров, характеризующих свойства продуктов сгорания, его величина зависит только от свойств ракетного топлива (физической природы топлива) и массового соотношения компонентов ракетного топлива:

или коэффициента избытка окислителя:

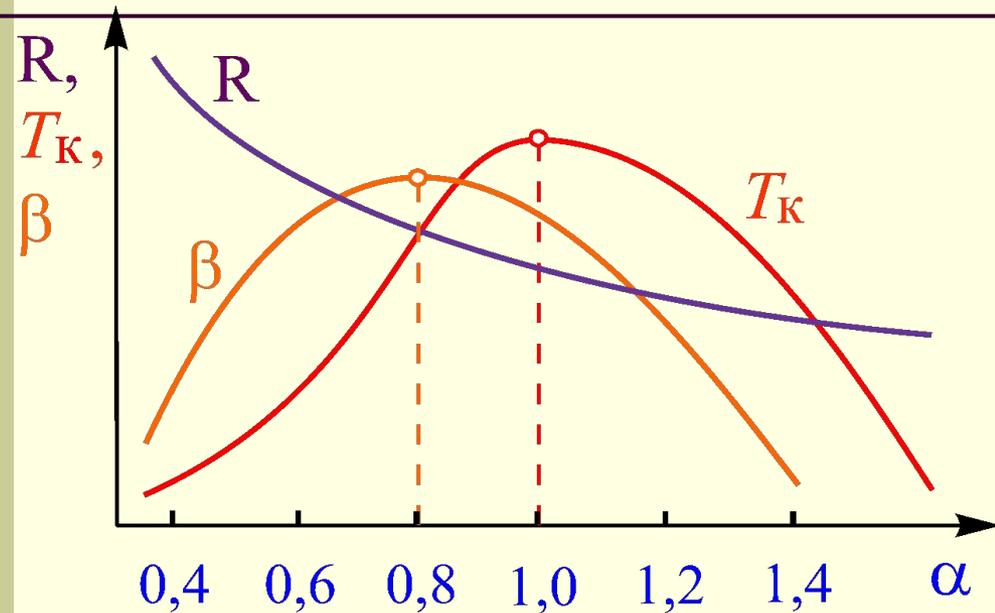
$$\alpha = \frac{K_M}{K_{M0}},$$

$$K_M = \frac{M_{ок}}{M_{Г}}$$

где K_{M0} - стехиометрическое соотношение.

Ракетные двигатели (РД)

Теоретический расходный комплекс РД



$$\beta = \frac{\sqrt{RT_k}}{A(k)}$$

Темп роста газовой постоянной R , при увеличении количества горючего в топливе, не совпадает с темпом роста T_k

Поэтому максимум расходного комплекса β не совпадает с максимумом T_k , а достигается при некотором избытке горючего ($\alpha = 0,7 \dots 0,8$)

Расходный комплекс однозначно характеризует ценность ракетного топлива для обеспечения эффективной работы РД.

Ракетные двигатели (РД)

Тяговый комплекс РД

$$K_R = \frac{R}{p_k F_{кр}}$$

– показывает во сколько раз тяга РД больше ее **главной составляющей**, не связанной с РС (оценивает роль РС в создании тяги РД).

При расчетном режиме работы РС ($p_c = p_H$)

$$K_R = \frac{R / M_T}{p_k F_{кр} / M_T} = \frac{I_y}{\beta} \quad \Rightarrow \quad K_R = \frac{c_c}{\beta}$$

Так как $c_c = f(F_c / F_{кр})$, то и $K_R = f(F_c / F_{кр})$

При $\uparrow \frac{F_c}{F_{кр}} \Rightarrow \uparrow c_c \Rightarrow \uparrow K_R$

Чем выше значение K_R , тем больше роль РС в создании тяги РД.

