

**ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ТУЛЬСКОЙ ОБЛАСТИ  
«АЛЕКСИНСКИЙ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНЫЙ ТЕХНИКУМ»**

**Конспект урока по физике**

**Тема: «Виды двигателей»**

**Подготовила преподаватель  
математики и физики  
Голованова С.С.  
Дата проведения: 15.04.2015**

**Тема:** виды двигателей.

**Цели и задачи урока.**

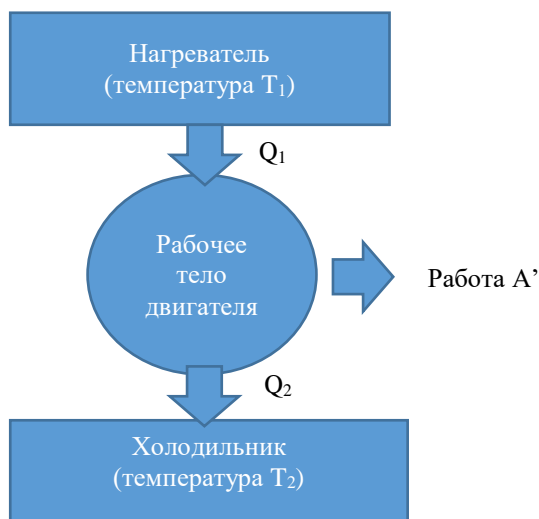
1. Обобщить знания обучающихся по всем видам двигателей
2. Выявить основные особенности каждого вида двигателя, рассмотреть преимущества и недостатки работы каждого вида двигателя.
3. Развить у обучающихся умение обобщать, выявлять главное, находить общее и отличия в явлениях, сопоставлять факты.
4. Познакомить обучающихся с интересными историческими справками по изучаемому вопросу.
5. Развить у обучающихся усидчивость, трудолюбие.
6. Систематизировать и расширить знания по данному вопросу.

**Тип урока:** урок-конференция

Оборудование: плакаты с видами различных тепловых двигателей, модель простейшего теплового двигателя, доклады обучающихся по рассматриваемым вопросам, интерактивная доска для демонстрации презентации урока, портреты создателей тепловых двигателей, рассматриваемых на уроке.

**Ход урока:**

1. Организационный момент. (5 мин.)
2. Короткое вступление учителя по теме «Тепловые двигатели» :
  - определение: Тепловые двигатели – это устройства, превращающие внутреннюю энергию в механическую. Тепловые двигатели – это устройства, способные совершать работу. Тепловые машины освободили человека от тяжелого физического труда в промышленности и сельском хозяйстве. Они выполняют работу в сотни и тысячи раз больше той, которую мог бы выполнить человек без машин.
  - принципиальное устройство и принцип работы: Для того, чтобы двигатель совершал работу, необходима разность давлений по обе стороны поршня двигателя или лопастей турбины. Во всех тепловых двигателях эта разность давлений достигается за счет повышения температуры рабочего тела (газа) на сотни и тысячи градусов по сравнению с температурой окружающей среды. Такое повышение температуры происходит при сгорании топлива.
  - основные части теплового двигателя Одна из основных частей двигателя – сосуд, наполненный газом, с подвижным поршнем. Рабочим телом у всех тепловых двигателей является газ, который совершает работу при расширении. В двигателях внутреннего сгорания повышение температуры происходит при сгорании топлива внутри самого двигателя (температура нагревателя). По мере совершения работы газ теряет энергию и неизбежно охлаждается до температуры, которая обычно несколько выше температуры окружающей среды (температура холодильника). Холодильником является атмосфера или специальные устройства для охлаждения и конденсации отработанного пара (конденсаторы).
  - принципиальная схема теплового двигателя



3. Рассмотрим эволюцию тепловых двигателей:  
 а) паровая машина Ползунова (историческая справка)

### **Паровая машина**

Паровая машина И. И. Ползунова. Первые практически действующие универсальные паровые машины были созданы русским изобретателем Иваном Ивановичем Ползуновым и англичанином Джемсом Уаттом. Схема машины И. И. Ползунова показана на рисунке 1. Рабочий процесс в машине Ползунова совершался следующим образом. Из котла 2, имеющего топку 1, по трубам 3 пар с давлением, немного превышающим атмосферное, поступал поочередно в два цилиндра 5 и 6 с поршнями. Для улучшения уплотнения поршни заливались водой. Посредством тяг 10 и полубалансиров 9 с цепями движение поршней было взаимосвязанным, согласованным. В положении, изображенном на рисунке 1, когда поршень левого цилиндра 5 находится внизу, а поршень правого цилиндра 6 вверху, парораспределительное устройство 4 открывало доступ пару из котла в левый цилиндр 5 и отключало от котла уже заполненный паром правый цилиндр, по трубам 7 из бака 8 в него впрыскивалась вода. В результате интенсивной конденсации пара в правом цилиндре 6 создавалось разрежение. Под действием атмосферного давления поршень правого цилиндра опускался вниз, совершая рабочий ход, а левый цилиндр, заполняемый паром, двигался вверх. По достижении левым цилиндром верхнего положения, а правым — нижнего в левый цилиндр впрыскивалась вода, а в правый подавался пар.

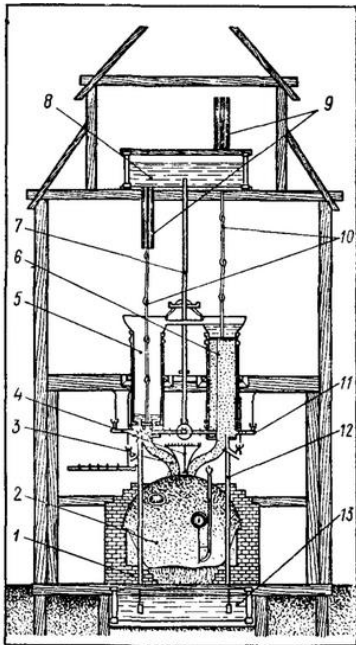


Рис. 1. Схема устройства паровой машины И.И. Ползунова

Затем происходило повторение рабочих процессов, в результате которых полубалансиры совершали возвратно-вращательное движение. Попадавший в цилиндр воздух выпускался через клапаны воздушных труб 11.

Отработанная теплая вода, как впрыснутая в цилиндр, так и образовавшаяся в результате конденсации пара, по трубам 12 стекала в бак 13 под топкой, а оттуда вновь поступала в котел. Так частично использовалось тепло отработавшего пара. Постройка машины Ползунова была закончена в августе 1766 г. Она имела высоту 11 м, емкость котла 7 м<sup>3</sup>, высоту цилиндров 2,8 м, мощность 29 кВт. Движение ее поршней было связано с воздушными мехами, обеспечивавшими дутьем три медеплавильные печи. В отличие от предшествующих ей машин, работавших рывками и выполнявших только роль

водоподъемных насосов, машина Ползунова создавала непрерывное усилие и была первой универсальной машиной, которую можно было применять для приведения в движение любых заводских механизмов. При дальнейшем усовершенствовании паровой машины Д. Уаттом два цилиндра были заменены одним закрытым. Пар поступал попеременно по обе стороны поршня, толкая его то в одну, то в другую сторону. В такой машине двойного действия отработавший пар конденсировался не в цилиндре, а в отделенном от него сосуде — конденсаторе. Постоянство числа оборотов маховика поддерживалось центробежным регулятором. Конструкция первых паровых машин имела основные части всех последующих паровых машин: — нагреватель, в котором освобождалась энергия топлива; 2 — водяной пар как рабочее тело и поршень с цилиндром, преобразующий внутреннюю энергию пара в механическую энергию; 3 — охладитель, необходимый для снижения температуры и давления пара в цилиндре. КПД паровой машины. Первые паровые машины, естественно, имели серьезные конструктивные недостатки. Например, желание сделать котел дешевым и безопасным в работе приводило к необходимости использовать пар низкого давления, а для получения большой мощности это вынуждало делать цилиндры диаметром около 2 м с ходом поршня в 3 м. Соответственно этому приходилось увеличивать и все другие, детали машины. Так, водоподъемная машина Ньюкомена — Коули достигала высоты 4—5-этажного дома. Но главным недостатком первых паровых машин был низкий КПД. Даже у современных паровозов КПД не превышает 9%.

