

Тема 6. РЕАКТИВНЫЕ, ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ И РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ



Учебные вопросы:

1. Воздушно-реактивные и турбореактивные двигатели.
2. Ракетные двигатели.



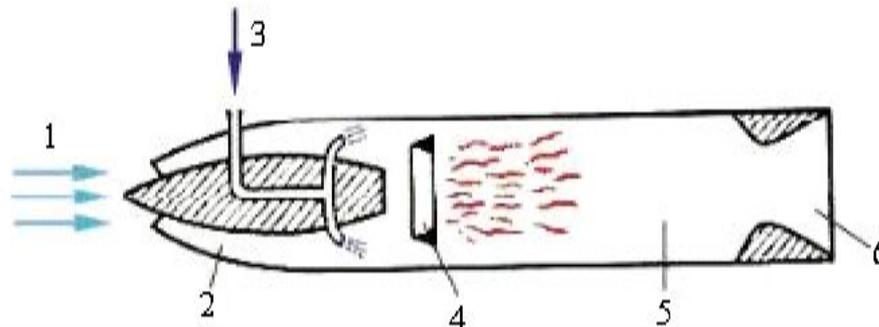
1. ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ И ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ.

Реактивный двигатель – это двигатель, создающий необходимую для движения силу тяги посредством преобразования внутренней энергии топлива в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела. Различают *воздушно-реактивные, турбореактивные и ракетные двигатели.*

Воздушно-реактивные двигатели

Воздушно-реактивные двигатели – это реактивные двигатели, использующие для работы кислород атмосферного воздуха. По способу сжатия воздуха различают: *прямоточные, пульсирующие и турбореактивные двигатели.*

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели конструктивно имеют предельно простое устройство.

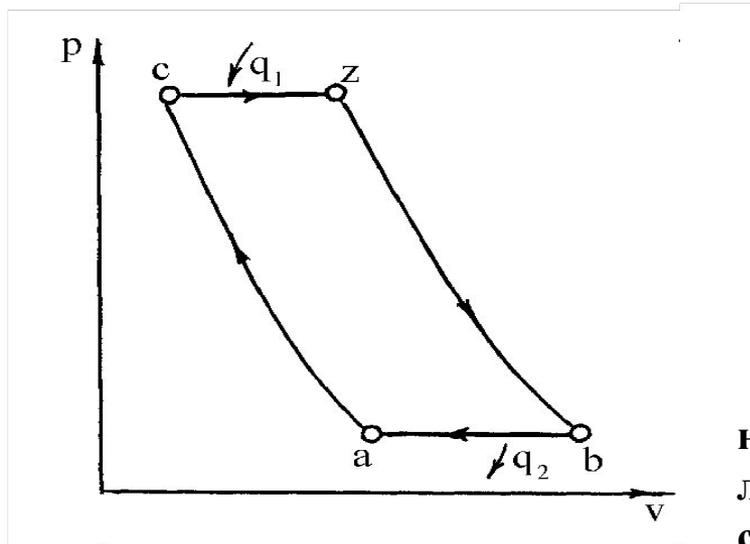


1 – воздух; 2 – диффузор; 3 – впрыск топлива;

4 – стабилизатор пламени; 5 – камера сгорания; 6 – сопло Лавала

Двигатель состоит из камеры сгорания, в которую из диффузора поступает воздух, а из топливных форсунок горючее. Заканчивается камера сгорания входом в сопло.

Термодинамический цикл прямого воздушного реактивного двигателя состоит из четырех процессов: адиабатного сжатия рабочего тела в диффузоре (а–с); изобарного процесса подвода теплоты в камере сгорания (с–z); адиабатного расширения рабочего тела в сопле Лавала (z–b); изобарного отвода теплоты (b–a).