Ракетные двигатели (РД)

Мощность РД

$$N_c = M_T \frac{c_c^2}{2}$$

Используют для сравнения РД с двигателями других типов

При расчетном режиме работы РС -

$$R = M_T c_c$$

\Rightarrow

$$N_c = \frac{1}{2} R c_c$$

Удельный расход топлива

$$c_R = \frac{M_T}{R} = \frac{1}{I_y}$$

- количество топлива, необходимое для получения единицы тяги в единицу времени

$$c_R = f(I_y)$$

- не зависит от условий полета (V , H), т.к. РД не использует для своей работы окружающую среду

Ракетные топлива (РТ)

Жидкие ракетные топлива (ЖРТ)

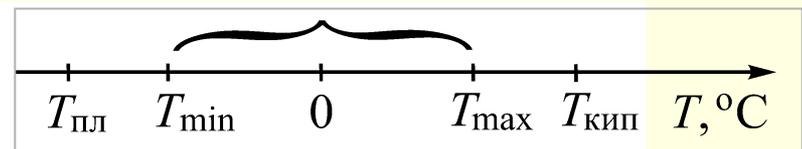
Жидкое РТ – это вещество (совокупность веществ) в жидком состоянии, способное к химическим реакциям с выделением **тепловой энергии** и образованием газообразных ПС, создающих реактивную силу при истечении из РС.

Компонент ЖРТ (КРТ) – отдельно хранимая и подводимая к двигателю составляющая ЖРТ.

- 1. Окислительные КРТ** – кислород (O₂), фтор (F), азот (N);
- 2. Восстановительные КРТ** – водород (H), углерод (C), алюминий (Al), литий (Li), бор (B).

Для длительного хранения КРТ в баках ракет в жидком состоянии

диапазон от $T_{пл}$ до $T_{кип}$ должен быть шире, чем диапазон от T_{min} до T_{max}



– температур эксплуатации, то есть: $T_{пл} < T_{min}$; $T_{кип} > T_{max}$.

Ракетные топлива (РТ)

Классификация ЖРТ

Унитарные – однокомпонентные ЖРТ, реакция окисления (разложения)

которых начинается при нагреве (перекись водорода), или введении катализатора (гидразин).



Многокомпонентные (горючее + окислитель + энергетические добавки).

– сложнее система подачи топлива,

но выше энергетика $(\uparrow T_k)$

Горючее – НДМГ ("гептил");

Окислитель – АТ ("амил");

Энергетические добавки – окислы легких металлов (Al, Li и т.п.)



Ракетные топлива (РТ)

Твердые ракетные топлива (ТРТ)

ТРТ – вещество в твердом состоянии, содержащее в своем составе все необходимые компоненты для осуществления **химической реакции горения** с образованием газообразных продуктов сгорания, создающих реактивную силу при истечении из РС.

Требования к ТРТ:

- 1. Высокие энергетические свойства;**
- 2. Высокая плотность;**
- 3. Высокие механические свойства;**
- 4. Химическая и физическая стабильность;**
- 5. Равномерность состава ТРТ по объему заряда;**

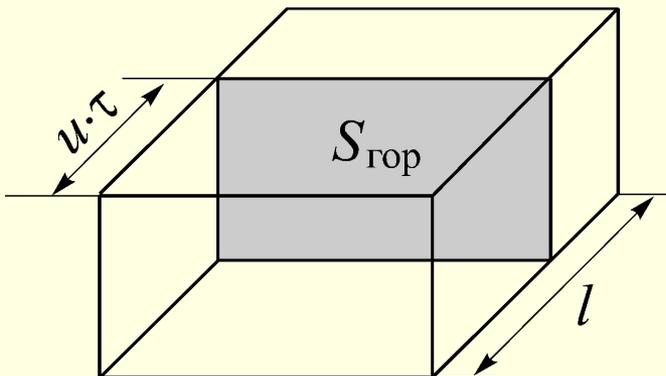
Ракетные топлива (РТ)

Твердые ракетные топлива (ТРТ)

Требования к ТРТ:

6. Экономичность – распространенность сырья, простота технологии изготовления ТРТ;
7. Независимость свойств ТРТ от влажности, температуры, нагрузок;
8. Нетоксичность;
9. Необходимая скорость горения

$$u = \frac{dl}{d\tau};$$



$$u = u_{0.T} p_K^{\frac{k-1}{k}}$$

⇒

$$M_{ПС} = u S_{гор} \rho_T$$



Ракетные топлива (РТ)

Твердые ракетные топлива (ТРТ)

Двухосновные ТРТ

Твердые коллоидные растворы органических веществ, молекулы которых содержат как восстановительные, так и окислительные элементы.

