

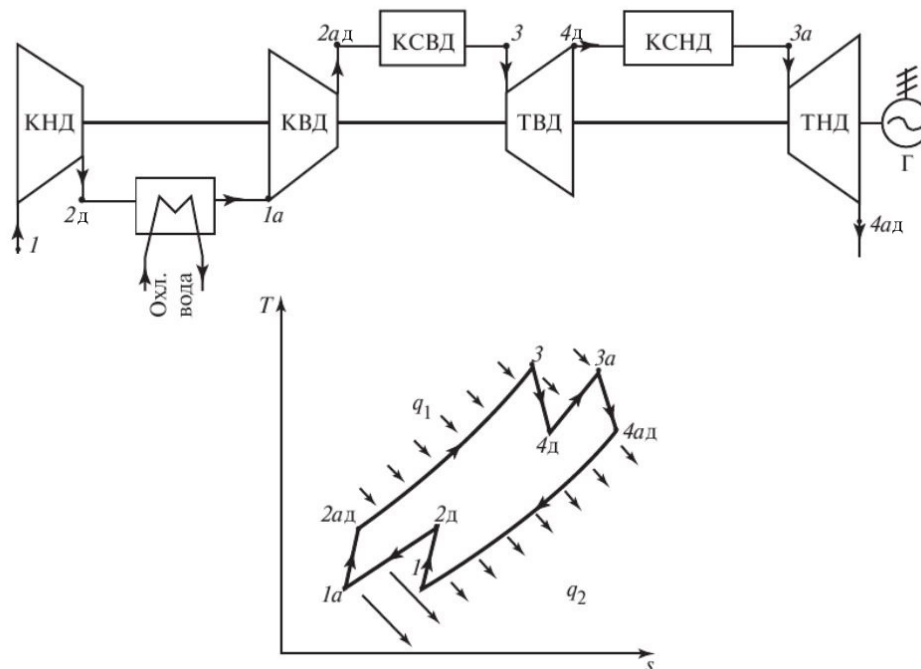
**План лекции:**

1. ГТУ с многоступенчатым сжатием и расширением
2. Замкнутые газотурбинные установки
3. Циклы реактивных двигателей
4. Вопросы для дистанционного освоения лекции

**1. ГТУ С МНОГОСТУПЕНЧАТЫМ СЖАТИЕМ И РАСШИРЕНИЕМ**

В схеме ГТУ с многоступенчатым сжатием и расширением рабочего тела воздух сжимается в многоступенчатом компрессоре. **Многоступенчатым компрессором** называется такой компрессор, в котором процессы сжатия воздуха в ступенях чередуются с процессами его охлаждения. Аналогично, **многоступенчатой турбиной** называется такая турбина, в которой процессы расширения газа в ступенях чередуются с процессами подвода теплоты в дополнительных камерах сгорания. В многоступенчатых турбинах в первую камеру сгорания подается воздух в количестве, примерно в 3 раза превышающем минимально необходимое для осуществления химической реакции окисления топлива, т.о. в последующие камеры сгорания поступает газ, содержащий достаточное количество воздуха для сжигания топлива.

В ГТУ такого типа может быть несколько ступеней сжатия и расширения; в настоящее время **их число не превышает трех**. При двухступенчатом сжатии эти ступени обычно называют **компрессорами низкого и высокого давлений** (КНД и КВД), при трехступенчатом сжатии - **компрессорами низкого, среднего и высокого давлений** (КНД, КСД и КВД). Аналогично ступени турбины при двух, ступенчатом расширении называют **турбинами высокого и низкого давлений** (ТВД и ТНД), а при трехступенчатом - **турбинами высокого, среднего и низкого давлений** (ТВД, ТСД и ТНД). На рисунке представлена принципиальная схема ГТУ с двухступенчатым сжатием и двухступенчатым расширением, и цикл, совершаемый рабочим телом этой установки.