Термический КПД цикла

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\beta^{\frac{k-1}{k}}}$$

где

$$\beta = \frac{p_z}{p_c}$$

У рассматриваемых двигателей главное не работа цикла, а реактивная тяга, обусловленная скоростью истечения рабочего тела из сопла и, так называемый, полётный (тяговый)

КПД. Реактивную тягу двигателя можно определить следующим образом: рабочее тело, поступает в двигатель со скоростью полёта, а покидает его со скоростью истечения реактивной струи из сопла. Из баланса импульса, получается выражение для **реактивной тяги** воздушного реактивного двигателя:

$$P = G (c-v)$$

где P – сила тяги; G – секундный расход массы рабочего тела через двигатель; v – скорость полёта, c – скорость истечения реактивной струи (относительно двигателя).

Полётный (тяговый) КПД

$$\eta_{\pi} = \frac{2}{1 + \frac{c}{v}}$$

Воздушно-реактивный двигатель эффективен (создаёт тягу) только в случае, когда скорость истечения рабочего тела из сопла двигателя превышает скорость полёта: $c > v$.

Различают дозвуковые, сверхзвуковые и гиперзвуковые прямооточные воздушно-реактивные двигатели

Дозвуковые прямооточные воздушно-реактивные двигатели предназначены для полётов на скоростях с числом Маха от 0,5 до 1.

Схема дозвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя



*1 – диффузор; 2 – обтекатель; 3, 4 – турбулизирующие решётки; 5 – форсунки;
6 – камера сгорания; 7 – стабилизатор; 8 – сопло (конфузор)*

;

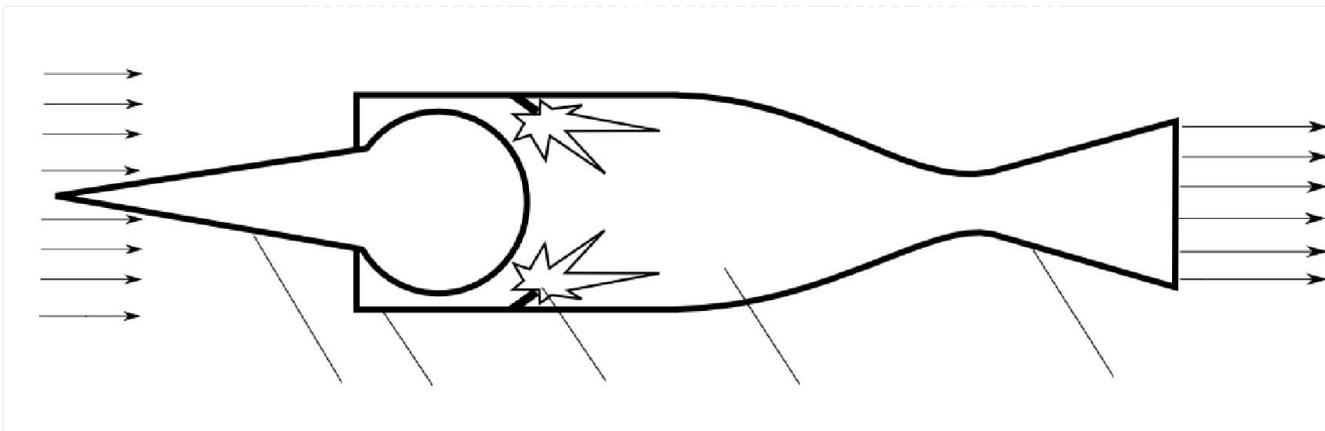
В этих двигателях набегающий поток воздуха, проходя через диффузор, сжимается и направляется в камеру сгорания, где в его поток подается жидкое топливо (чаще всего – авиационный керосин). Процесс горения идет непрерывно при практически неизменном давлении. Продукты сгорания направляются в сопло Лавалья, где разгоняются до сверхзвуковой скорости. Вытекающий поток создает реактивную тягу, которая обеспечивает перемещение транспортного средства, к которому прикреплен двигатель.

Дозвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели характеризуются крайне низкой эффективностью. При полёте на скорости $M = 0,5$ степень повышения давления в диффузоре равна 1,186, вследствие чего их термический КПД составляет всего 4,76 %, а с учётом потерь в реальном двигателе эта величина становится почти равной 0. Это означает, что на скоростях полёта при $M < 0,5$ прямоточные воздушно-реактивные двигатели практически неработоспособны. Но и на предельной для дозвукового диапазона скорости, то есть при $M \rightarrow 1$, степень повышения давления составляет лишь 1,89, а термический КПД лишь 16,7 %, что в 1,5 раза меньше, чем у реальных поршневых ДВС, и вдвое меньше, чем у газотурбинных двигателей. К тому же и поршневые, и газотурбинные двигатели эффективны при работе на месте. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель неработоспособен при низких скоростях полёта, тем более при нулевой скорости. Для достижения начальной скорости, при которой он становится эффективным, аппарат с этим двигателем нуждается во вспомогательном приводе, который может быть обеспечен, например, твердотопливным ракетным ускорителем, или самолётом-носителем (самолетом-разгонщиком), с которого запускается аппарат с дозвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем.

Неэффективность дозвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей на малых скоростях полёта делает его практически неприменимым на пилотируемых самолётах, но для беспилотных, в том числе боевых (в частности, крылатых ракет), одноразового применения, летающих в диапазоне скоростей $2 < M < 5$, благодаря своей простоте, дешевизне и надёжности, он предпочтителен. Также дозвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели используются на летающих мишенях.

Сверхзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели предназначены для полётов в диапазоне чисел Маха $1 < M < 5$. Их легко узнать по характерному конусу, который выступает в передней части и предназначен для скачкообразного торможения воздушного потока

Схема устройства сверхзвукового прямоточного



1 – центральное тело; 2 – входное устройство; 3 – топливная форсунка; 4 – камера сгорания; 5 – сопло Лавалья



Беспилотный разведчик Lockheed D-21B (США) со сверхзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем

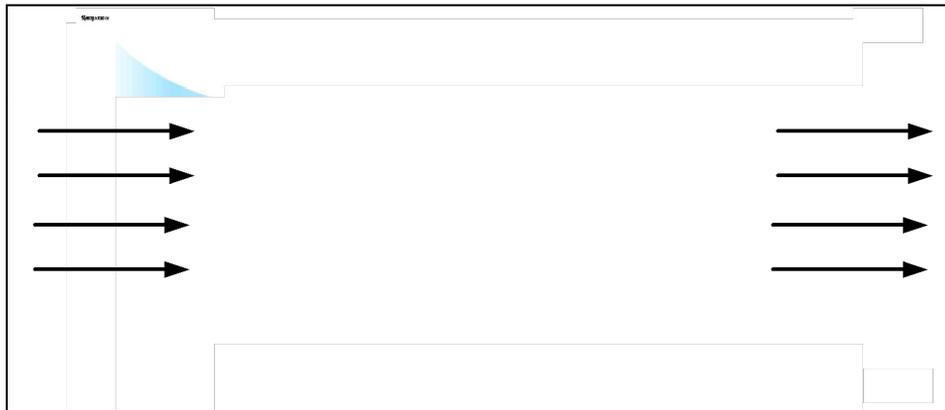
В сверхзвуковом диапазоне скоростей прямоточные воздушно-реактивные двигатели значительно более эффективнее, чем в дозвуковом. Например, на скорости $M = 3$ степень повышения давления составляет 36,7, а термический КПД достигает 64,3 %.

Гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем называется двигатель, работающий на скоростях полёта свыше $M=5$ (верхний предел точно не устанавливается).

Двигатель состоит из имеющего сужение воздухозаборника (диффузора), в котором поступающий в него со скоростью полёта летательного аппарата воздух тормозится и сжимается, камеры сгорания, где происходит сжигание топлива, сопла Лавалья, через которое происходит истечение газообразных продуктов сгорания топлива со сверхзвуковой скоростью.

Двигатель предназначен для полётов в стратосфере.