б) поршневой двигатель внутреннего сгорания (Э. Ленуар)

**Поршневой двигатель внутреннего сгорания.** Среди способов увеличения КПД тепловых двигателей один оказался особенно плодотворным. Сущность его состояла в устранении части потерь теплоты перенесением места сжигания топлива и нагревания рабочего тела внутрь цилиндра. Отсюда и происхождение названия «двигатель внутреннего сгорания». Естественно, что для двигателей внутреннего сгорания наиболее удобным видом топлива является газообразное или жидкое топливо.

Первый двигатель внутреннего сгорания был создан в 1860 г. французским инженером Этьеном Ленуаром. Этот двигатель не имел трубы, топки и котла, но в основном конструктивно не отличался от паровой машины. Вместо пара в цилиндр при движении поршня засасывалась смесь светильного газа и воздуха. Когда поршень проходил расстояние, равное половине своего хода, закрывался впускной клапан и горючая смесь воспламенялась электрической искрой. Под давлением продуктов

сгорания поршень двигался дальше, совершая рабочий ход. В конце рабочего хода открывался выпускной клапан и поршень при обратном ходе выталкивал продукты сгорания из цилиндра.

в) Бо де Роша – четырехтактный двигатель

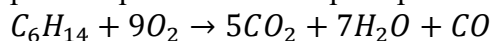
КПД первого двигателя внутреннего сгорания был 3,3% — меньше, чем у современных ему паровых машин. Однако новые двигатели вскоре были значительно усовершенствованы. В 1862 г. французским инженером Бодэ Роша было предложено использовать в двигателе внутреннего сгорания четырехтактный цикл: 1) всасывание, 2) сжатие, 3) горение и расширение, 4) выхлоп. Эта идея была использована немецким изобретателем

Н. Отто, построившим в 1878 г. первый четырехтактный газовый двигатель внутреннего сгорания. КПД этого двигателя достигал 22%, что превосходило значения, полученные при использовании двигателей всех предшествующих типов.

г) карбюраторный двигатель

**Карбюраторный двигатель.** Развитие нефтяной промышленности в конце XIX в. дало новые виды топлива — керосин и бензин. В бензиновом двигателе для более полного сгорания топлива перед пуском в цилиндр его смешивают с воздухом в специальных смесителях, называемых карбюраторами. Воздушно-бензиновую смесь называют горючей смесью.

Бензин представляет собой смесь нескольких соединений, близких по своим химическим и физическим свойствам. Химические реакции, происходящие при сжигании бензина, можно рассмотреть на таком примере:



Из этого уравнения следует, что теоретически полное сгорание топлива в бензиновом двигателе происходит тогда, когда в воздушно-бензиновой смеси на каждую молекулу бензина приходится 9 молекул кислорода. Оценим, каким же должно быть при этом соотношение масс воздуха  $m_v$  и бензина  $m_b$  в поступающей в цилиндр горючей смеси. Если в смеси на одну молекулу бензина приходится одна молекула кислорода, то отношение масс бензина и кислорода должно быть равно отношению их молярных масс:

$$\frac{m_b}{m_k} = \frac{M_b}{M_k} = \frac{86}{32}$$

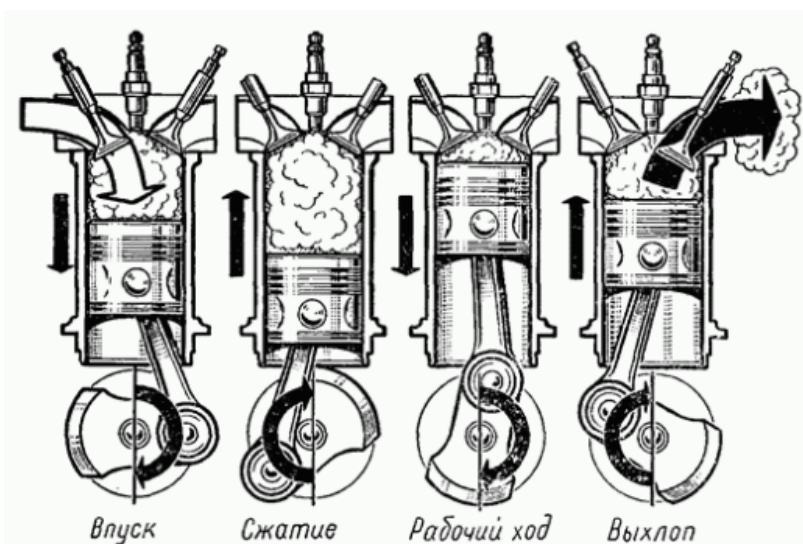
Но на долю кислорода по массе в воздухе приходится лишь 23%, следовательно, в воздушно-бензиновой смеси, в которой на одну молекулу бензина приходится 9 молекул кислорода, должно быть следующее соотношение масс паров бензина и воздуха:

$$\frac{m_b}{m_k} = \frac{0,23 \cdot M_b}{9 \cdot M_k} = \frac{0,23 \cdot 86}{9 \cdot 32} \approx \frac{1}{15}$$

Мы получили, что для полного сгорания в составе смеси на один килограмм бензина должно приходиться не менее пятнадцати килограмм воздуха.

Это означает, что рабочим телом в двигателях внутреннего сгорания фактически является воздух, а не пары бензина. В отличие от паровых машин здесь топливо сжигается для нагревания газа, а не для превращения жидкости в пар. Правда, наряду с нагреванием воздуха происходит и частичное изменение его состава: вместо молекул кислорода появляется несколько большее количество молекул углекислого газа и водяного пара. Азот, составляющий более 3/4 воздуха, испытывает лишь нагревание.

При движении поршня от верхнего положения до нижнего через впускной клапан происходит засасывание горючей смеси в цилиндр (рис. 1). Этот процесс происходит при постоянном давлении. При обратном ходе поршня начинается сжатие горючей смеси. Сжатие происходит быстро, и поэтому процесс близок к адиабатическому. На



диаграмме  $p - V$  ему соответствует участок АВ (рис. 2).

Рис. 1. Четырехтактный двигатель внутреннего сгорания

Рис. 2. Диаграмма рабочего цикла карбюраторного двигателя внутреннего сгорания

В конце такта сжатия происходит воспламенение горючей смеси

электрической искрой. Быстрое сгорание паров бензина сопровождается передачей рабочему телу — воздуху — количества тепла  $Q_1$  резким возрастанием температуры и давления воздуха и продуктов сгорания. За короткое время горения смеси поршень практически не изменяет своего положения в цилиндре, поэтому процесс нагревания газа в цилиндре можно считать изохорическим и изобразить его на диаграмме  $p - V$  участком ВС

Под действием высокого давления поршень далее совершает рабочий ход от верхнего положения до нижнего. Этот процесс расширения рабочего тела от объема  $V_1$  до объема  $V_2$  близок к адиабатическому, ему соответствует на диаграмме  $p - V$  адиабата CD

В конце рабочего такта открывается выпускной клапан и рабочее тело соединяется с окружающей атмосферой. Выпуск отработанных газов сопровождается передачей количества тепла  $Q_2$  окружающему воздуху, играющему роль охладителя.

При длительной работе двигателя описанный цикл повторяется многократно. Но перед началом каждого цикла необходимо освободить цилиндр от продуктов сгорания, не содержащих кислорода, и произвести всасывание горючей смеси. Это осуществляется во время двух подготовительных тактов выхлопа и всасывания.

Для поршневых двигателей внутреннего сгорания важной характеристикой, определяющей полноту сгорания топлива и значительно влияющей на величину КПД, является степень сжатия горючей смеси:

$$\varepsilon = \frac{V_2}{V_1}$$

где  $V_2$  и  $V_1$  — объемы в начале и в конце сжатия. С увеличением степени сжатия возрастает начальная температура горючей смеси в конце такта сжатия, что способствует более полному ее сгоранию. У современных карбюраторных двигателей  $\varepsilon$  обычно составляет 8—9. Дальнейшему увеличению степени сжатия препятствует самовоспламенение (детонация) горючей смеси, происходящее еще до того, как поршень достигнет верхней мертвой точки. Это явление оказывает разрушающее действие на двигатель и снижает его мощность и КПД. Достигнуть указанных степеней сжатия без детонации удалось увеличением скорости движения поршня при

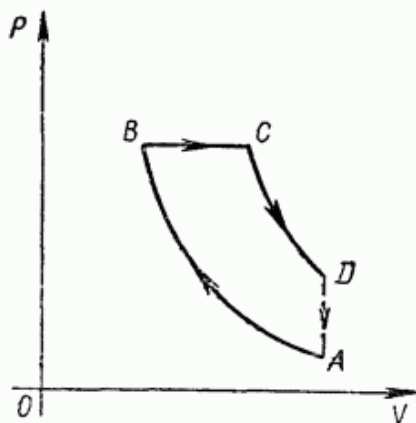
повышении числа оборотов двигателя до 5—6 тыс. об/мин и применением бензина со специальными антидетонационными присадками.

д) двигатель Дизеля

**Двигатель Дизеля.** Для дальнейшего повышения КПД двигателя внутреннего сгорания в 1892 г. немецкий инженер Рудольф Дизель предложил использовать еще большие степени сжатия рабочего тела и расширение при постоянной температуре. Однако при испытаниях опытных образцов двигателей Дизелю пришлось отказаться от второй идеи, заменив процесс расширения при постоянной температуре предлагавшимся ранее процессом расширения при постоянном давлении.

Высокая степень сжатия без детонации достигается в двигателе Дизеля за счет того, что сжатию подвергается не горючая смесь, а только воздух. По окончании процесса сжатия в цилиндр впрыскивается горючее. Для его зажигания не требуется никакого специального устройства, так как при высокой степени адиабатического сжатия воздуха его температура повышается до 600–700 °С. Горючее, впрыскиваемое с помощью топливного насоса через форсунку, воспламеняется при соприкосновении с раскаленным воздухом.

Подача топлива управляется особым регулятором, в результате чего процесс горения протекает не столь кратковременно, как в карбюраторном двигателе, а происходит более длительное время. Поэтому часть процесса расширения, пока осуществляется подача топлива, происходит изобарически, а затем адиабатически. При обратном движении поршня осуществляется выхлоп. Диаграмма цикла в двигателе Дизеля представлена на рисунке 3.



Современные дизели имеют степень сжатия  $\varepsilon = 16 - 21$  и КПД около 40%. Более высокий коэффициент полезного действия дизельных двигателей обусловлен тем, что вследствие более высокой степени сжатия начальная температура горения смеси (480—630 °С) у них выше, чем у карбюраторных двигателей (330—480 °С). Этим обеспечивается более полное сгорание дизельного топлива.

Рис. 3. Диаграмма рабочего цикла двигателя Дизеля

Другая причина более низкого КПД карбюраторного двигателя заключается в маломощном, недостаточно эффективном «точечном» искровом зажигании. Ранее указывалось, что для сгорания 1 кг бензина требуется около 15 кг воздуха. Казалось бы, увеличение количества воздуха в цилиндре, или, как говорят, обеднение смеси, должно улучшить сгорание бензина и повысить экономичность двигателя. Однако при избытке воздуха более чем на 10—15% горение смеси происходит недостаточно быстро, а при избытке воздуха на 20—25% бензиново-воздушная смесь вообще не воспламеняется. Работу двигателя на экономичной обедненной смеси не обеспечивает искровой способ зажигания. Объем, занимаемый искрой, очень мал по сравнению с объемом цилиндра, и за время рабочего хода поршня весь бензин не успевает вступить в соединение с кислородом. Поэтому бензиновые двигатели обычно работают на обогащенной смеси, в которой из-за недостатка кислорода бензин не может сгореть полностью. Это приводит к снижению их КПД.

Дизельные двигатели работают на обедненной смеси. Более полное сгорание топлива в дизельном двигателе приводит к повышению его КПД и уменьшению токсичности выхлопных газов.



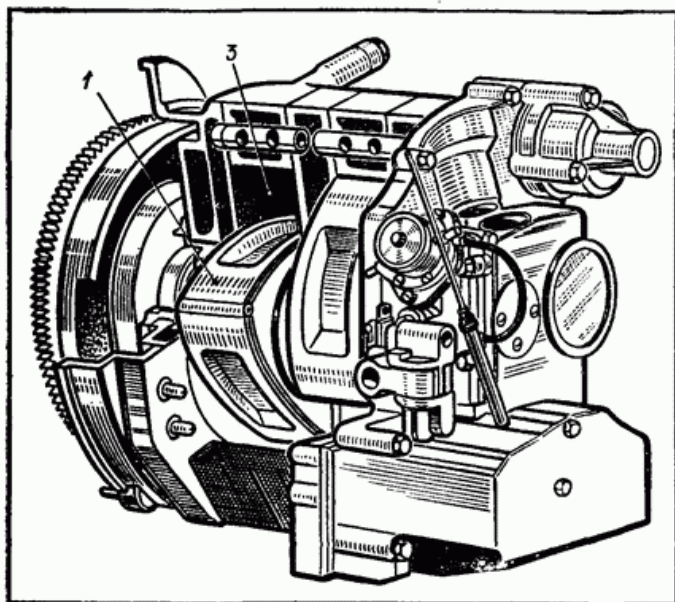
е) двигатель Ванкеля

**Двигатель Ванкеля.** Патент на роторно-поршневой двигатель внутреннего сгорания немецкий инженер Феликс Ванкель получил в 1929 г., однако первый работоспособный роторный двигатель был построен лишь в 1957 г. В настоящее время серийное производство автомобилей с роторными двигателями осуществляется в ряде стран.

Большой интерес к новому двигателю внутреннего сгорания вполне обоснован. В роторном двигателе возвратно-поступательное движение поршня заменяется непрерывным вращательным движением ротора. Это уменьшает механические нагрузки и обуславливает плавность работы двигателя.

Устройство роторного двигателя представлено на рисунке 4. Трехгранный ротор 1 вращается на подшипнике, установленном между эксцентриковым валом 2 и ротором, внутри рабочей полости 3 сложной формы. Форма рабочей полости такова, что при вращении ротора его грани непрерывно скользят по поверхности рабочей полости. При вращении ротора между ним и поверхностью рабочей полости образуются три камеры сгорания (см. цветную вклейку II). Рабочая смесь всасывается в камеру (1—2—3—4), затем сжимается (5—6), воспламеняется (7), расширяется (8—9) и выпускается (10-11-12-13). Для того чтобы сжатая смесь не выходила в соседнюю камеру, грани ротора герметизированы уплотнителями.

При вращении ротора происходит зацепление его шестерни с неподвижной шестерней на стенке 4. Движение ротора в рабочей полости вызывает вращение эксцентрикового вала. Соотношение числа зубьев шестерен  $2/3$  приводит к тому, что вал вращается в три раза быстрее ротора.



а

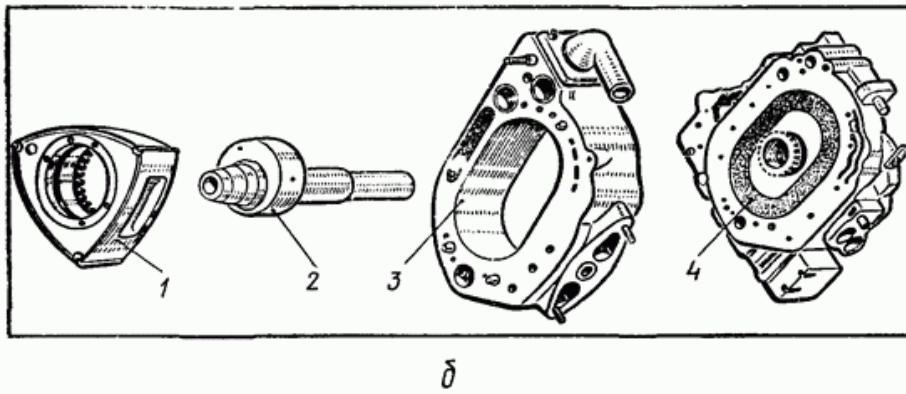
Главные достоинства «ванкеля» — компактность, использование почти вдвое меньшего количества деталей, чем в поршневом двигателе, хорошая уравновешенность. Масса и размеры роторного двигателя в два-три раза меньше, чем у поршневого двигателя такой же мощности.

Рис. 4. (см. скан) Внешний вид (а) и основные детали (б) двигателя Ванкеля: 1 — ротор; 2 — эксцентриковый вал; 3 — корпус с рабочей полостью; 4 - боковая крышка с неподвижной шестерней

Однако есть у роторного двигателя и серьезные недостатки:

повышенный расход топлива (на 20—30% выше, чем в поршневом двигателе), более сложная технология изготовления основных деталей.





ж) паровая турбина, газовая турбина

**Паровая турбина.** Попытки сконструировать паровую турбину, способную конкурировать с паровой машиной, до середины XIX в. были

безуспешными, так как в механическую энергию вращения турбины удавалось преобразовать лишь незначительную долю кинетической энергии струи пара. Дело в том, что изобретатели не учитывали зависимость КПД турбины от соотношения скорости пара и линейной скорости лопаток турбины.

Выясним, при каком соотношении скорости  $\vec{v}_1$  струи газа и линейной скорости  $\vec{v}_2$  лопатки турбины произойдет наиболее полная передача кинетической энергии струи газа лопатке турбины (рис. 5). При полной передаче кинетической энергии пара лопатке турбины скорость струи относительно Земли должна быть равна нулю, т.е.  $\vec{v}_4 = 0$

В системе отсчета, движущейся со скоростью  $\vec{v}_2$  скорость струи равна:  $\vec{v}_3 = \vec{v}_1 - \vec{v}_2$ .

Так как в этой системе отсчета лопатка в момент взаимодействия со струей неподвижна, то скорость струи после упругого отражения остается неизменной по модулю, но меняет направление на противоположное:

$$\vec{v}_4' = -\vec{v}_3 = \vec{v}_2 - \vec{v}_1$$

Переходя вновь в систему отсчета, связанную с Землей, получим скорость струи после отражения:

$$\vec{v}_4 = \vec{v}_4' + \vec{v}_2 = 2\vec{v}_2 - \vec{v}_1$$

Так как  $\vec{v}_4 = 0$  то

$$\vec{v}_2 = \frac{1}{2}\vec{v}_1$$

Мы получили, что полная передача кинетической энергии струи турбине будет происходить при условии, когда линейная скорость движения лопаток  $v_2$  турбины вдвое меньше скорости струи  $v_1$ . Первая паровая турбина, нашедшая практическое применение, была изготовлена шведским инженером Густавом Лавалем в 1889 г. Ее мощность была меньше 4 при частоте вращения 30000 об/мин.

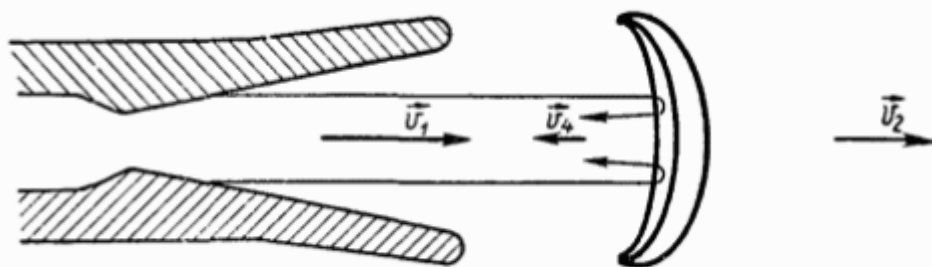


Рис. 5. Передача кинетической энергии струи пара лопатке турбины

Большая скорость истечения газа даже при средних перепадах давлений, составляющая примерно 1200 м/с, требует для эффективной работы турбины придания

ее лопаткам линейной скорости около 600 м/с. Следовательно, для достижения высоких значений КПД турбина должна быть быстроходной. Нетрудно подсчитать силу инерции, действующую на лопатку турбины массой 1 кг, расположенную на ободу ротора радиусом 1 м, при скорости лопатки 600 м/с:

$$F = \frac{mv^2}{R} = \frac{1 \text{ кг} \cdot 36 \cdot 10^4 \text{ м}^2/\text{с}^2}{1 \text{ м}} = 3,6 \cdot 10^5 \text{ Н}$$

Возникает принципиальное противоречие: для экономичной работы турбины требуются сверхзвуковые скорости вращения ротора, но при таких скоростях турбина разрушится силами инерции. Для разрешения этого противоречия приходится конструировать турбины, вращающиеся со скоростью, меньшей оптимальной, но для полного использования кинетической энергии струи пара делать их многоступенчатыми, насаживая на общий вал несколько роторов возрастающего диаметра. Из-за недостаточно большой скорости вращения турбины пар отдает только часть своей кинетической энергии ротору меньшего диаметра. Затем отработавший в первой ступени пар направляется на второй ротор большего диаметра, отдавая его лопаткам часть оставшейся кинетической энергии и т. д. Отработавший пар конденсируется в охладителе-конденсаторе, а теплая вода направляется в котел.

Цикл паротурбинной установки в координатах  $p - V$  показан на рисунке 6. В котле рабочее тело получает количество тепла  $Q_1$  нагревается и расширяется при постоянном давлении (изобара АВ). В турбине пар адиабатически расширяется (адиабата ВС), совершая работу по вращению ротора. В конденсаторе-охладителе, омываемом, например, речной водой, пар отдает воде количество тепла  $Q_2$  и конденсируется при постоянном давлении. Этому процессу соответствует изобара CD. Теплая вода из конденсатора насосом подается в котел. Этому процессу соответствует изохора DA. Как видно, цикл паротурбинной установки замкнутый. Работа пара за один цикл численно равна площади фигуры ABCD.

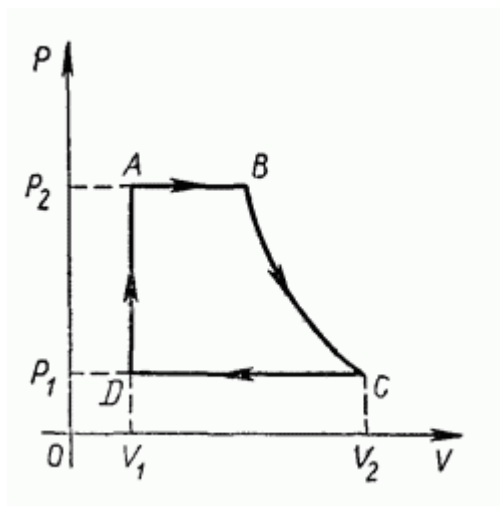


Рис. 6. Диаграмма рабочего цикла паротурбинной установки

Современные паровые турбины обладают высоким КПД преобразования кинетической энергии струи пара в механическую энергию, несколько превышающим 90%. Поэтому электрические генераторы практически всех тепловых и атомных электростанций мира, дающие более 80% всей вырабатываемой электроэнергии, приводятся в действие паровыми турбинами.

Так как температура пара, применяемого в современных паротурбинных установках, не превышает 580 °С (температура нагревателя  $T_1 = 853 \text{ K}$ ), а температура пара на выходе из турбины обычно не ниже 30 °С (температура холодильника  $T_2 = 303 \text{ K}$ ), максимальное значение КПД паротурбинной установки как тепловой машины равно:

$$\eta_{\text{макс}} = \frac{T_1 - T_2}{T_1} = \frac{853 \text{ K} - 303 \text{ K}}{853 \text{ K}} \approx 0,65$$

а реальные значения КПД паротурбинных конденсационных электростанций достигают лишь около 40%.

Мощность современных энергоблоков котел — турбина — генератор достигает  $6 \cdot 10^5 - 8 \cdot 10^5$  кВт. На очереди в 10-й пятилетке сооружение энергоблоков мощностью до  $1.2 \cdot 10^6$  кВт.

Паротурбинные двигатели нашли широкое применение на водном транспорте. Однако их применению на сухопутном транспорте и тем более в авиации препятствует необходимость иметь топку и котел для получения пара, а также большое количество воды для использования в качестве рабочего тела.

**Газовые турбины.** Мысль об устранении топки и котла в тепловой машине с турбиной путем перенесения места сжигания топлива в само рабочее тело давно занимала конструкторов. Но разработка таких турбин внутреннего сгорания, в которых рабочим телом является не пар, а расширяющийся от нагревания воздух, сдерживалась отсутствием материалов, способных работать длительное время при высоких температурах и больших механических нагрузках.

Газотурбинная установка состоит из воздушного компрессора 1, камер сгорания 2 и газовой турбины 3 (рис. 7). Компрессор состоит из ротора, укрепленного на одной оси с турбиной, и неподвижного направляющего аппарата.

При работе турбины ротор компрессора вращается. Лопатки ротора имеют такую форму, что при их вращении давление перед компрессором понижается, а за ним повышается. Воздух засасывается в компрессор, и давление его за первым рядом лопаток ротора повышается. За первым рядом лопаток ротора расположен ряд лопаток неподвижного направляющего аппарата компрессора, с помощью которого изменяется направление движения воздуха и обеспечивается возможность его дальнейшего сжатия с помощью лопаток второй ступени ротора и т. д. Несколько ступеней лопаток компрессора обеспечивают повышение давления воздуха в 5—7 раз.

Процесс сжатия протекает адиабатически, поэтому температура воздуха значительно повышается, достигая  $200^\circ\text{C}$  и более.

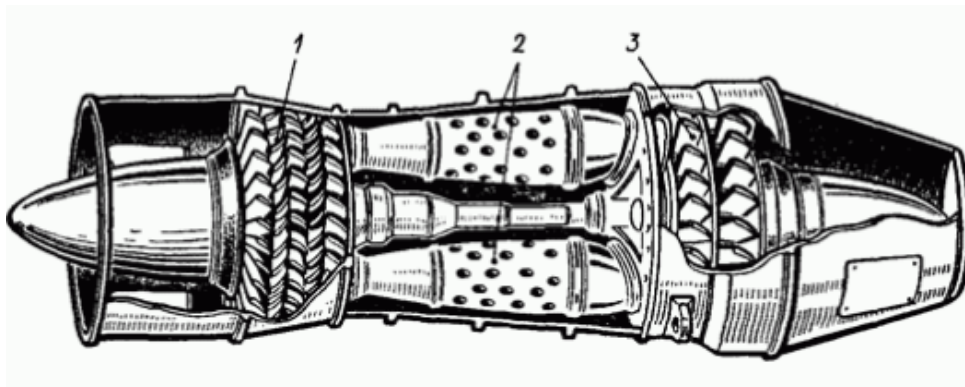


Рис. 7. Устройство газотурбинной установки

Сжатый воздух поступает в камеру сгорания (рис. 8). Одновременно через форсунку в нее впрыскивается под большим давлением жидкое топливо — керосин, мазут.

При горении топлива воздух, служащий рабочим телом, получает некоторое количество тепла и нагревается до температуры  $1500-2200^\circ\text{C}$ . Нагревание воздуха происходит при постоянном давлении, поэтому воздух расширяется и скорость его движения увеличивается.

Движущиеся с большой скоростью воздух и продукты горения направляются в турбину. Переходя от ступени к ступени, они отдают свою кинетическую энергию лопаткам турбины. Часть полученной турбиной энергии расходуется на вращение компрессора, а остальная используется, например, для вращения винта самолета или ротора электрического генератора.

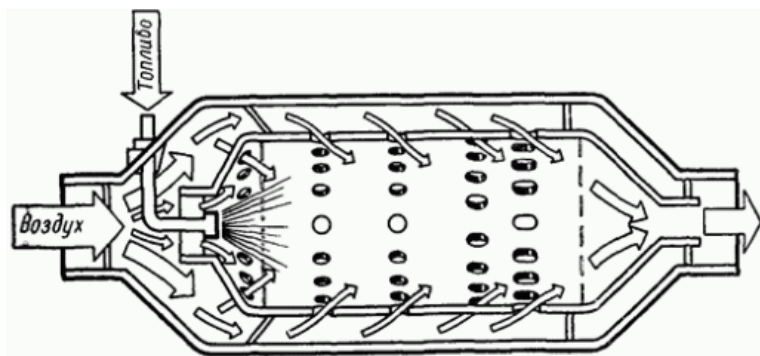


Рис. 8. Камера сгорания

Для предохранения лопаток турбины от разрушающего действия раскаленной и высокоскоростной газовой струи в камеру сгорания нагнетается с помощью компрессора значительно больше воздуха, чем необходимо для полного сжигания топлива. Воздух, входящий в камеру сгорания за зоной горения топлива (рис. 7), снижает температуру газовой струи, направляемой на лопатки турбины. Понижение температуры газа в турбине ведет к снижению КПД, поэтому ученые и конструкторы ведут поиски путей повышения верхнего предела рабочей температуры в газовой турбине. В некоторых современных авиационных газотурбинных двигателях температура газа перед турбиной достигает 1330 °С.

Отработавший воздух вместе с продуктами сгорания при давлении, близком к атмосферному, и температуре более 500 °С со скоростью более 500 м/с обычно выбрасывается в атмосферу либо для повышения КПД направляется в теплообменник, где отдает часть тепла на нагревание воздуха, поступающего в камеру сгорания.

Цикл работы газотурбинной установки на диаграмме  $p - V$  представлен на рисунке 40. Процессу сжатия воздуха в компрессоре соответствует адиабата АВ, процессу нагревания и расширения в камере сгорания — изобара ВС. Адиабатический процесс расширения горячего газа в турбине представлен участком CD, процесс охлаждения и уменьшения объема рабочего тела представлен изобарой DA.

КПД газотурбинных установок достигает значений 25—30%. У газотурбинных двигателей нет громоздких паровых котлов, как у паровых машин и паровых турбин, нет поршней и механизмов, преобразующих возвратно-поступательное движение во вращательное, как у паровых машин и двигателей внутреннего сгорания. Поэтому газотурбинный двигатель занимает втрое меньше места, чем дизель той же мощности, а его удельная масса (отношение массы к мощности) в 6 - 9 раз меньше, чем у авиационного поршневого двигателя внутреннего сгорания. Компактность и быстроходность в сочетании с большой мощностью на единицу массы определили первую практически важную область применения газотурбинных двигателей — авиацию.

Самолеты с винтом, насаженным на вал газотурбинного двигателя, появились в 1944 г. Турбовинтовые двигатели имеют такие известные самолеты, как АН-24, ТУ-114, ИЛ-18, АН-22 — «Антей».

Максимальная масса «Антея» на взлете 250 т, грузоподъемность 80 т, или 720 пассажиров,

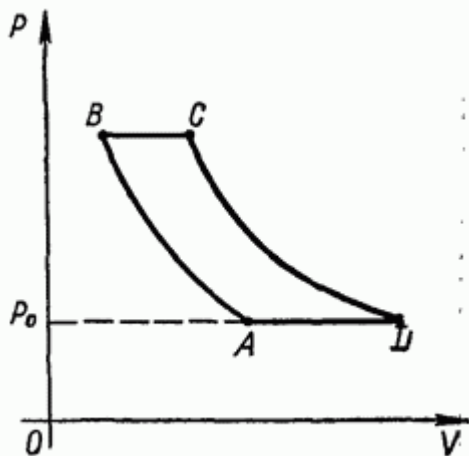


Рис. 9. Диаграмма рабочего цикла газотурбинной установки  
 скорость 740 км/ч, мощность каждого из  
 четырех двигателей 11000 кВт.

Газотурбинные двигатели начинают вытеснять паротурбинные на водном транспорте, особенно на кораблях военно-морского флота. Переход от дизельных двигателей на газотурбинные позволил увеличить грузоподъемность судов на подводных крыльях в четыре раза, с 50 до 200 т.