Воздух из окружающей среды 1 поступает в КНД, где его давление адиабатно повышается от  $p_1$ , до  $p_2$ . В промежуточном охладителе воздух охлаждается в изобарном процессе 2д-1а до температуры близкой к  $T_1$ . Будем считать, что температуры воздуха после промежуточных охладителей одинаковы и равны температуре окружающей среды  $T_1$ . В компрессоре высокого давления КВД воздух сжимается адиабатно в процессе 1а-2ад и поступает в камеру сгорания высокого давления (КСВД), где так же, как и в простой ГТУ, в результате сгорания топлива температура рабочего тела повышается до  $T_3$ . После адиабатного расширения газа в ТВД (процесс 3-4д) в камере сгорания низкого давления (КСНД) температура газов повышается до температуры  $T_3$ . В ТНД газы адиабатно расширяются до первоначального давления  $p_1$ , (процесс 3а-4ад), Газы в состоянии 4ад покидают ГТУ.

Выражения для удельной работы, подведенной и отведенной теплоты, внутреннего КПД такой ГТУ имеют вид:

$$\begin{aligned}
 I_{ГТУ} &= (I_{Т1} + I_{Т2}) - (I_{К1} + I_{К2}) = [(h_3 - h_{4д}) + (h_{3А} - h_{4АД})] - [(h_{2д} - h_1) + (h_{2АД} - h_{1А})] \\
 I_{ГТУ} &= q_1 - q_2 \\
 q_1 &= (h_3 - h_{2АД}) + (h_{3А} - h_{4д}) > 0 \\
 q_2 &= (h_1 - h_{4АД}) + (h_{1А} - h_{2д}) < 0 \\
 \eta_T &= \frac{[(h_3 - h_{4д}) + (h_{3А} - h_{4АД})] - [(h_{2д} - h_1) + (h_{2АД} - h_{1А})]}{(h_3 - h_{2АД}) + (h_{3А} - h_{4д})}
 \end{aligned} \tag{1}$$

Полагая степень повышения давления на каждой ступени компрессора и турбины одинаковыми  $\beta_K = p_{2д}/p_1 = p_{2АД}/p_{1А}$ ,  $\beta_T = p_3/p_{4д} = p_{3А}/p_{4АД}$ , после соответствующих преобразований можно получить:  $\beta_K = \beta_T = \beta$ . Тогда для  $\eta_T$ :

$$\eta_T = 1 - \frac{T_{4АД} + T_{2д} - 2T_1}{2T_3 - T_{2АД} - T_{4д}} \tag{2}$$

Как известно, для обеспечения максимума удельной работы многоступенчатого компрессора необходимо, чтобы степени повышения давления всех ступеней компрессора были одинаковыми:  $\beta_{1К} = \beta_{2К} = \dots = \sqrt[n]{\beta}$ ,  $\beta = p_{\max}/p_{\min}$ . Аналогичное условие можно получить и для многоступенчатой турбины:  $\beta_{1Т} = \beta_{2Т} = \dots = \sqrt[n]{\beta}$ . ГТУ, для которой обеспечиваются оба условия, совершает максимальную работу при всех прочих равных условиях.

Существуют ГТУ, в которых одновременно используются как многоступенчатое сжатие и расширение рабочего тела, так и регенерация. В таких системах уходящие газы в регенеративном подогревателе нагревают воздух после КВД перед его поступлением в КСВД. Такие ГТУ имеют более высокие значения КПД, чем в ранее рассмотренных системах, однако большинство созданных на сегодняшний день установок - это простые ГТУ.

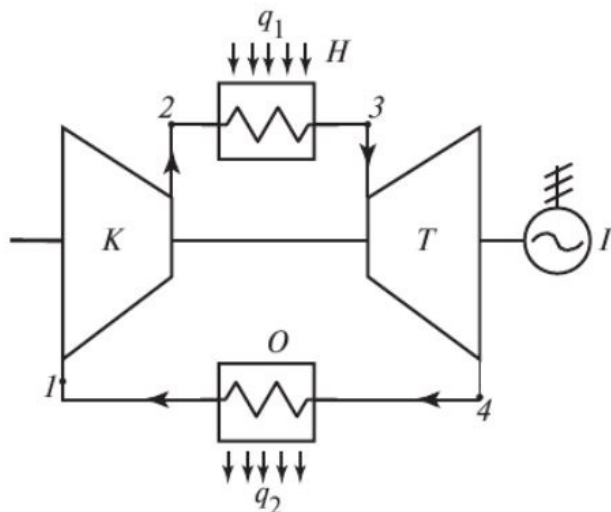
## 2. ЗАМКНУТЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ УСТАНОВКИ

Во всех рассмотренных схемах ГТУ **рабочим телом служит воздух**. Воздух как рабочее тело кроме его дешевизны обладает еще двумя уникальными достоинствами.