Схема устройства гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя



Экспериментальный гиперзвуковой летательный аппарат X-43

К **достоинствам** прямоточных воздушно-реактивных двигателей следует отнести простоту конструкции и минимальное количество составляющих элементов и сравнительно низкую себестоимость.

Кроме этого:

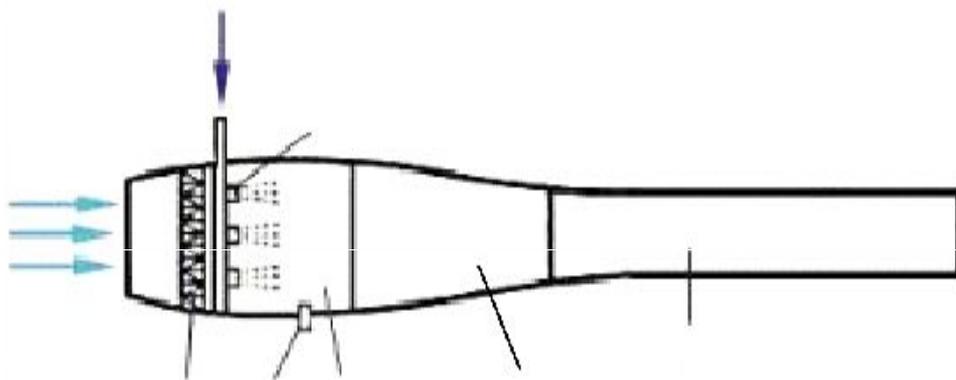
- возможность использования двигателя при полетах на большой высоте в разреженных слоях атмосферы;
- возможность использования твердого топлива, что упрощает конструкцию;
- высокий показатель термического КПД у сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей, достигающий значения порядка 60 %, что выше, чем у других реактивных двигателей.

Недостатки:

- двигатель не может работать при нулевой и при низкой скорости; для его работы необходимо наличие встречного воздушного потока;
- наиболее перспективные сверхзвуковые ПВРД эффективно работают только в узких скоростных диапазонах (3–5М

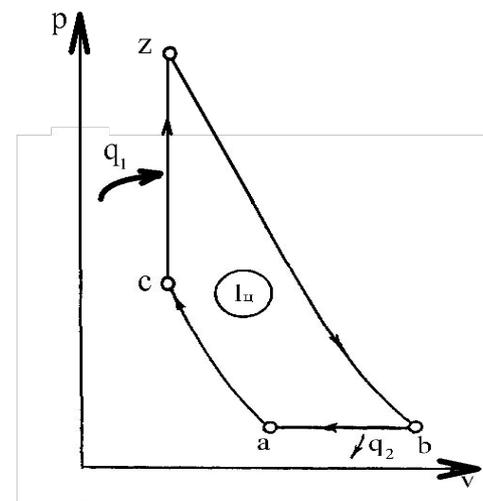
Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели

Основными конструктивными элементами пульсирующего воздушно-реактивного двигателя являются: диффузор, топливная трубка с жиклёром для регулировки подачи топлива, форунки, клапанная решётка, камера сгорания с запальной свечой, сопло (конфузор) и резонансная труба.

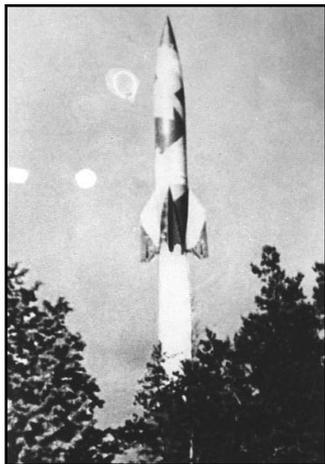


- 1 – воздух;
- 2 – топливо;
- 3 – клапанная решетка;
- 4 – форсунки;
- 5 – свеча;
- 6 – камера сгорания;
- 7 – сопло (конфузор);
- 8 – резонансная труба

Термодинамический цикл пульсирующего воздушно-реактивного двигателя состоит из четырех процессов: адиабатного сжатия рабочего тела в диффузоре (a–c); изохорного процесса подвода теплоты в камере сгорания (c–z); адиабатного расширения рабочего тела в сопле (z–b); изобарного отвода теплоты (b–a). Эффективность рассматриваемого цикла определяется теми же формулами, что и для прямоточного воздушно-реактивного двигателя.