Первая основа – нитроцеллюлоза $[C_6H_7O_2(OH)_3 \boxtimes (ONO_2)_x]_n$ (избыток восстановительных элементов);

Вторая основа – нитроглицерин $C_3H_5(ONO_2)_3$ (избыток окислительных элементов).

Стехиометрическое соотношение: 2-я основа / 1-я основа = 8,75 / 1, но если второй основы в растворе более 15% он становится желеобразным.

Топливо твердое – при соотношении менее 1 / 6,6, следовательно,

в двухосновном ТРТ большой недостаток окислителя $(\downarrow T_k) \Rightarrow \downarrow I \Rightarrow \downarrow R_{РД}$

Достоинства ДТРТ: - бездымность; - высокая скорость горения.

Недостаток: - низкий удельный импульс тяги.

Ракетные топлива (РТ)

Твердые ракетные топлива (ТРТ)

Смесевые топлива (СТРТ)

СТРТ – это механические смеси веществ, содержащих либо преимущественно окислительные, либо преимущественно восстановительные элементы.

Состав СТРТ:

- 1. кристаллический окислитель** – соли легких металлов;
- 2. полимерное горючее (связующее)** – каучуки;
- 3. энергетические добавки** – порошок легких металлов и их гидридов;
- 4. мощное взрывчатое вещество** – гексоген ($C_3H_6O_2N_6$);
- 5. технологические добавки.**

Этапы изготовления заряда из СТРТ:

- подбор по размерам (просеивание) компонентов;
- тщательное перемешивание компонентов со связующим;
- заливка в корпус РДТТ в вакууме;
- полимеризация связующего (горючего).

Жидкостные РД (ЖРД)

Классификация ЖРД

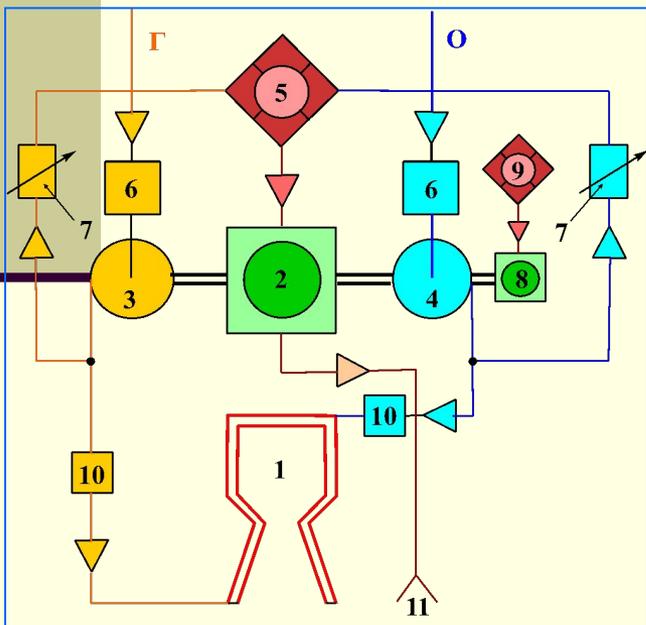


Жидкостные РД (ЖРД)

Принципиальные схемы ЖРД

Схема без дожигания генераторного газа

Горючее Г и **окислитель О** из баков подаются с помощью ЦБ насосов **3, 4** в **камеру ЖРД 1** и в **ГТ 5**, причем **горючее** подается в **камеру** через коллектор и, проходя между стенками **камеры 1**, охлаждает ее.