Во-первых, воздух, являясь окислителем топлива, допускает его «внутреннее» сгорание, что позволяет заметно повысить максимальную температуру в цикле.

Во-вторых, отвод теплоты в окружающую среду возможен чрезвычайно простым способом - выбрасыванием в окружающую среду отработавших газов.

Если попытаться создать ГТУ с другим рабочим телом (например, гелием), то в этой установке необходимо изменить конструкцию устройства для подвода теплоты  $q_1$  и добавить устройство для отвода теплоты  $q_2$ . Естественно, что схема такой ГТУ должна быть замкнутой. Принципиальная схема замкнутой ГТУ приведена на рисунке.



Здесь, также есть компрессор К, турбина Т и электрогенератор Г, преобразующий механическую работу в электроэнергию. Вместо камеры сгорания в замкнутой ГТУ установлен нагреватель Н, в котором проходящий по трубкам газ нагревается за счет внешнего источника теплоты. В охладителе О газ, охлаждаясь до первоначальной температуры, отдает теплоту окружающей среде. Так же как и в разомкнутой схеме здесь осуществляется цикл, состоящий из двух адиабат и двух изобар. Поэтому все соотношения, полученные для разомкнутых схем, справедливы и для замкнутых ГТУ. Также **возможны замкнутые ГТУ с регенерацией и многоступенчатым сжатием и расширением рабочего тела.**

Отметим преимущества и недостатки замкнутых схем.

Во-первых, существует возможность повышения в несколько раз начального давления газа перед компрессором. Это приводит к повышению плотности газа (при сохранении отношения давлений  $\beta$ ), к увеличению его массового расхода (при сохранении объемного расхода) и, следовательно, к возрастанию мощности ГТУ.

Во-вторых, рабочее тело замкнутых ГТУ более чистое и не содержит сажу и другие твердые частицы (это было при наличии камеры сгорания), поэтому отсутствует эрозия лопаток турбин. Кроме того, отсутствие сажи увеличивает коэффициент теплопередачи в регенеративных теплообменниках и позволяет поднять степень регенерации  $\sigma$ .

В-третьих, при использовании нагревателя вместо камеры сгорания можно применять не только жидкое и газообразное топливо, но и другие виды топлив, в первую очередь твердые — угли. В качестве источника тепла может быть использован и атомный реактор (при этом в качестве рабочего тела предполагается применять гелий).

Недостатки замкнутых ГТУ.

Во-первых, громоздкие нагреватели и охладители рабочего тела. Поэтому замкнутые ГТУ не имеют тех достоинств - компактность, простота и т.п., которые выгодно отличают простые ГТУ.

Во-вторых, их КПД оказался недостаточно велик, чтобы конкурировать с традиционными установками. Кроме того, из-за «внешнего» сгорания топлива и передачи теплоты через поверхность труб рабочему телу в нагревателе максимальная температура рабочего тела меньше, чем в разомкнутых ГТУ. Естественно, что это существенно снижает КПД таких установок.

В-третьих, утечки рабочего тела через неплотности конструкции замкнутых ГТУ уменьшают величину работы и КПД этих установок.

### 3. ЦИКЛЫ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Реактивный двигатель представляет собой устройство, в котором химическая энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию струи рабочего вещества (газа), расширяющегося в соплах. Эта струя создает тягу за счет реактивного действия рабочего тела, вытекающего из двигателя в сторону противоположную направлению движения.

Реактивные двигатели подразделяются на две основные категории: **ракетные двигатели и воздушно-реактивные двигатели (ВРД)**.

Ракета несет на борту запас как горючего, так и окислителя, необходимой для сгорания топлива (жидкий кислород, озон, пероксид водорода, азотная кислота и др.). В отличие от них воздушно-реактивные двигатели несут на борту только запас горючего, а в качестве окислителя используется кислород атмосферного воздуха. ВРД пригодны для работы только в атмосфере Земли, тогда как ракетные двигатели могут работать как в атмосфере, так и в космическом пространстве.