Принцип действия пульсирующего прямоточного воздушно-реактивного двигателя

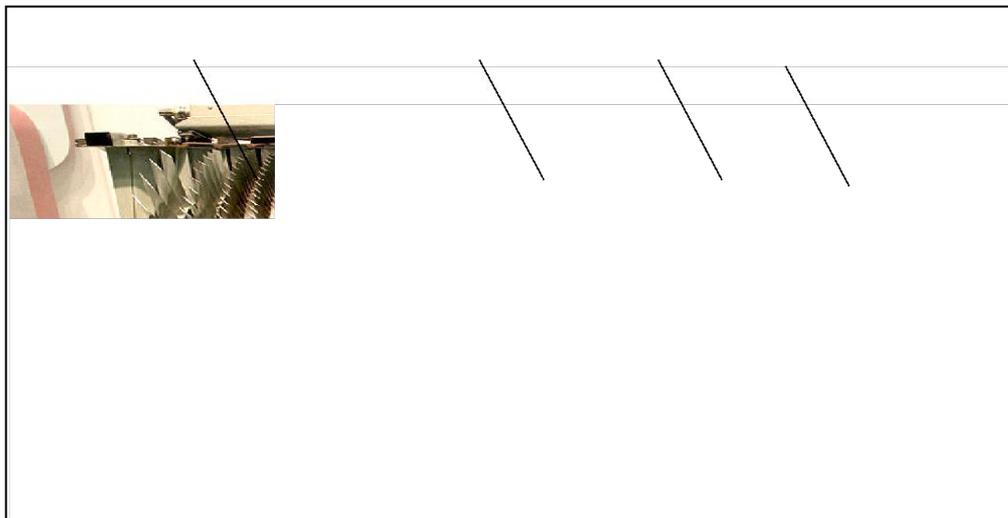


«Фау-2» — первая в мире баллистическая ракета дальнего действия, с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем разработанная немецким конст-

Действие пульсирующего воздушно-реактивного двигателя рассмотрим, начиная со второго цикла. Клапаны в клапанной решётке закрыты. Впрыснутое в камеру сгорания топливо воспламеняется, давление в ней резко повышается. Это обеспечивается тем, что камера сгорания соединена с атмосферой длинной резонансной, относительно узкой трубой: воздух в этой трубе служит как бы поршнем; пока происходит разгон этого «поршня», давление в камере повышается. Затем под действием повышенного давления в камере сгорания продукты горения и еще продолжающие гореть газы устремляются с большой скоростью наружу, в атмосферу. В результате в камере сгорания создаётся разрежение, начинается 1-й цикл, лепестки пластинчатых клапанов решетки, служащие для закрывания отверстий в ней, отги-баются под напором атмосферного воздуха и внутрь камеры сгорания поступает све-жий воздух и после подачи в неё топлива начинается второй цикл.

Турбореактивные двигатели

Турбореактивные двигатели являются основными силовыми установками в современной большой авиации (в легкомоторной авиации основной силовой установкой служат поршневые ДВС). Основными частями его конструкции являются: компрессор (осевой или центробежный), камера сгорания, турбина и выходное устройство или сопло (конфузор).