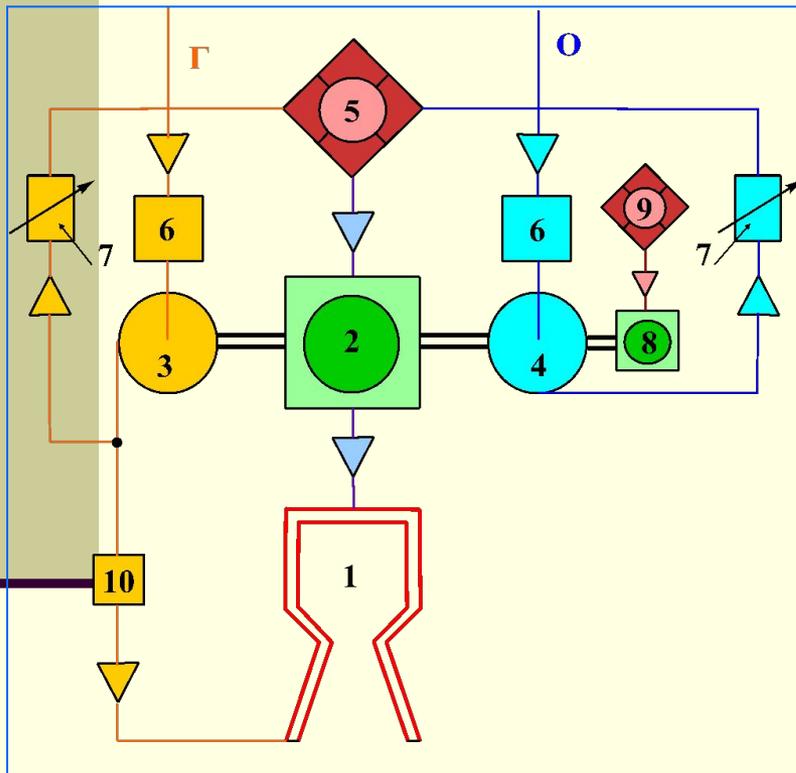
Генераторный газ, образующийся при сгорании **горючего** и **окислителя** в **ГТ 5**, расширяется в **ГТ 2**, совершая работу по ее вращению (**приводу ЦБ насосов 3, 4**), и выбрасывается в атмосферу через **выхлопной патрубков 11**

Недостаток - **генераторный газ выбрасываются** в атмосферу, не участвуя в создании **тяги РД**, что приводит к **снижению экономичности РД**

Жидкостные РД (ЖРД)

Принципиальные схемы ЖРД

Особенность схемы «с дожиганием»:



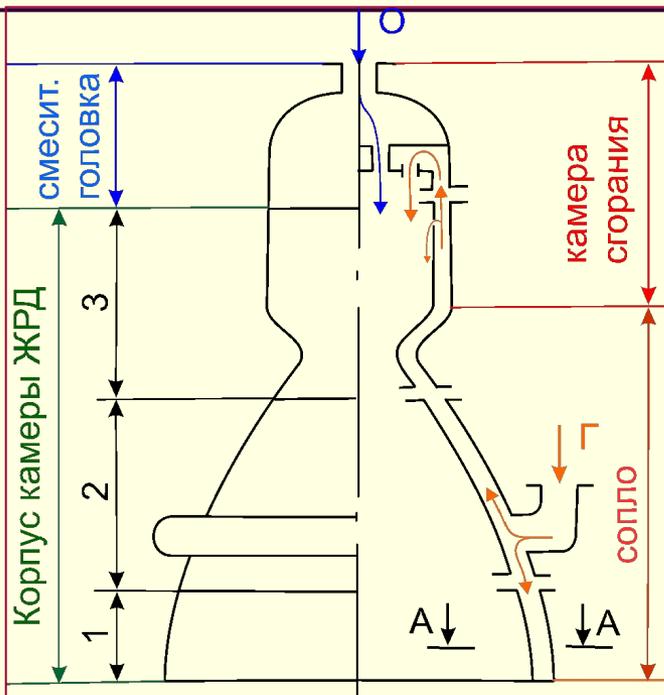
- в ГТ организуется горение с большим избытком окислителя;
- после расширения в ГТ генераторный газ, содержащий не прореагировавший окислитель, поступает в камеру ЖРД, где догорает, с последующим расширением ПС в РС.