**Рассмотрим вначале циклы воздушно-реактивных двигателей.**

По принципу действия ВРД делятся на **компрессорные и бескомпрессорные**.

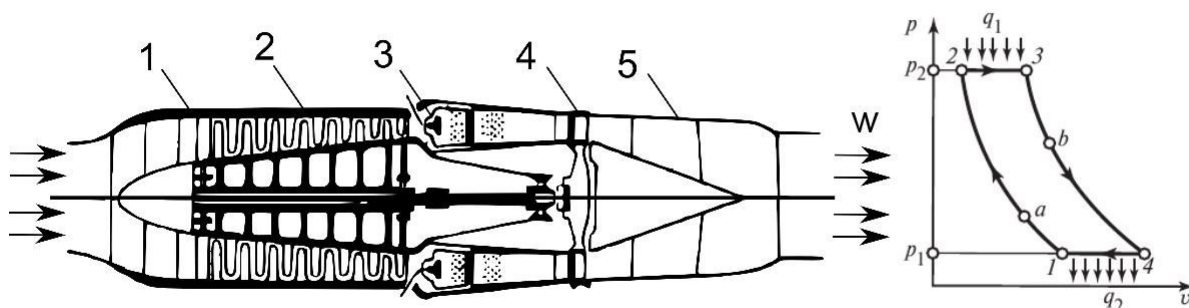


Схема с турбокомпрессором представлена на рисунке. В **турбокомпрессорном воздушно-реактивном двигателе (ТРД)** жидкое горючее, подаваемое из топливных баков, сгорает в камере сгорания 3, и затем продукты сгорания, расширившись в сопле 5, выбрасываются во внешнюю среду. Окислителем служит кислород воздуха. Для того чтобы повысить КПД двигателя, применяют предварительное сжатие воздуха. Воздух, засасываемый из атмосферы через диффузор 7, сжимается осевым или центробежным компрессором 2 и только после этого поступает в камеру сгорания. Привод компрессора осуществляется от специальной газовой турбины 4, на вращение которой расходуется часть располагаемой работы продуктов сгорания (компрессор с приводом от газовой турбины называется турбокомпрессором). Пройдя через газовую турбину, продукты сгорания расширяются в сопле.

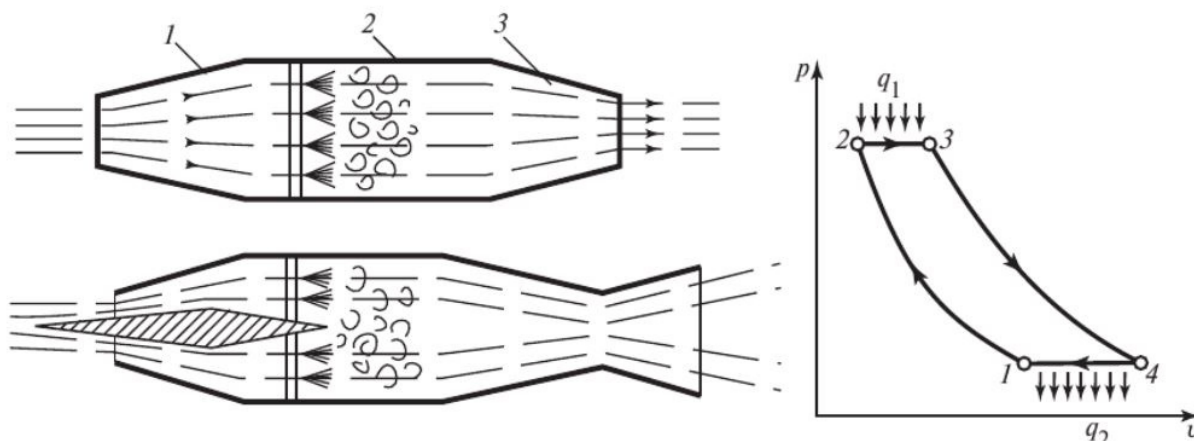
Цикл ТРД осуществляется следующим образом: сжатие воздуха в турбокомпрессоре от атмосферного давления  $p_1$  до давления  $p_2$  происходит по адиабате 1-2. Затем к рабочему телу подводится теплота  $q_1$ , выделяющаяся при сгорании топлива; этот процесс

происходит при постоянном давлении (изобара 2-3). Расширение рабочего тела (воздух + продукты сгорания) в газовой турбине и затем в реактивном сопле 5 двигателя осуществляется по адиабате 3-4 (от точки 3 до точки b - отдача работы в газовой турбине, а от точки b до точки 4 - ускорение потока в сопле). Цикл замыкается изобарой 4-1 при давлении, равном атмосферному.