Основные конструктивные элементы турбореактивного двигателя с осевым компрессором

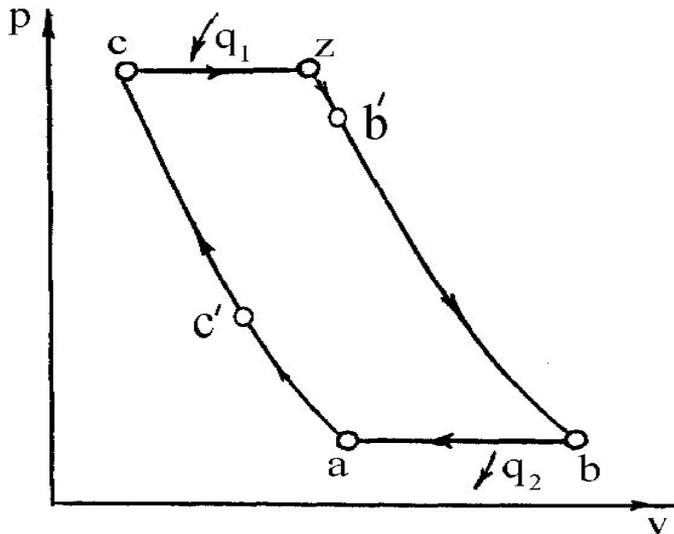


Основные конструктивные элементы турбореактивного двигателя с центробежным компрессором

Работа турбореактивного двигателя осуществляется следующим образом. Поток воздуха, попадая в двигатель, тормозится во входном устройстве (диффузоре), давление воздуха несколько повышается, направляется в компрессор. Ротор (вращающаяся часть) объединяет ряд рабочих колес компрессора, представляющих собой диски с закрепленными на них рабочими лопатками. При вращении ротор, подобно вентилятору, воздействует на воздушный поток и заставляет его двигаться вдоль оси двигателя через ряд неподвижно закрепленных по окружности на корпусе двигателя спрямляющих лопаток. Каждый ряд спрямляющих лопаток располагается за соответствующим рабочим колесом, образуя статор (неподвижную часть компрессора). Ряд неподвижных лопаток, называемых спрямляющим аппаратом, в совокупности с рядом рабочих лопаток рабочего колеса называется ступенью компрессора. Проходя через многоступенчатый осевой компрессор, воздух сжимается, его давление многократно (в 10–40 раз) повышается. Сжатый воздух из компрессора попадает в камеру сгорания, образованную несколькими расположенными по периметру корпуса жаровыми трубами (или одной кольцевой трубой). Примерно 25–35 % от общего потока воздуха направляется непосредственно в жаровые трубы, где происходит основной процесс сгорания топлива, поступающего в распыленном состоянии через форсунки. Другая часть воздуха обтекает наружные поверхности жаровых труб, охлаждая их, и на выходе из камеры сгорания смешивается с продуктами сгорания для их охлаждения, что позволяет поддерживать температуру на уровне, определяемом допустимой тепловой прочностью стенок камеры сгорания, лопаток ротора и лопаток спрямляющего аппарата турбины, на которую образовавшийся в камере сгорания и имеющий высокую температуру и давление газовый поток устремляется через суживающийся сопловой аппарат камеры сгорания. Часть потенциальной энергии газозвушной смеси, полученной при сжатии воздуха в компрессоре и нагреве его в камере сгорания, преобразуется ротором газовой турбины, устройство которой аналогично устройству компрессора, в механическую работу вращения ротора компрессора, соединенного общим валом с ротором турбины. Часть механической мощности отбирается от вала для привода агрегатов двигателя (топливных подкачивающих насосов, масляных насосов и т.п.) и привода электрогенераторов, обеспечивающих энергией различные бортовые системы. От компрессора также забирается часть сжатого воздуха для различных бортовых систем. Основная часть энергии продуктов сгорания идет на ускорение газового потока в выходном устройстве (конфузоре), т.е. на создание реактивной тяги. Стартовая закрутка вала ТРД осуществляется стартером, приводимым при запуске двигателя от наземного или бортового электроагрегата, при дальнейшей работе двигателя вращение вала (и ротора компрессора) поддерживается вращением ротора турбины.

Термодинамический цикл турбореактивного двигателя

В турбореактивном двигателе набегающий поток воздуха, сжимается сначала в диффузоре (процесс $a-c'$), а затем в турбокомпрессоре (процесс $c'-c$). Сжатый воздух подается в камеру сгорания, куда через форсунку впрыскивается топливо. Частичное расширение газов, образовавшихся при сгорании, происходит в турбине (процесс $z-b'$), приводящей во вращение компрессор, а окончательное с ускорением – в сопле (конфузоре) (процесс $b'-b$).