Преимущество - все топливо участвует в создании тяги $R_{РД}$ (повышается экономичность).

- Недостатки:**
- сложность доводки ЖРД;
 - не достаточно устойчивая работа

Жидкостные РД (ЖРД)

Особенности конструкции ЖРД



Состав ЖРД:

- корпус камеры ЖРД;
- смесительная головка;
- элементы автоматики;
- система топливоподачи;

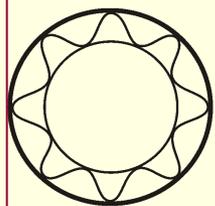
Корпус камеры выполняется двустенным, охлаждаемым одним из КРТ, из Ni сплава.

Стенки соединяются гофрами или ребрами

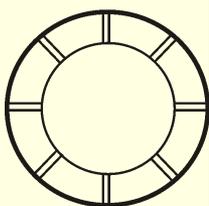
Внутренняя поверхность камеры защищается завесным пленочным охлаждением и теплозащитным покрытием (ТЗП) на основе двуокиси циркония ZrO_2 или пористого хрома.

Максимальные тепловые потоки – в критическом сечении.

A - A



а.

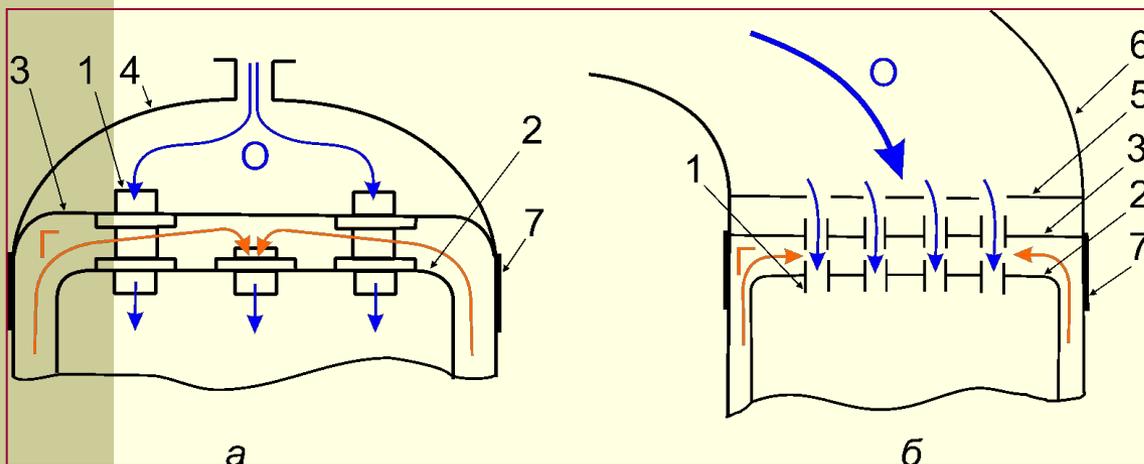


б.

Жидкостные РД (ЖРД) Особенности конструкции ЖРД

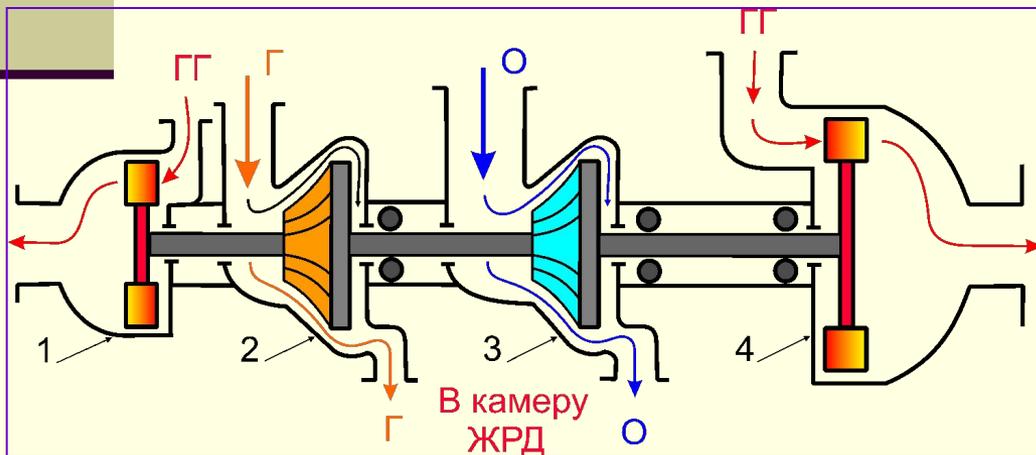
Смесительная головка (СГ)

Состав СГ:



- 1 – форсунки;
- 2 – внутреннее днище;
- 3 – среднее днище;
- 4 – наружное днище;
- 5 – спрямляющая решетка;
- 6 – газоду; (Note: likely typo for газодуэт)
- 7 – СИЛОВОЕ КОЛЬЦО.

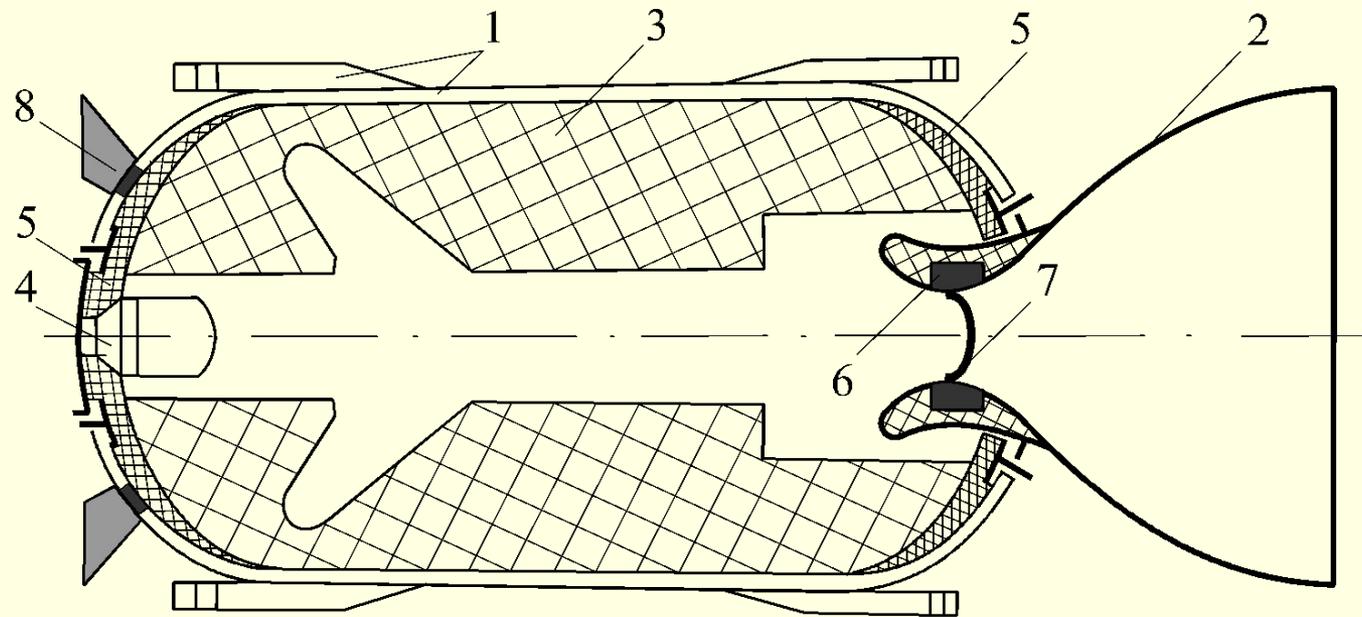
Система топливоподачи - обеспечивает бесперебойную подачу КРТ в камеру ЖРД:



- ТНА (турбо-насосный агрегат);
- ГГ (газо-генератор);
- трубопроводы.

Ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ)

РДТТ – это ракетный двигатель, использующий топливо, находящееся в твердом агрегатном состоянии



Состав РДТТ: 1 – корпус с фланцами; 2 – сопловой блок;
3 – заряд твердого топлива; 4 – воспламенительное устройство;
5 – активное ТЗП; 6 – пассивное ТЗП; 7 – заглушка СБ;
8 – узлы отсечки тяги.

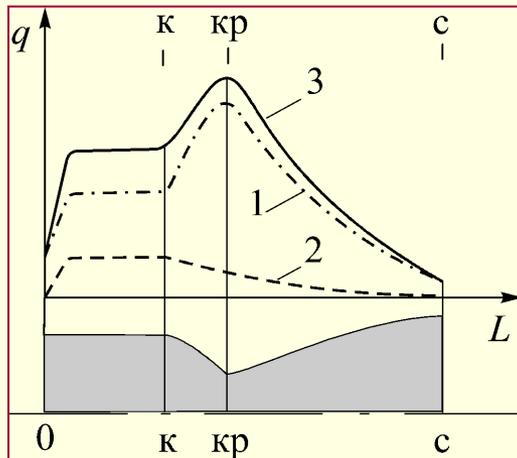
Ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ)

Назначение конструктивных элементов

Корпус маршевого РДТТ - образует **КС** и является корпусом ступени ракеты. Выполнен в виде «кокона», изготовленного способом намотки, с кольцевыми фланцами для соединения с переходными корпусами ступеней.

Сопловой блок - из композиционного материала на основе углеродного волокна.

Критическое сечение защищено вкладышем из пирогرافита облицованного молибденом или вольфрамом (пассивное ТЗП).



Тепловые потоки q :

*1 – конвективный; 2 – лучевой;
3 – интегральный.*

Для уменьшения длины РДТТ **СБ** частично погружается в **КС** и крепится к корпусу неподвижно, или на специальном шарнире (для управления вектором тяги).



Ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ)

Назначение конструктивных элементов

Заряд твердого топлива - заливается в корпус и составляет с ним единое целое, повышая жесткость корпуса, защищая его от высоких температур зоны горения, и обеспечивает заданный режим газообразования.

Воспламенительное устройство – навеска с горючим, предназначенным для поджига заряда (запуск РДТТ).

Активное ТЗП – каучуковое покрытие днищ корпуса, горящее с низкими температурами, отсекая высокие температуры из зоны горения заряда

Заглушка – защищает внутреннюю поверхность заряда от воздействия окружающей среды, а так же позволяет создать рабочее давление внутри КС при запуске РДТТ

Узлы отсечки тяги – предназначены для прекращения горения в КС РДТТ



Ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ)

Особенности применения ракет с РДТТ

Достоинства РДТТ:

- простота конструкции;
- нетоксичность топлива;
- отсутствие необходимости заправки ракеты;
- простота и быстрота запуска;
- высокая жесткость .

Недостатки РДТТ:

- меньший, удельный импульс тяги;
- невозможность управления величиной тяги;
- зависимость прочности корпуса и топлива от внешних условий.

Высокая жесткость конструкции, обеспечивающая высокие допустимые перегрузки при транспортировке, пуске ракеты и маневрах на траектории полета, позволила создать мобильные ракетные комплексы. Пуск может производиться в любой точке маршрута движения,