Из сказанного следует, что **цикл ТРД принципиально ничем не отличается от цикла газотурбинной установки со сгоранием при  $p = \text{const}$** , рассмотренного ранее. Полученные ранее соотношения полностью применимы к ТРД.

Турбокомпрессорный воздушно-реактивный двигатель в настоящее время является основным типом двигателя для скоростных самолетов.

В **бескомпрессорных ВРД**, как это следует из самого названия двигателя, компрессор отсутствует и предварительное сжатие воздуха осуществляется только за счет торможения набегающего потока воздуха. Бескомпрессорные ВРД подразделяются на две группы - **прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД)** и **пульсирующие воздушно-реактивные двигатели (ПуВРД)**.



В схеме этого двигателя отсутствуют компрессор и турбина. Сжатый в диффузоре 1 от атмосферного давления  $p_1$  до давления  $p_2$  воздух поступает в камеру сгорания 2, в которую впрыскивается жидкое топливо. Процесс сгорания происходит при практически постоянном давлении ( $p = \text{const}$ ). Продукты сгорания, имеющие высокую температуру, вытекают из сопла 3.

Таким образом, цикл ПВРД состоит из адиабаты сжатия воздуха в диффузоре (1-2), изобары процесса сгорания (2-3), адиабаты расширения в сопле (3-4) и замыкающей цикл изобары охлаждения продуктов сгорания (4-1).

С точки зрения термодинамики цикл ПВРД аналогичен циклу газотурбинной установки с подводом теплоты при постоянном давлении и циклу ТРД. В соответствии с уравнением  $\eta_T = 1 - \beta^{\frac{1-k}{k}}$  КПД этого цикла тем больше, чем выше степень повышения давления  $\beta$ , т.е. чем выше скорость движения самолёта, на котором установлен этот двигатель. Скорость набегающего потока воздуха обеспечивает динамическое давление, превращающееся при торможении в диффузоре в статическое давление. Из этого следует, что термический КПД ПВРД возрастает с ростом скорости движения самолёта:

$$\eta_T = \frac{1}{1 + \frac{2c_p T_1}{w_1^2}} \quad (3)$$

Конструкция ПВРД для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей должна быть различной. В дозвуковом ПВРД торможение потока происходит при течении в расширяющемся диффузоре, а ускорение потока - при течении в суживающемся сопле. ПВРД для сверхзвуковых скоростей полета должен быть снабжен суживающимся участком, в котором сверхзвуковой поток тормозится до звуковой скорости, а затем происходит его дальнейшее торможение в расширяющемся дозвуковом диффузоре.