Газотурбинные двигатели мощностью 220-440 кВт устанавливаются на большегрузных автомобилях. Проходит испытание в горнодобывающей промышленности 120-тонный БелАЗ-549В с газотурбинным двигателем.

з) прямоточный воздушно-реактивный двигатель

**Турбореактивный двигатель.** Вместо вращения винта самолета, теплохода или ротора электрогенератора газовая турбина может быть использована как реактивный двигатель. Воздух и продукты горения выбрасываются из газовой турбины с большой скоростью. Реактивная сила тяги, возникающая при этом, может быть использована для движения самолета, теплохода или железнодорожного состава.

Основное отличие турбореактивного двигателя от турбовинтового заключается в том, что в нем газовая турбина используется лишь для приведения в действие воздушного компрессора и отнимает у газовой струи, выходящей из камеры сгорания, лишь небольшую часть энергии. В результате газовая струя имеет на выходе из турбины высокую скорость и создает реактивную силу тяги.

Успешное использование турбореактивных двигателей в авиации началось в 40-х годах созданием реактивных истребителей, а первый в нашей стране реактивный пассажирский самолет ТУ-104 вышел на линию Москва — Иркутск в 1956 г.

Турбореактивными двигателями оборудованы известные всему миру самолеты ИЛ-62, ТУ-154 и первый в мире сверхзвуковой пассажирский самолет ТУ-144 (рис. 41). Четыре его двигателя общей мощностью  $440 \cdot 10^3$  кВт обеспечивают скорость полета  $2,5 \cdot 10^3$  км/ч полетная масса самолета 180 т.

Мощность и сила тяги турбореактивного двигателя может быть значительно увеличена за счет использования режима форсажа. С этой целью в струю горячего газа, выходящего из турбины, впрыскивается топливо. Так как в струе горячего газа, выходящего из турбины, имеется большое количество кислорода, происходит горение топлива. В результате этого процесса, называемого дожиганием, температура, давление и, следовательно, скорость истечения газовой струи повышаются. За счет такого режима работы сила тяги двигателя кратковременно может быть увеличена на 25-30 % на малых скоростях и до 70% при больших скоростях полета.



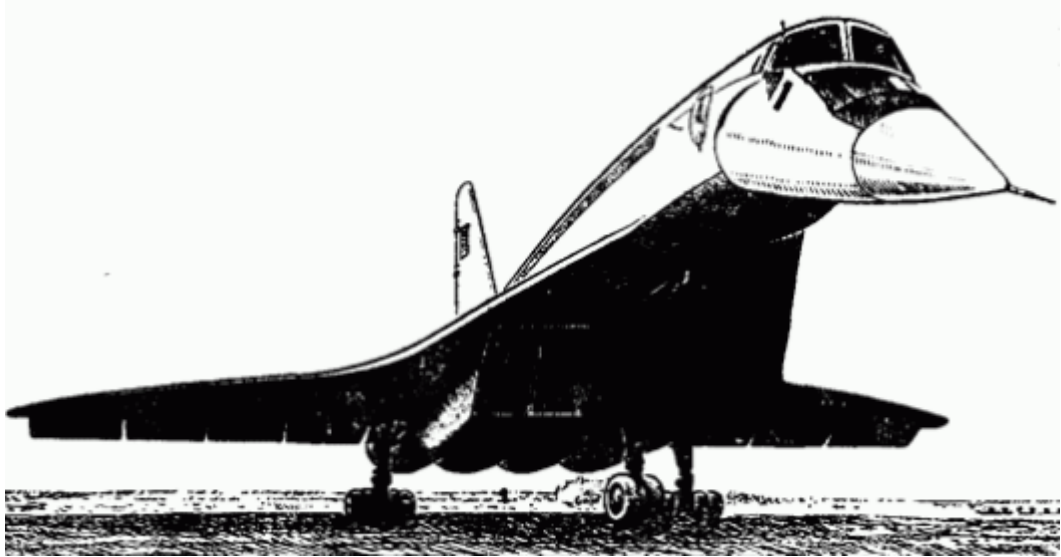


Рис. 10. Первый турбореактивный пассажирский сверхзвуковой самолет ТУ-144

Форсажными камерами позади турбины обычно оборудуются реактивные двигатели истребителей (см. цветную вклейку III). Имеются такие камеры и у двигателей самолета ТУ-144.

**Прямоточный воздушно-реактивный двигатель.** Самолетный реактивный двигатель может быть устроен и значительно проще, без компрессора и газовой турбины, так как при большой скорости движения самолета надобность в компрессоре отпадает. Повышения давления воздуха перед камерой сгорания можно добиться выбором формы воздухозаборника и камеры сгорания (рис. 11).

Если площадь поперечного сечения воздушного потока у входа двигателя меньше, чем у камеры сгорания, то скорость движения воздуха в камере сгорания меньше, чем у входа, так как за единицу времени через поперечное сечение двигателя должно проходить одно и то же количество воздуха. Согласно закону Бернулли в том участке трубы, где скорость движения газа меньше, давление выше.

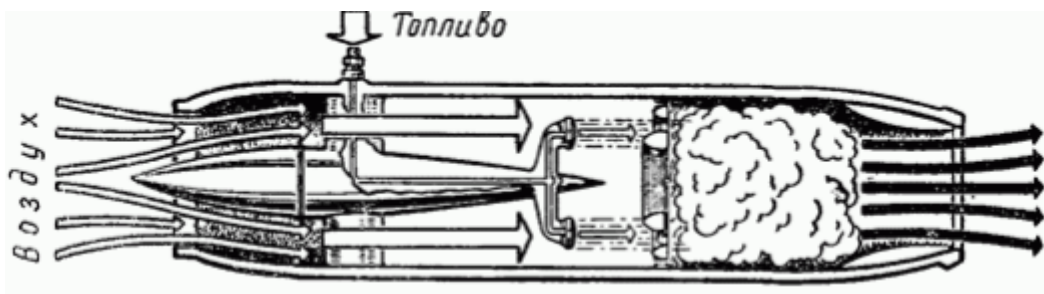


Рис. 11. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель

Впрыскивание и сжигание горючего повышает температуру и давление воздуха в камере сгорания, и он выходит из камеры сгорания с большой скоростью. Скорость истечения горячего воздуха к продуктам горения повышается еще и за счет уменьшения площади поперечного сечения отверстия на выходе, поэтому скорость газов  $v_2$  на выходе из двигателя значительно превышает по абсолютной величине скорость движения самолета относительно воздуха  $v_1$ .

Так как скорость воздуха относительно самолета на выходе двигателя равна скорости движения самолета относительно воздуха, то в результате работы реактивного двигателя в системе отсчета, связанной с самолетом, некоторое количество воздуха массой  $m$  попадает в двигатель со скоростью  $v_1$ , а выбрасывается из него со скоростью  $v_2 > v_1$  следовательно, его импульс изменяется на величину  $m(v_2 - v_1)$ . Импульс самолета согласно закону сохранения импульса изменяется на величину, равную по абсолютному значению, но противоположную по направлению. Это изменение импульса самолета вызывается реактивной силой отдачи газовой струи.

Реактивные двигатели рассмотренного типа называются прямоточными воздушно-реактивными двигателями.

При таких серьезных достоинствах, как простота устройства и малые размеры, широкому применению прямоточных воздушно-реактивных двигателей в авиации препятствует необходимость предварительного разгона самолета с помощью двигателей другого типа. Этому недостатка не имеет пульсирующий воздушно-реактивный двигатель.

и) пульсирующий воздушно-реактивный двигатель

**Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель.** Главное отличие пульсирующего воздушно-реактивного двигателя от прямоточного заключается в применении специальных клапанов в камере сгорания со стороны входа воздуха (рис. 12). Клапаны закрываются, если давление в камере сгорания превышает давление набегающего потока воздуха, и открываются, если давление в камере сгорания становится меньше давления набегающего потока воздуха. Это позволяет работать без предварительного разгона самолета.

При впрыскивании и поджигании порции топлива температура и давление воздуха в камере сгорания резко повышаются, клапаны со стороны воздухозаборника в это время закрыты. Расширение нагретого воздуха и продуктов горения приводит к выбросу струи горячих газов через открытое

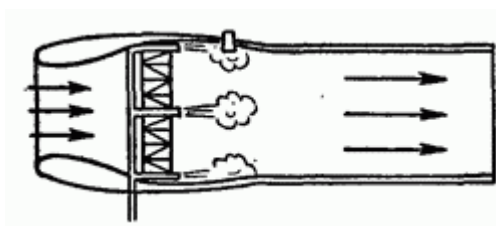


Рис. 12. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель



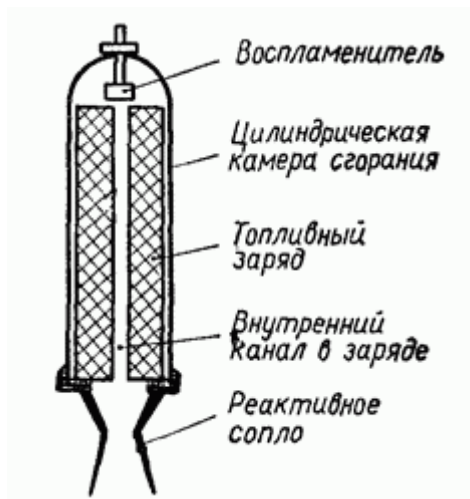


Рис. 13. Реактивный двигатель на твердом топливе

сопло двигателя и созданию реактивной силы. Так как доступа новым порциям воздуха в камеру сгорания в это время нет и подача топлива прекратилась, горение прекращается и давление в камере сгорания резко уменьшается. Это приводит к открыванию клапанов со стороны воздухозаборника и поступлению порции воздуха. В этот момент в камеру впрыскивается горючее. Сжигание новой порции горючего приводит вновь к повышению давления в камере, клапаны на входе закрываются, и происходит выброс порции горячих газов через сопло на выходе, создающий реактивную силу тяги двигателя. Частота пульсаций достигает нескольких тысяч в минуту.

к) ракетный двигатель

**Ракетные двигатели.** Реактивные двигатели, не использующих для своей работы окружающую среду, например воздух земной атмосферы, называются ракетными двигателями. Основные части ракетного двигателя — камера сгорания и сопло. В принципе для ракетного двигателя могут быть использованы различные источники энергии, но на практике пока применяются в основном химические ракетные двигатели. Сжигание горючего в камере сгорания химического ракетного двигателя приводит к образованию продуктов горения в газообразном состоянии. Выход струи газа через сопло приводит к возникновению реактивной силы.

Наиболее просто устроены ракетные двигатели, работающие на твердом топливе (РДТТ) (рис. 13). Примером твердого ракетного топлива может служить порох. РДТТ находят применение в военной технике. Ракетные снаряды с РДТТ успешно применялись в годы Великой Отечественной войны на реактивных установках — «катюшах» (рис. 45).

Постоянная готовность РДТТ к работе, простота и надежность позволяют использовать их в баллистических ракетах, которыми вооружены атомные подводные лодки, и в межконтинентальных баллистических ракетах.

Недостатком РДТТ является трудность управления его работой. Значительно удобнее в управлении жидкостные реактивные двигатели (ЖРД). Применение в качестве горючего и окислителя жидких веществ позволяет также получить больший выход энергии на единицу массы топлива и использовать более высокие скорости

истечения газовой струи. Если для РДТТ максимальная скорость истечения составляет 2-3 км/с, то у ЖРД она



Рис. 14. Гвардейские минометы «катюши»

может достигать 3-5 км/с. Этими преимуществами ЖРД объясняется широкое их использование в ракетно-космической технике.

Впервые возможность и необходимость использования ЖРД для запуска человека или автоматических устройств в космическое пространство была обоснована Константином Эдуардовичем Циолковским в статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованной в 1903 г. В этой работе К. Э. Циолковский предложил конструкцию космической ракеты с ЖРД (рис. 15), проанализировал возможности использования различных химических веществ в качестве горючего и окислителей, рассмотрел способы управления полетом ракеты.

Первая советская жидкостная ракета «ГИРД-09» была создана в 1933 г. под руководством Сергея Павловича Королева по проекту М. К. Тихонравова. Двигатель ракеты работал на жидком кислороде и бензине.

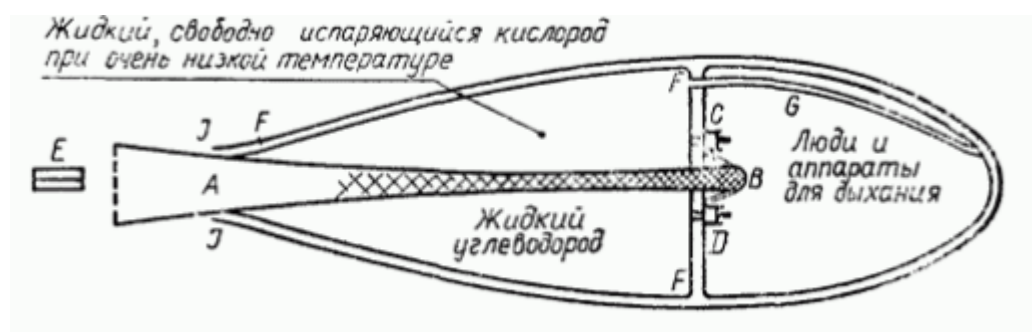


Рис. 15. Конструкция жидкостной ракеты по К. Э. Циолковскому



С.П. Королев

В.П. Глушко

Дальнейшая успешная разработка ракетно-космической техники, выполненная под руководством академика С. П. Королева, позволила осуществить в нашей стране запуск первого в мире искусственного спутника Земли (4 октября 1957 г.), полет вокруг Земли первого в мире космонавта Ю. А. Гагарина (12 апреля 1961 г.), осуществить запуск межпланетных автоматических станций на Луну, Марс, Венеру. Жидкостные реактивные двигатели для советских космических ракет разработаны под руководством академика Валентина Петровича Глушко.

Мощность первой ступени ракеты-носителя «Восток» с ЖРД РД-107 (рис. 16) достигала 15 млн. кВт! Ракета-носитель «Протон», выводившая в космическое пространство советские ИСЗ «Протон» с массой 12,2 т, имеет мощность около 45 млн. кВт! Двигатели этой, космической ракеты развивают мощность, в 7 раз превосходящую мощность крупнейшей в мире Красноярской гидроэлектростанции! Схема устройства жидкостной ракеты представлена на рисунке 17.

Масштабы современной космической техники можно охарактеризовать параметрами ракетных систем, с помощью которых был произведен запуск космических кораблей «Союз» и «Аполлон» в ходе осуществления совместной советско-американской программы. Трехступенчатая ракета-носитель советского космического корабля «Союз» с жидкостно-ракетными двигателями имеет общую длину 49,3 м, максимальный диаметр по стабилизаторам 10,3 м, стартовую массу 330 т.

Американский космический корабль «Аполлон» выводился на орбиту двухступенчатой ракетой-носителем «Сатурн-1В» общей высотой 68,2 м, с максимальным размахом стабилизирующих поверхностей 12,4 м и массой 587 т.

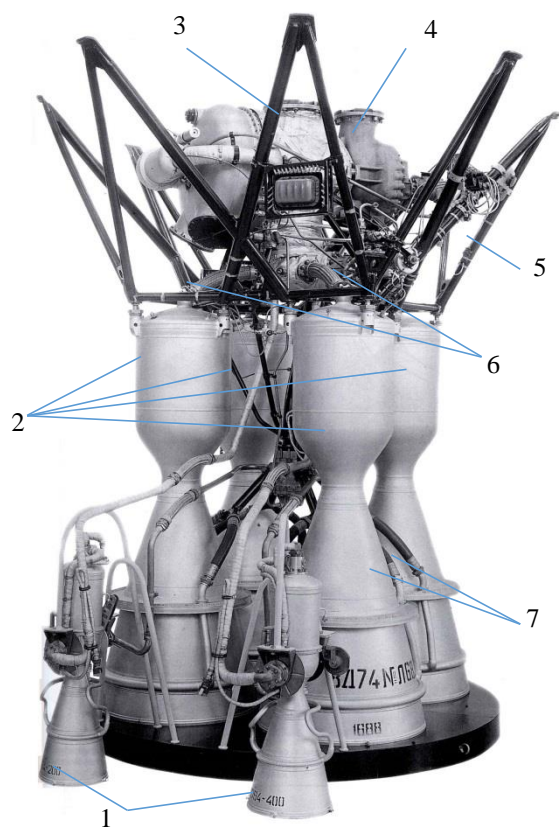


Рис. 16. Ракетный двигатель РД—107

1 — рулевые камеры сгорания и сопла; 2 — основные камеры сгорания; 3 — насос подачи окислителя; 4 — насос подачи горючего; 5 — силовая рама; 6 — трубопроводы окислителя; 7 — трубопроводы горючего

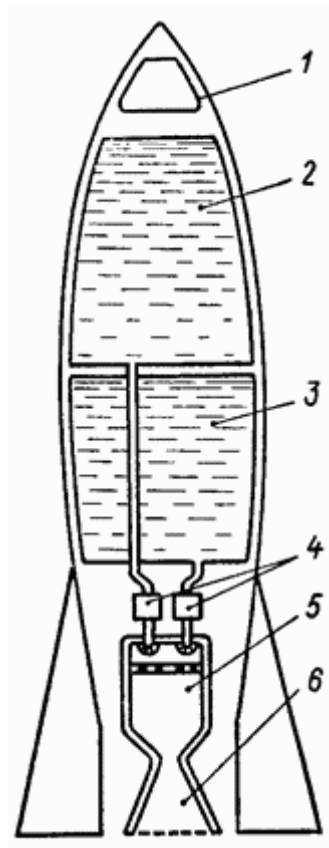


Рис. 17. Схема устройства жидкостной ракеты

1 — полезный груз; 2 — окислитель; 3 — горючее; 4 — насосы; 5 — камера сгорания; 6 — сопло

Интересно отметить, что в некоторых вариантах американской ракеты-носителя «Сатурн» в качестве горючего и окислителя используются, как и предлагал К. Э. Циолковский, жидкий водород и жидкий кислород.

**Мощность, сила тяги и КПД ракетного двигателя.** Полезную мощность ракетного двигателя можно определить, считая приближенно, что вся полезная работа его затрачивается на сообщение кинетической энергии струе газов:

$$N = \frac{A}{t} = \frac{E_k}{t} = \frac{mv^2}{2} = \frac{m_c v^2}{2}$$

где  $m$  — масса газов, выброшенных ракетным двигателем за  $t$  секунд,  $m_c = \frac{m}{t}$  — масса газов, выброшенных двигателем за 1 с,  $v$  — скорость истечения газов. Это приближение близко к истине в том случае, если масса ракеты много больше массы газов, выбрасываемых двигателем за 1 с, так как тогда изменение кинетической энергии ракеты много меньше кинетической энергии выброшенных газов. За малый интервал времени  $\Delta t$  в результате выброса струи газов импульс ракеты изменяется на величину

$$\Delta p = mv$$

где  $m$  — масса выброшенных газов. Изменение импульса ракеты можно выразить через силу тяги  $F_T$  и время действия силы  $\Delta t$ .

$$\Delta p = F_T \cdot \Delta t$$

Отсюда

$$F_T \cdot \Delta t = mv \text{ и } F_T = \frac{mv}{\Delta t} = m_c v$$

Тогда между силой тяги  $F_T$  и мощностью двигателя  $N$  устанавливается связь:

$$N = \frac{F_T v}{2}$$

КПД ракетного двигателя можно определить как отношение его полезной мощности  $N$  к мощности  $Q_{ст}$  выделяемой при сжигании топлива:

$$\eta = \frac{N}{Q_c} = \frac{\frac{m_c v^2}{2}}{m_c q} = \frac{v^2}{2q}$$

где  $v$  — скорость истечения газов,  $q$  — теплотворная способность ракетного топлива. Здесь следует обратить особое внимание на последнее понятие. Так как в расчетах мы приняли равными секундный расход горючего  $m_c$  и секундный выход газов  $m_c$  из сопла ракеты, то, следовательно, мы приняли, что  $m_c$  — это секундный расход горючего и необходимого количества окислителя. Следовательно, и теплотворная способность  $q$  горючего должна определяться как отношение количества тепла  $Q$  к массе  $m$  горючего и необходимого количества окислителя:  $q = \frac{Q}{m}$

Например, при использовании в качестве ракетного горючего керосина, а в качестве окислителя жидкого кислорода на 1 кг керосина расходуется 2,56 кг кислорода, поэтому теплотворная способность  $q$  керосина и кислорода как ракетного топлива и окислителя будет в 3,56 раз меньше, чем теплотворная способность керосина, приводимая обычно в справочных таблицах:

$$q = \frac{46200 \text{ кДж}}{3,56 \text{ кг}} \approx 13000 \text{ кДж/кг}$$

Оценим КПД ракетного двигателя, использующего в качестве горючего и окислителя водород и кислород. При образовании 1 кг водяного пара освобождается  $1,2 \cdot 10^7$  Дж, скорость истечения продуктов горения 4,2 км/с, поэтому КПД двигателя равен:

$$\eta = \frac{v^2}{2q} = \frac{(4,2 \cdot 10^3 \text{ м/с})^2}{2 \cdot 1,2 \cdot 10^7 \text{ Дж/кг}} \approx 0,73; \eta = 73\%$$

Полученный результат показывает, что КПД ракетного двигателя может превышать КПД всех других видов тепловых машин. Однако не следует забывать, что при больших значениях КПД ракетного двигателя как тепловой машины его применение во многих случаях оказывается экономически нецелесообразным. Хотя он

эффективно преобразует внутреннюю энергию горючего в механическую энергию, при малом значении массы выброшенных газов по сравнению с массой ракеты (или другого объекта, разгоняемого ракетным двигателем) большая часть этой механической энергии передается струе истекающих газов, а не ракете.

КПД ракеты, определяемый по кинетической энергии только полезного груза, повышается при увеличении времени работы ракетного двигателя потому, что значительная часть энергии, затраченная, казалось бы, бесполезно на увеличение кинетической энергии горючего и окислителя, передается последующей ступени ракеты при их сжигании.

#### 4. Вечный двигатель

- определение: Это устройство, способное совершать полезную работу без потребления энергии извне и без каких-либо изменений внутри машины.

- невозможность создания на основе первого закона термодинамики. Все попытки построить такую машину окончились неудачей. Невозможность создания «вечного двигателя» является экспериментальным доказательством первого закона термодинамики. Любая машина может совершать работу над внешними телами только за счет получения извне количества теплоты  $Q$  или уменьшения своей внутренней энергии  $U$ .

5. Значение двигателя в нашей жизни. Непрерывное развитие энергетики, автомобильного и других видов транспорта, возрастание потребления угля, нефти и газа в промышленности на бытовые нужды увеличивают возможности удовлетворения жизненных потребностей человека. Однако в настоящее время количество ежегодно сжигаемого в различных тепловых машинах химического топлива настолько велико, что все более сложной проблемой становится охрана окружающей среды от вредного влияния продуктов сгорания. Отрицательное влияние тепловых машин на окружающую среду связано с действием различных факторов. Во – первых, при сжигании топлива используется кислород из атмосферного воздуха, поэтому содержание кислорода в воздухе уменьшается. Во – вторых, сжигание топлива сопровождается выделением в атмосферу углекислого газа. За последние 20 лет содержание углекислого газа в атмосфере Земли увеличилось более чем на 5%. Молекулы оксида углерода способны поглощать инфракрасное излучение. Поэтому увеличение содержания углекислого газа в атмосфере изменяет ее прозрачность. Дальнейшее существенное увеличение концентрации углекислого газа в атмосфере Земли может привести к повышению ее температуры. В – третьих, при сжигании угля и нефти атмосфера загрязняется азотными и серными соединениями, вредными для здоровья человека. Особенно существенно это загрязнение в крупных городах и промышленных центрах.