Эффективность цикла турбореактивного двигателя определяется теми же формулами, что и для проточного воздушно-реактивного двигателя

Истребитель МИГ-29 с турбореактивным двигателем

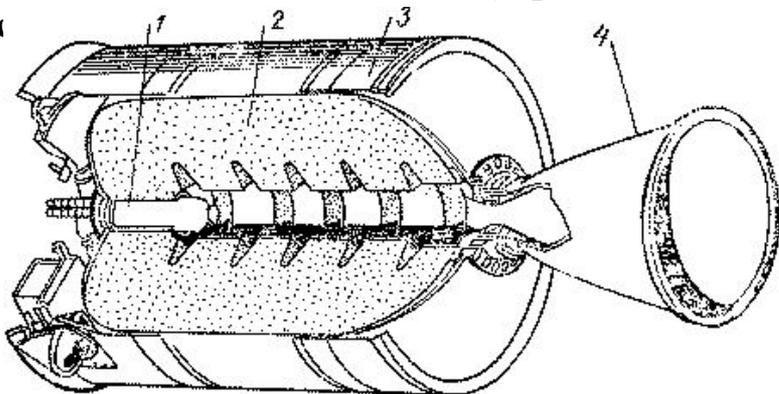
2. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ.

Ракетные двигатели – это реактивные двигатели, не использующие для работы кислород атмосферного воздуха. По роду применяемого топлива различают: твердотопливные (РДТТ – ракетный двигатель твёрдого топлива) и жидкостные двигатели (ЖРД). Понятия «термодинамический» или «рабочий» цикл у этих двигателей не существует, так как весь процесс их работы заключается в непрерывном сгорании топлива (до полного его выгорания) и выброса продуктов сгорания через сопло в окружающую среду, т.е. циклической работы нет.

Твердотопливные реактивные двигатели используются в боевых ракетах, включая баллистические. Кроме этого они применяются в авиации и космонавтике как двигатели первых ступеней ракетносителей, стартовые двигатели для самолетов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями и тормозные двигатели. Реактивные твердотопливные двигатели очень надежны, могут долго храниться, а, следовательно, постоянно готовы к запуску.

Конструкция ракетных двигателей твердого топлива достаточно проста: они состоят из корпуса (камеры сгорания), заряда твёрдого топлива, воспламенительного устройства и реактивного сопла.

Достоинствами твердотопливных двигателей являются: относительная простота, отсутствие проблемы возможных утечек токсичного топлива, низкая пожароопасность, возможность длительного хранения, надёжность. **Недостатками** таких двигателей являются невысокий удельный импульс и относительные сложности с управлением двигателем, его остановкой и повторным запуском, по сравнению правило, больший уровень вибраций при работе, большое количество агрессивных веществ в выхлопе наиболее распространённых видов топлива с перхлоратом аммония.

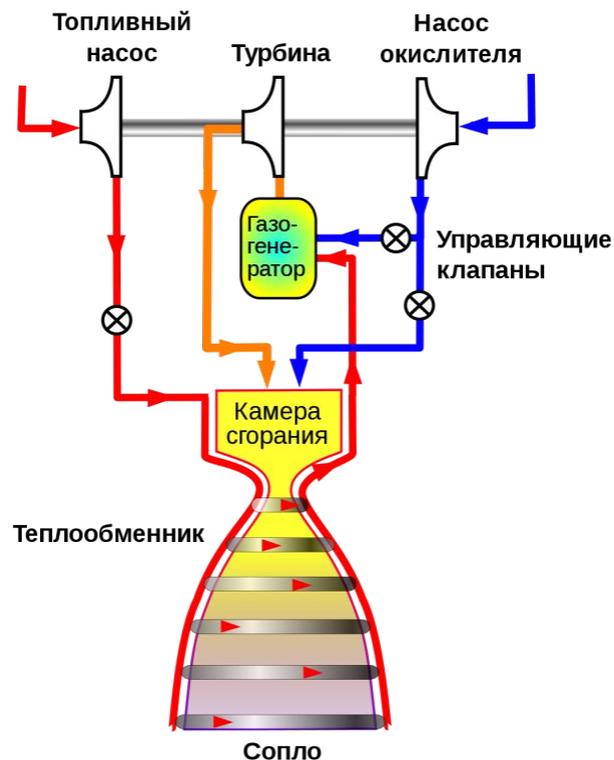


Твердотопливный ракетный двигатель в разрезе:

1 – воспламенитель; 2 – топливный заряд;

3 – корпус; 4 – реактивное сопло

Преимущественная область применения *жидкостных реактивных двигателей* – ракеты-носители и двигательные установки различных космических аппаратов. Существует довольно большое разнообразие схем устройства ЖРД, при единстве главного принципа их действия. Рассмотрим устройство и принцип действия ЖРД на примере двухкомпонентного двигателя с насосной подачей топлива как наиболее распространённого, схема которого стала классической. Ниже представлены внешний вид и схема такого ЖРД.



Работает он следующим образом. Горючее и окислитель из баков на центробежные насосы (на рисунке не показаны), приводимые в движение газовой турбиной (на рисунке не показаны) под высоким давлением поступают в смесительную камеру, затем в форсунки, через которые компоненты нагнетаются в камеру сгорания и сгорают, образуя нагретое до высокой - газообразное рабочее тело, которое, расширяясь в сопле, совершает работу и преобразует внутреннюю энергию газа в кинетическую энергию его направленного движения.

. К достоинствам ЖРД можно отнести:

- Самый высокий удельный импульс в классе химических ракетных двигателей (свыше 4500 м/с для пары кислород — водород, для керосин — кислород — 3500 м/с).

- Управляемость по тяге: регулируя расход топлива, можно изменять величину тяги в большом диапазоне и полностью прекращать работу двигателя с последующим повторным запуском. Это необходимо при маневрировании аппарата в космическом пространстве.

- При создании больших ракет, например носителей, выводящих на околоземную орбиту многотонные грузы, использование ЖРД позволяет добиться весового преимущества по сравнению с твердотопливными двигателями. Во-первых, за счёт более высокого удельного импульса, а во-вторых, за счёт того, что жидкое топливо на ракете содержится в отдельных баках, из которых оно подаётся в камеру сгорания с помощью насосов. За счёт этого давление в баках существенно (в десятки раз) ниже, чем в камере сгорания, а сами баки выполняются тонкостенными и относительно лёгкими. В РДТТ контейнер топлива является одновременно и камерой сгорания, и должен выдерживать высокое давление (десятки атмосфер), а это влечёт за собой увеличение его веса. Чем больше объём топлива в ракете, тем больше размер контейнеров для его хранения, и тем больше сказывается весовое преимущество ЖРД по сравнению с РДТТ, и наоборот: для малых ракет наличие турбонасосного агрегата сводит на нет это преимущество.

Недостатки ЖРД:

- ЖРД и ракета на его основе значительно более сложно устроены, и более дорогостоящи, чем эквивалентные по возможностям твердотопливные (несмотря на то, что 1 кг жидкого топлива в несколько раз дешевле твёрдого). Транспортировать жидкостную ракету необходимо с большими предосторожностями, а технология подготовки её к пуску более сложна, трудоёмка и требует больше времени (особенно при использовании сжиженных газов в качестве компонентов топлива), поэтому для ракет военного назначения предпочтение в настоящее время оказывается твердотопливным двигателям ввиду их более высокой надёжности, мобильности и боеготовности.

- Компоненты жидкого топлива в невесомости неуправляемо перемещаются в пространстве баков. Для их осаждения необходимо применять специальные меры, например, включать вспомогательные двигатели, работающие на твёрдом топливе или на газе.