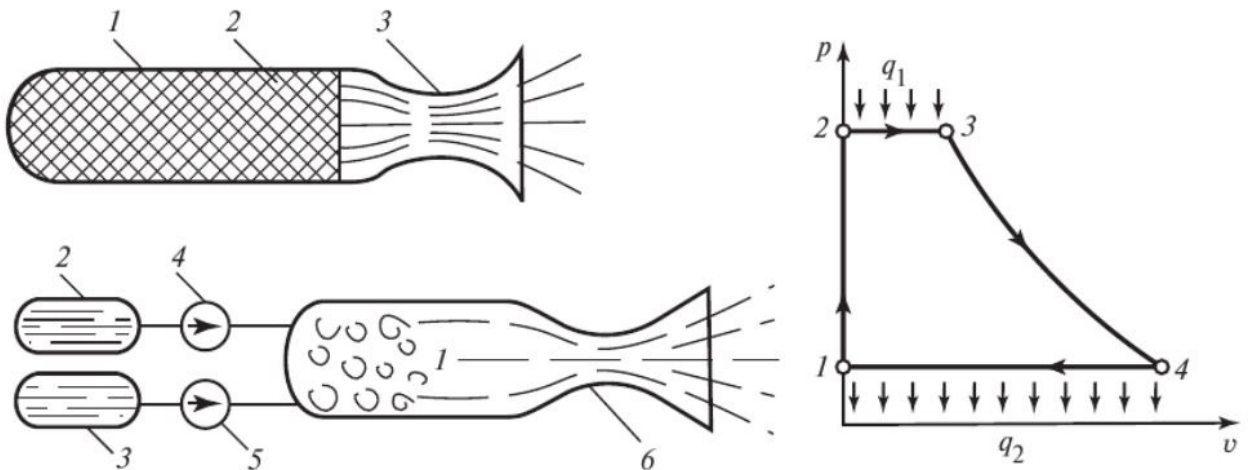
**Пульсирующий бескомпрессорный реактивный двигатель**, снабжается специальным устройством клапанного типа, в результате чего камера сгорания может быть изолирована от диффузора и сопла, так что процесс сгорания осуществляется при постоянном объеме. Для этого двигателя характерна периодичность действия, чем и объясняется его название. Цикл ПуВРД аналогичен циклу газотурбинной установки со сгоранием при  $v = \text{const}$ .

Двигатели типа ПуВРД не получили широкого распространения из-за конструкционной сложности.

### Рассмотрим циклы ракетных двигателей.

Ракетные двигатели подразделяются на двигатели с химическим топливом и ядерные ракетные двигатели.

Двигатели с химическим топливом в свою очередь делятся на две основные группы - ракетные двигатели с твердым топливом (РДТТ) и жидкостные ракетные двигатели (ЖРД).



В РДТТ твердое топливо (обычно разные сорта порохов), содержащее в себе и горючее, и окислитель, воспламеняется при запуске ракеты и постепенно выгорает, образуя газообразные продукты сгорания, истекающие из сопла. На схеме РДТТ: 1 - камера сгорания; 2 - твердое топливо; 3 - сопло.

В момент запуска двигателя давление газообразных продуктов сгорания твердого топлива мгновенно повышается от атмосферного давления  $p_1$  до некоторого давления  $p_2$ . В различных типах двигателей величина  $p_2$  может достигать нескольких десятков и даже

сотен атмосфер; процесс повышения давления происходит настолько быстро, что его можно считать изохорным (1-2). Процесс подвода теплоты к продуктам сгорания можно считать изобарным (2-3). Затем газообразные продукты сгорания адиабатно расширяются в сопле (3-4). Цикл замыкается изобарой 4-1 (охлаждение продуктов сгорания в окружающей среде). В камере сгорания продукты сгорания твердого топлива имеют настолько высокую плотность по сравнению с газами, истекающими из сопла, что изохора изображена совпадающей с осью ординат.

Благодаря простоте конструкции и удобству в эксплуатации РДТТ получают все большее распространение в ракетной технике.

**ЖРД** состоит из камеры сгорания 1, в которую подаются жидкое горючее из топливного бака 2 и окислитель из бака 3 с помощью насосов 4 и 5. Сгорание осуществляется при практически постоянном давлении  $p_2$ . Газообразные продукты сгорания истекают из сопла 6 в окружающую среду. Цикл ЖРД аналогичен циклу РДТТ. Жидкостные ракетные двигатели широко используются в ракетной, а в ряде случаев и в авиационной технике.

Термический КПД цикла может быть рассчитан следующим образом:

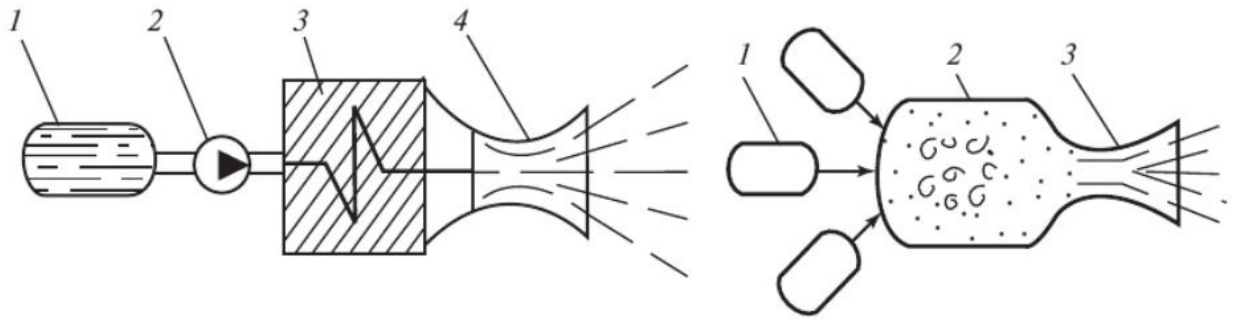
$$\begin{aligned}
 q_1 &= h_3 - h_2 > 0 \\
 q_2 &= h_1 - h_4 < 0 \\
 \eta_T &= 1 - \frac{h_4 - h_1}{h_3 - h_2} = \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{(h_3 - h_1) - (h_2 - h_1)}
 \end{aligned} \tag{4}$$

Величиной  $(h_2 - h_1)$  в уравнении (4) можно пренебречь, поскольку удельные объёмы жидкости и твёрдого тела малы и работа на их сжатие также пренебрежимо мала. Поскольку в реактивных двигателях разность энтальпий  $(h_3 - h_4)$  превращается в кинетическую энергию при истечении продуктов реакции из сопла уравнение (4) можно переписать в виде:

$$\eta_T = \frac{h_3 - h_4}{h_3 - h_1} = \frac{w^2}{2(h_3 - h_1)} \tag{5}$$

### **Рассмотрим циклы ядерных ракетных двигателей (ЯРД).**

Возможная схема ЯРД изображена на рисунке. Рабочее тело, находящееся в жидком состоянии в баке 1, с помощью насоса 2 прокачивается через активную зону ядерного реактора 3, где к нему подводится теплота. Процесс подвода теплоты в реакторе происходит при постоянном давлении рабочего тела. Из реактора газообразное рабочее тело поступает в сопло 4, в котором расширяется и затем истекает в окружающую среду. Из изложенного ясно, что с точки зрения термодинамики цикл ЯРД аналогичен циклу ЖРД; следовательно, термический КПД цикла ЯРД, как и цикла ЖРД, определяется уравнением (5).



Важно подчеркнуть, что в отличие от воздушно-реактивных и ракетных двигателей, работающих на химическом топливе, в ядерных ракетных двигателях рабочее тело не является продуктом сгорания топлива. Следовательно, рабочее тело для ЯРД может быть выбрано из соображений наибольшей эффективности. Так скорость истечения газа из сопла в вакуум определяется соотношением:

$$w = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} \frac{\mathcal{R}T_1}{\mu}} \quad (6)$$

Из соотношения (6) следует, что наибольшей скоростью истечения будет обладать газ с наименьшей молекулярной массой, например, водород  $\mu = 2$ , который при высоких температурах в реакторе диссоциирует на атомарный водород  $\mu = 1$ .

Наряду с водородом в качестве возможных рабочих тел ядерных ракетных двигателей рассматриваются гелий, водяной пар, водородные соединения легких элементов.

Следует отметить, что хотя тяга ядерных ракетных двигателей невелика по сравнению с тягой химических ракетных двигателей, ядерный двигатель может работать в течение гораздо большего (на много порядков) времени, чем ракетный двигатель с химическим топливом. Поэтому ЯРД является весьма перспективным типом двигателя для управляемых межпланетных космических кораблей.



#### 4. ВОПРОСЫ ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ОСВОЕНИЯ ЛЕКЦИИ

1. Для каких целей применяется многоступенчатое сжатие в компрессоре и расширение в турбине ГТУ.
Ответ:
2. Запишите формулу для степени повышения давления на каждой ступени ГТУ для обеспечения максимума работы.
Ответ:
3. Коротко запишите недостатки замкнутых ГТУ.
Ответ:
4. За счёт чего происходит сжатие воздуха в бескомпрессорных ВРД.
Ответ:
5. Нарисуйте цикл РД на твёрдом топливе на $p-v$ диаграмме.
Ответ:
Фамилия Имя Отчество:
Группа:
Подпись:
Дата: