

## 1. ПРОЦЕСС СЖАТИЯ ВОЗДУХА

Для работы турбореактивного двигателя необходима непрерывная подача сжатого воздуха в камеры сгорания. Сжатие воздуха в этих типах двигателей происходит в специальных лопаточных машинах — компрессорах.

Лопаточными машинами компрессоры называются потому, что рабочими элементами в них являются лопатки. Компрессор турбореактивного двигателя приводится во вращение газовой турбиной.

При сжатии воздуха температура его повышается на 100—200° С.

В сжатом и подогретом воздухе топливо хорошо испаряется, быстро и полностью сгорает.

На современных турбореактивных двигателях применяются два типа компрессоров: центробежные и осевые. Каждый из них имеет свои преимущества и недостатки.

### СТЕПЕНЬ СЖАТИЯ

Главной величиной, характеризующей компрессор турбореактивного двигателя, является степень повышения давления воздуха в компрессоре, называемая еще степенью сжатия; обозначают ее греческой буквой “эпсилон” -  $\varepsilon$ .

Степень сжатия компрессора - это отношение давления воздуха на выходе из компрессора к давлению воздуха на входе в него:

$$\varepsilon_{\text{комп}} = \frac{P_2}{P_1};$$

Где  $P_2$  – давление на выходе компрессора,  $P_1$  – давление на входе компрессора.

Степень сжатия — величина безразмерная, она показывает, во сколько раз повышается давление воздуха в компрессоре по сравнению с давлением воздуха перед ним.

Если взять отношение давления воздуха за компрессором к давлению воздуха, окружающего двигатель, то получим степень сжатия двигателя:

$$\varepsilon_{\text{комп}} = \frac{P_2}{P_0};$$

Где  $P_0$  – давление атмосферного воздуха.

Чтобы представить себе разницу между этими двумя величинами, подсчитаем их для следующих условий: - скорость полета  $c_0 = 0$ ; давление окружающего воздуха  $P_0 = 1,033 \text{ кг/см}^2$ ; давление перед компрессором  $P_1 = 0,92 \text{ кг/см}^2$ ; давление за компрессором  $P_2 = 4,35 \text{ кг/см}^2$ . Тогда:

$$\varepsilon_{\text{комп}} = \frac{P_2}{P_1} = \frac{4,35}{0,92} = 4,73$$

$$\varepsilon_{\text{двиг}} = \frac{P_2}{P_0} = \frac{4,35}{1,033} = 4,21$$

Как видно,  $\varepsilon_{\text{двиг}}$  меньше  $\varepsilon_{\text{комп}}$ .

Для современных ТРД величина степени сжатия компрессора лежит в пределах от 4,2 до 7,1 (иногда 8).

Степень сжатия двигателя зависит от скорости вращения колеса (ротора) компрессора, от высоты полета (от температуры окружающего воздуха) и от скорости полета.

С увеличением скорости вращения колеса компрессора степень сжатия компрессора увеличивается.

В осевом компрессоре с увеличением числа его оборотов окружная скорость движения лопаток растет. Вследствие этого увеличиваются силы, сжимающие воздух, и, следовательно, давление воздуха, выходящего из компрессора.

Так как давление воздуха на входе в компрессор остается постоянным (оно не зависит от скорости вращения колеса компрессора), то степень сжатия компрессора увеличивается.

В центробежном компрессоре с увеличением числа его оборотов растет окружная скорость колеса компрессора. Вследствие этого увеличиваются центробежные силы, сжимающие воздух, и, следовательно, давление воздуха, выходящего из компрессора. В результате степень сжатия компрессора увеличивается.

### ВХОД ВОЗДУХА В ДВИГАТЕЛЬ

Имея общее представление о работе турбореактивного двигателя и процессах, которые происходят в воздушно-газовом потоке, протекающей через двигатель, рассмотрим теперь более подробно работу отдельных элементов ТРД и процессы, происходящие в них.

Воздухоподводящие или входные каналы служат для подвода воздуха к компрессору с возможно меньшими потерями.

Входной канал является частью конструкции самолета или образуется обводами капотов двигателя и самого двигателя.

Изменение параметров воздуха во входном канале будет различно в зависимости от условий работы двигателя: на месте или в полете.

Поэтому рассмотрим отдельно эти два случая.

#### А. Двигатель работает на месте (скорость полета $c_0 = 0$ )

При работе двигателя на месте компрессор засасывает воздух из окружающей атмосферы. Скорость воздушного потока при подходе к двигателю возрастает от нуля у невозмущенного воздуха впереди двигателя (сечение  $0-0$ ) до скорости  $c_1$  на входе в компрессор (сечение  $1-1$ , рис. 1).

Для различных турбореактивных двигателей величина скорости  $c_1$  лежит в пределах от 70 до 180 м/сек.

Как показывает опыт, температура и давление воздуха во входном канале падают.

Чтобы понять, почему это происходит, напишем уравнение энергии движущегося потока воздуха для сечений  $0-0$  и  $1-1$

$$\frac{k}{k-1}RT_0 + \frac{c_0^2}{2g} = \frac{k}{k-1}RT_1 + \frac{c_1^2}{2g}$$

Где  $k$  – показатель адиабаты,  $R$  – газовая постоянная,  $g$  – ускорение свободного падения.

Так как двигатель работает на месте (неподвижен), то скорость  $c_0 = 0$ . В этом случае уравнение энергии будет:

$$\frac{k}{k-1}RT_0 = \frac{k}{k-1}RT_1 + \frac{c_1^2}{2g}$$

Подставив в последнее уравнение численное значение  $k$ ,  $g$ ,  $R$ , определим температуру  $T_1$ . Она будет равна:

$$T_1 \approx T_0 - \frac{c_1^2}{2000}$$

Из уравнения видно, что температура воздуха на входе в компрессор  $T_1$  должна быть ниже, чем температура окружающего воздуха  $T_0$ . Для существующих ТРД это падение температуры составляет 8—10°. Разделив все члены этого уравнения на  $T_0$ , получим:

$$\frac{T_1}{T_0} \approx 1 - \frac{c_1^2}{2000T_0}$$

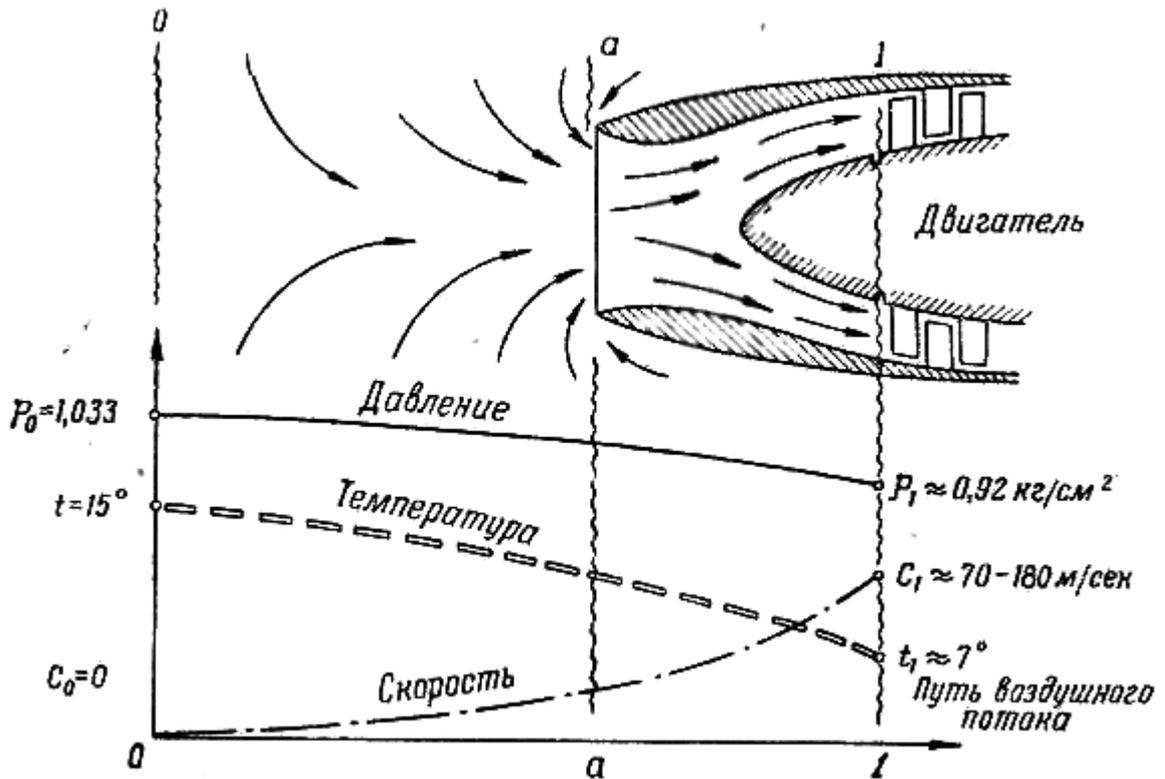


Рис.1 Изменение параметров воздуха при работе двигателя на месте.

Заменяем отношение температур отношением давлений (считая процесс адиабатическим) и определим давление воздуха на входе в компрессор:

$$\frac{T_1}{T_0} = \left( \frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

$$P_1 = P_0 \left[ 1 - \frac{c_1^2}{2000T_0} \right]^{3,5}$$

Так как  $c_1 = 70-180$  м/сек, то численная величина квадратной скобки будет меньше единицы. Следовательно, давление на входе в компрессор  $P_1$  будет меньше давления окружающего воздуха  $P_0$ . Для выполненных ТРД падение давления во входном канале составляет  $0,1-0,16$  кг/см<sup>2</sup>.

### В. Двигатель работает в полете

Когда скорость полета  $c_0$  больше скорости подхода воздуха к компрессору  $c_1$ , то будет происходить поджатие воздуха за счет скоростного напора еще до входа воздуха в компрессор - до сечения 1-1 (рис. 2).

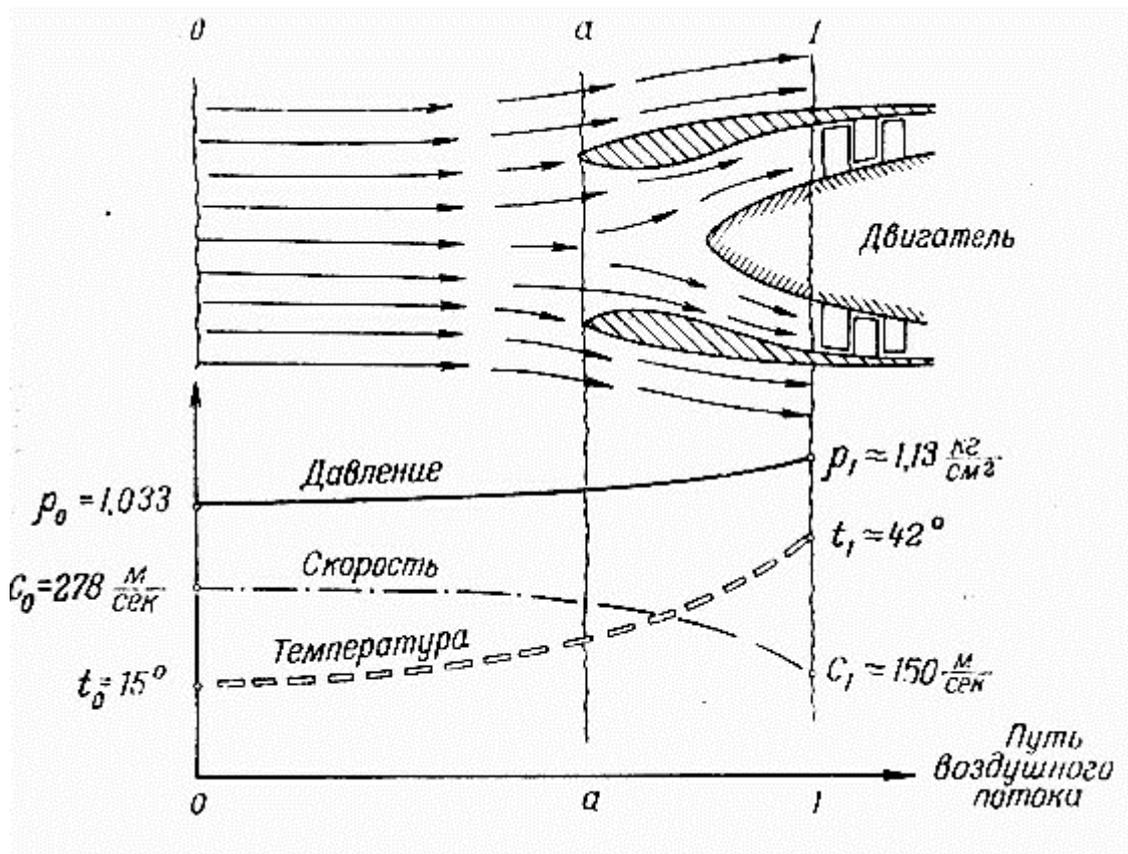


Рис.2 Изменение параметров воздуха при работе двигателя в полете.

Воздушный поток набегаёт на воздухозаборник. Струйки воздуха располагаются так, что часть их входит в воздухозаборник, а часть расходится и обтекает его снаружи.

Струйки воздуха, входящие в воздухозаборник, образуют поток, который начинается перед двигателем и, постепенно расширяясь, входит в заборник. Воздух движется по каналу, образованному струйками, обтекающими воздухозаборник.

Скорость воздуха на участке 0 - 1 падает, а давление и температура возрастают.

Температура воздуха перед входом в компрессор будет больше, чем температура окружающего воздуха. Из уравнения энергии движущегося потока воздуха получим:

$$T_1 = T_0 + \frac{c_0^2 - c_1^2}{2000}$$

Так как  $c_0$  во время полета больше  $c_1$ , то дробь имеет положительную величину, которую надо прибавить к  $T_0$ .

Давление воздуха на входе в компрессор будет больше, чем давление окружающего воздуха за счет использования скоростного напора. Это видно из уравнения:

$$P_1 = P_0 \left[ 1 + \frac{c_0^2 - c_1^2}{2000T_0} \right]^{3,5}$$

Например, при скорости полета 1000 км/час  $c_0 = 278$  м/сек и при скорости входа воздуха в компрессор  $c_1 = 150$  м/сек давление воздуха на входе в компрессор будет  $P_1 = 1,13$  кг/см<sup>2</sup>, а температура достигнет 42° С.

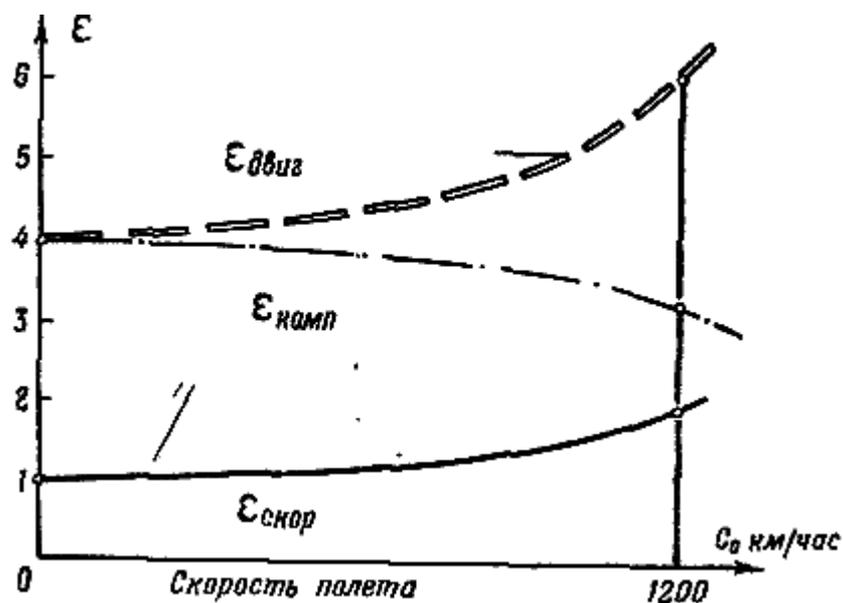


Рис. 3. Зависимость степени сжатия от скорости полета

Чем больше скорость полета  $c_0$ , тем больше скоростной напор, а следовательно, давление воздуха, подходящего к компрессору.

Таким образом, в полете воздух сжимается еще до компрессора.

Повышение давления за счет скоростного напора называется *скоростной степенью сжатия* и обозначается  $\epsilon_{\text{скор}}$ .

При повышении температуры воздуха, входящего в Компрессор, степень сжатия компрессора уменьшается. Если мы изобразим графически изменение степени сжатия компрессора, степени сжатия двигателя и скоростной степени сжатия в зависимости от увеличения скорости полета, то получим график, изображенный на рис. 3.

Скоростная степень сжатия  $\epsilon_{\text{скор}}$  с увеличением скорости полета растет за счет увеличения скоростного напора, а степень сжатия компрессора  $\epsilon_{\text{комп}}$  падает за счет подогрева воздуха. В итоге степень сжатия двигателя, равная  $\epsilon_{\text{двиг}} = \epsilon_{\text{скор}} \times \epsilon_{\text{комп}}$ , будет расти и при увеличении скорости полета до 1200 км/час увеличится на 30 – 40 % по сравнению со степенью сжатия двигателя, которую он имел при работе на месте (когда  $c_0 = 0$ ).

### ОСЕВОЙ КОМПРЕССОР

Осевой компрессор — лопаточная машина, которая засасывает воздух из атмосферы, сжимает его и принудительно подает (нагнетает) в камеры сгорания. Он состоит из двух элементов: неподвижного корпуса, где крепятся спрямляющие лопатки, и вращающегося ротора, несущего рабочие лопатки (рис. 4).

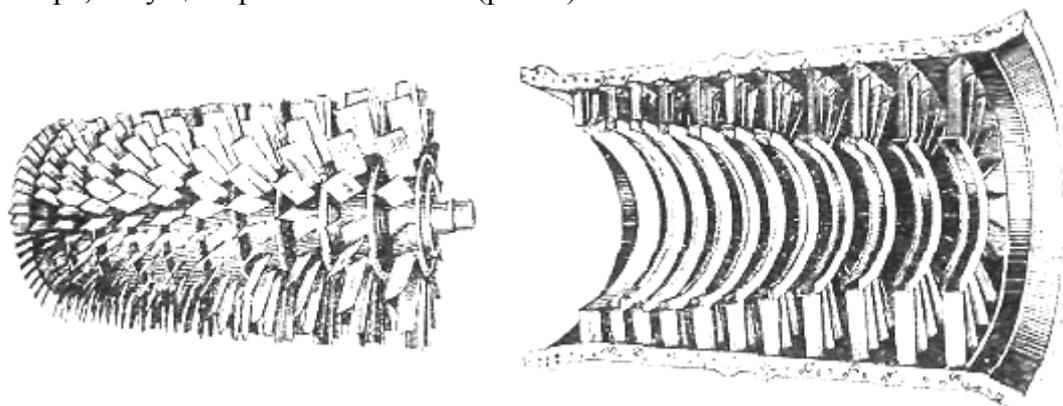


Рис. 4. Ротор и корпус 11-ти ступенчатого осевого компрессора

Сочетание одного ряда подвижных рабочих лопаток и одного ряда неподвижных спрямляющих лопаток называется *ступенью осевого компрессора*.

Воздух всасывается в осевой компрессор через кольцевую щель, образуемую корпусом и ротором, и при сжатии движется параллельно оси вращения ротора, потому компрессор и называется осевым.

Процесс сжатия воздуха в осевом компрессоре состоит из ряда последовательных процессов сжатия его в каждой ступени.

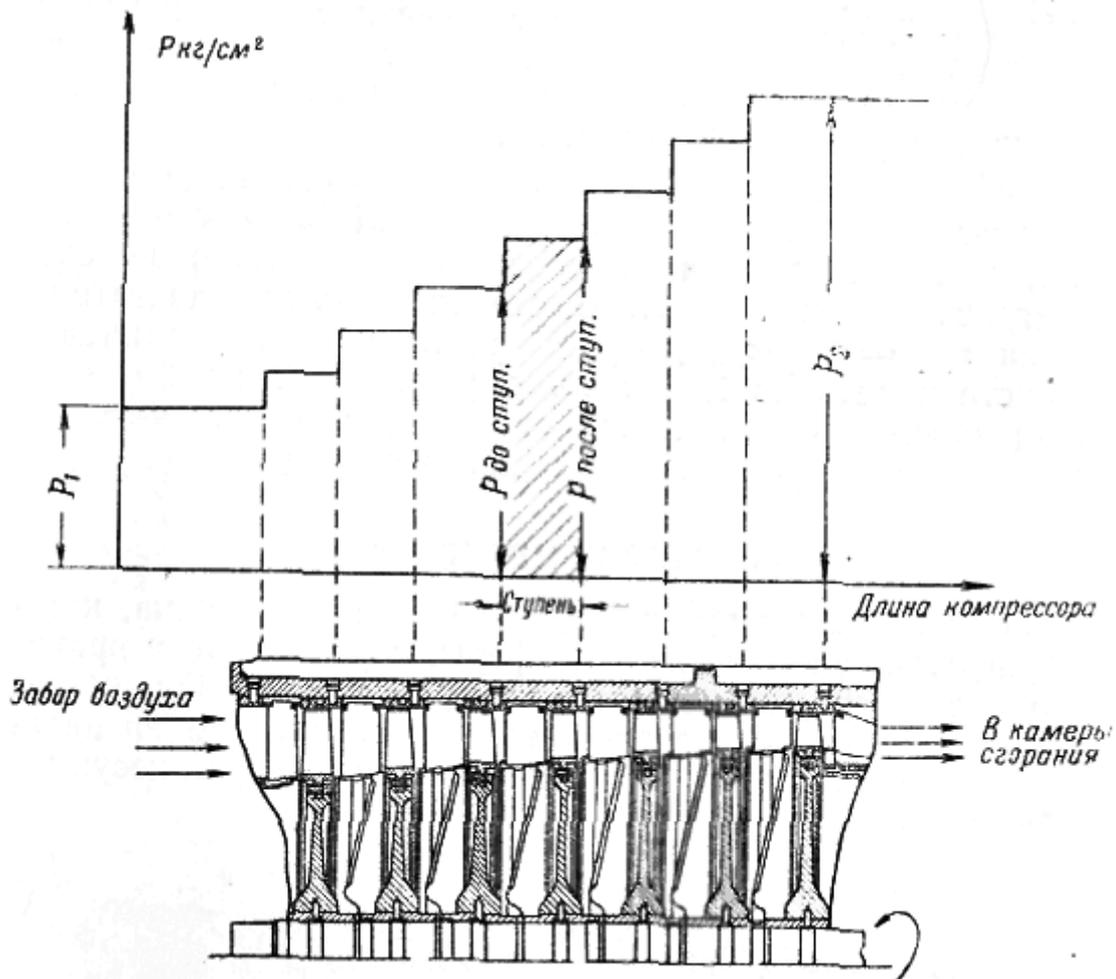


Рис. 5. Сжатие воздуха в осевом компрессоре

Воздух, сжатый в первой ступени, перегоняется во вторую ступень, где сжимается, перегоняется в третью ступень и сжимается и т. д., пока не пройдет сжатие во всех ступенях компрессора. Высота лопаток ступеней 2, 3, 4, 5 и т. д. уменьшается, так как удельный объем воздуха вследствие сжатия его уменьшается.

В каждой ступени воздух сжимается незначительно поэтому для получения давления воздуха на выходе из компрессора порядка  $5 - 7 \text{ кг/см}^2$  осевые компрессоры современных ТРД имеют 8 - 12 ступеней.

Схематически повышение давления воздуха в осевом компрессоре показано на рис.5.

В осевом компрессоре каждая ступень имеет свою степень сжатия (для разных ступеней она может быть численно различной). Степень сжатия ступени - это отношение давления воздуха за ступенью к давлению воздуха до ступени:

$$\varepsilon_{\text{ступ}} = \frac{P_{\text{за}}}{P_{\text{до}}}$$

Где  $P_{\text{за}}$  – давление воздуха за ступенью компрессора,  $P_{\text{до}}$  – давление воздуха до ступени компрессора.

Численно  $\epsilon_{\text{ступ}} = 1,20 - 1,35$  (для тех ступеней, где скорость движения воздуха не превышает скорости звука). Степень сжатия осевого компрессора - это отношение (давления воздуха, выходящего из последней ступени компрессора, к давлению воздуха, входящего в первую ступень компрессора).

Для выполненных осевых компрессоров степень сжатия равна 6,2 - 8.

Познакомимся с принципом работы ступени осевого компрессора.

Каждая ступень осевого компрессора состоит из вращающегося рабочего колеса и неподвижного спрямляющего аппарата.

Иногда перед первой ступенью современных осевых компрессоров устанавливается еще один ряд лопаток - входной направляющий аппарат или входное устройство.

Работа каждого из этих устройств в процессе сжатия воздуха различна, поэтому рассмотрим ее отдельно.

#### А. Входной направляющий аппарат

Воздух, входящий в компрессор со скоростью  $c_1$  движется параллельно оси компрессора. Попадая в каналы, образуемые лопатками входного устройства, частицы воздуха изменяют направление движения - они отклоняются в сторону вращения рабочего колеса (рис. 6, скорость  $c_1$ ). Отклонение потока воздуха от осевого направления движения называется "закруткой" потока воздуха.

Предварительная закрутка потока воздуха по направлению вращения колеса позволяет увеличить окружную скорость колеса и получить в ступени больший напор.

Таким образом, назначение входного устройства состоит в следующем: создать наиболее выгодное направление потока воздуха на входе в рабочее колесо и этим улучшить работу первой ступени.

Лопатки входного устройства иногда делают управляемыми - при изменении числа оборотов компрессора специальный автомат поворачивает лопатки и этим изменяя величину закрутки потока воздуха, чтобы сохранить наиболее выгодное, безударное направление потока воздуха на входе в колесо.

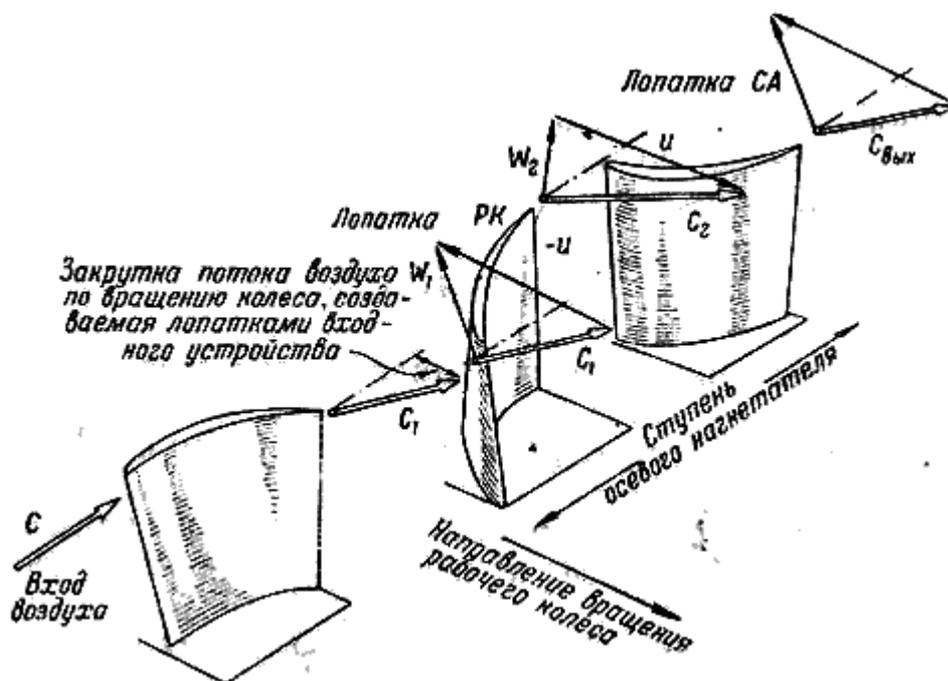


Рис. 6. Треугольники скоростей воздуха в ступени

#### Б. Рабочее колесо

Газовая турбина вращает ротор рабочего колеса компрессора, а лопатки колеса передают полученную энергию потоку воздуха.

Частицы, воздуха со скоростью  $c_1$  подходят к лопаткам рабочего колеса (см. рис. 6). Рабочая лопатка вращается со скоростью  $u$ , равной окружной скорости вращения колеса.

Если бы поток воздуха был неподвижен, а двигались только рабочие лопатки, то скорость движения частиц воздуха относительно лопаток была бы  $-u$ .

Но поток воздуха имеет скорость  $c_1$ . В результате сложения скоростей  $c_1$  и  $-u$  частицы воздуха приобретают относительную скорость  $w_1$  (скорость, с которой поток воздуха движется относительно лопаток).

Скорости  $c_1$ ,  $-u$ ,  $w_1$  образуют треугольник скоростей на входе в рабочее колесо ступени. Треугольник скоростей на входе изменяется в зависимости от величины секундного расхода воздуха через компрессор (изменяется скорость  $c_1$ ) и от скорости вращения колеса компрессора (изменяется скорость  $u$ ).

Форма лопаток рабочего колеса и их взаимное расположение подобраны так, что между лопатками образуются расширяющиеся каналы.

Воздух, двигаясь в расширяющемся канале, уменьшает свою скорость движения, поэтому относительная скорость на выходе из канала  $w_2$  меньше относительной скорости воздуха  $w_1$  на входе в канал.

За счет уменьшения относительной скорости давление воздуха в каналах колеса повышается.

Рабочие лопатки сжимают воздух, поворачивают поток воздуха и увеличивают абсолютную скорость движения воздуха до величины  $c_2$ . Абсолютная скорость воздуха на выходе из рабочего  $c_2$  колеса больше скорости на входе  $c_1$  на 50—70 м/сек за счет энергии, получаемой воздухом от рабочих лопаток.

Таким образом, энергия, получаемая рабочим колесом, расходуется на сжатие воздуха, на увеличение его скоростной энергии и на преодоление гидравлических потерь в каналах между рабочими лопатками.

## В. Спрямяющий аппарат

Лопатки спрямяющего аппарата неподвижно закреплены в корпусе компрессора. Они имеют хорошо обтекаемую форму и специально изогнуты для изменения направления потока воздуха. Между лопатками спрямяющего аппарата получают расширяющиеся каналы - диффузоры.

Частицы воздуха со скоростью  $w_2$  (рис. 6) отбрасываются рабочим колесом к спрямяющему аппарату. Вращаясь вместе с колесом, они получили окружную скорость  $-u$ . Попадая в каналы спрямяющего аппарата, частицы воздуха тормозятся, их окружная скорость уменьшается. Поэтому на треугольнике скоростей на входе в спрямяющий аппарат окружная скорость  $u$  направлена в другую сторону, чем было на треугольнике скоростей на входе в рабочие колесо, хотя величина ее осталась без изменения.

В результате сложения скоростей  $w_2$ , и  $u$  получается абсолютная скорость  $c_2$ . Имея эту скорость, поток воздуха входит в каналы спрямяющего аппарата.

В каналах спрямяющего аппарата скорость потока воздуха уменьшается от  $c_2$  до  $c_{ВЫХ}$ , а давление увеличивается.

Напишем для этого случая уравнение, которым мы пользовались при рассмотрении входа воздуха в двигатель во время полета:

$$P_{ВЫХ} = P_2 \left[ 1 + \frac{c_2^2 - c_{ВЫХ}^2}{2000T_2} \right]^{3,5}$$

Скорость на выходе из направляющего аппарата  $c_{ВЫХ}$  меньше скорости на входе  $c_2$ . Поэтому дробь, стоящая в скобках, всегда будет иметь положительную величину, т. е.  $P_{ВЫХ}$  будет больше  $P_2$ .

Лопатки спрямяющего аппарата изогнуты так, чтобы направление скорости  $c_{ВЫХ}$  с которой воздух покидает ступень, совпадало или немного отличалось от направления ско-

рости  $c_1$  с которой воздух входит в ступень. Этим обеспечивается подход воздуха под нужным углом к лопаткам рабочего колеса следующей ступени.

Скоростная энергия воздуха при его движении в спрямляющем аппарате расходуется на совершение работы сжатия воздуха, на поворот потока воздуха и на преодоление гидравлических потерь в каналах спрямляющего аппарата.

Окружная скорость  $u$  различна по высоте лопатки. У корня лопатки она меньше, чем у ее конца. Поэтому треугольники скоростей будут различными по высоте лопатки.

### ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУХА В СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Для лучшего представления картины сжатия воздуха в ступени рассмотрим графики изменения абсолютной скорости движения и давления воздуха в рабочем колесе и спрямляющем аппарате (рис. 7).

Воздух входит в рабочее колесо, имея давление  $P_1$  и скорость  $c_1$ . Рабочее колесо сжимает воздух до давления  $P_2$  и одновременно повышает скорость движения воздуха до  $c_2$ .

Воздух, выходящий из рабочего колеса со скоростью  $c_2$  и давлением  $P_2$ , поступает в спрямляющий аппарат. В каналах спрямляющего аппарата скорость движения воздуха уменьшается с величины  $c_2 = 150 - 220$  м/сек до  $c_{ВЫХ}$ , но одновременно увеличивается давление с величины  $P_2$  до  $P_{ВЫХ}$ . Скорость выхода  $c_{ВЫХ}$  примерно равна скорости входа  $c_1$  и лежит в пределах 120 - 180 м/сек.

Общее увеличение давления воздуха в ступени составляет 0,12—0,3 кг/см<sup>2</sup>. В ступенях современных осевых компрессоров повышение давления (сжатие воздуха) происходит примерно одинаково как в рабочем колесе, так и в спрямляющем аппарате; это и показано на графиках.

При сжатии воздуха в одной ступени температура его повышается на 25—30° С.

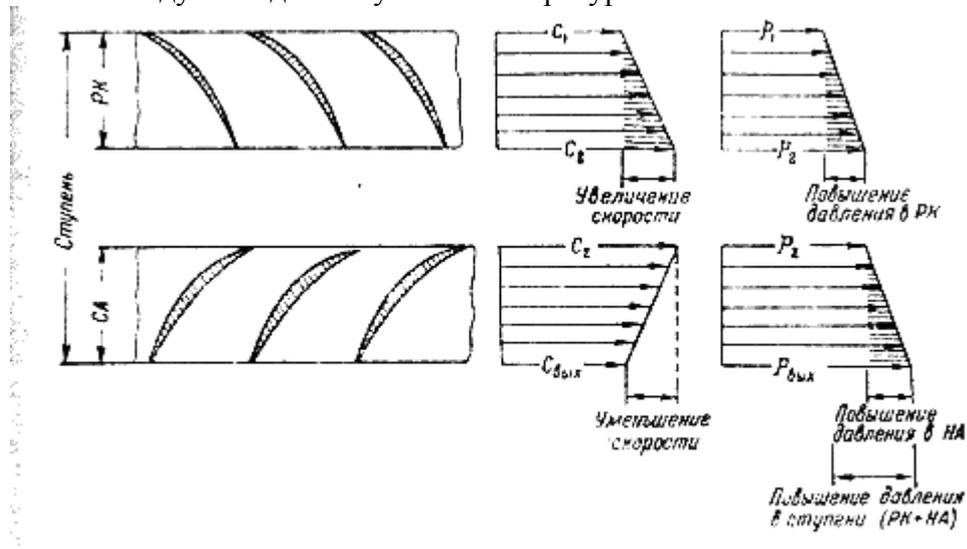


Рис. 7. Изменение скорости и давления в рабочем колесе и спрямляющем аппарате ступени

### ПОТЕРИ ЭНЕРГИИ ПРИ ДВИЖЕНИИ ВОЗДУХА ПО СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Работа, получаемая колесом компрессора, передается потоку воздуха не вся. При движении воздуха по каналам компрессора неизбежно возникают потери на трение, связанные с движением воздуха. Эти потери называются гидравлическими. На преодоление потерь и затрачивается часть работы (энергии), передаваемой от рабочего колеса потоку воздуха.

Гидравлические потери можно разделить на три группы:

- профильные;
- потери на образование вихрей;
- потери на перетекание воздуха.

Профильные потери - это потери энергии в приграничном слое.

Опыт показывает, что у поверхности любого тела, обтекаемого потоком воздуха, образуется тонкий пограничный слой воздуха, в котором происходит торможение воздушного потока за счет сил трения между частицами воздуха и поверхностью тела.

Рассмотрим пограничный слой, образующийся у лопатки осевого компрессора при обтекании ее потоком воздуха (рис. 8).

Пограничный слой у стенки имеет слоистое строение: частицы воздуха движутся слоями, один слой над другим. Частицы воздуха, находящиеся непосредственно у поверхности лопатки, движутся медленно; чем дальше они находятся от поверхности лопатки, тем движутся быстрее. Такой пограничный слой называется **ламинарным**, он неустойчив, легко нарушается, толщина его небольшая. Этот слой создает небольшие потери на трение. В какой-то точке поверхности лопатки плавное движение частиц воздуха переходит в беспорядочное вихревое движение, слой воздуха в пограничном слое нарушается. Воздух перестает двигаться слоями. Поступательное движение частиц воздуха переходит и в беспорядочное вихревое движение, слои воздуха перемешиваются. Точка 3 называется точкой перехода. Такой пограничный слой, где частицы воздуха имеют вихревое движение, называется **турбулентным**, он очень устойчив, имеет большую толщину, чем ламинарный пограничный слой, и поэтому дает большие потери на трение. Толщина пограничного слоя постепенно увеличивается: к хвосту лопатки она доходит до 2 - 4 мм.

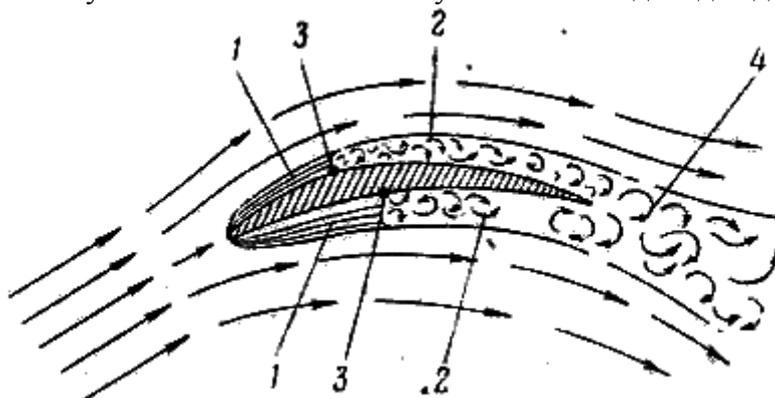


Рис. 8. Пограничный слой воздуха

(1 – слоистый неустойчивый, 2 – вихревой устойчивый, 3 – точка перехода пограничного слоя из неустойчивого в устойчивый, 4 – вихревой след за профилем (спутная струя)).

Профильные потери зависят от формы профиля лопаток, поэтому и называются профильными. Кроме этого, профильные потери зависят от качества обработки поверхности лопаток. Естественно, чем хуже обработана поверхность лопаток, тем больше будут профильные потери.

Пограничный слой воздуха образуется на всех стенках канала, по которому течет воздух.

Вторая группа потерь энергии при движении потока воздуха - это образование вихрей. За лопаткой образуется вихревой след - так называемая **спутная струя** (рис. 8). В природе вихревой след можно наблюдать в виде водяных вихрей, образующихся за неподвижными предметами, находящимися в реке, например за устоями мостов, за камнями, за скалами и т. д. Опустите руку в текущую воду, и вы увидите, что от руки образуется вихревой след на поверхности воды.

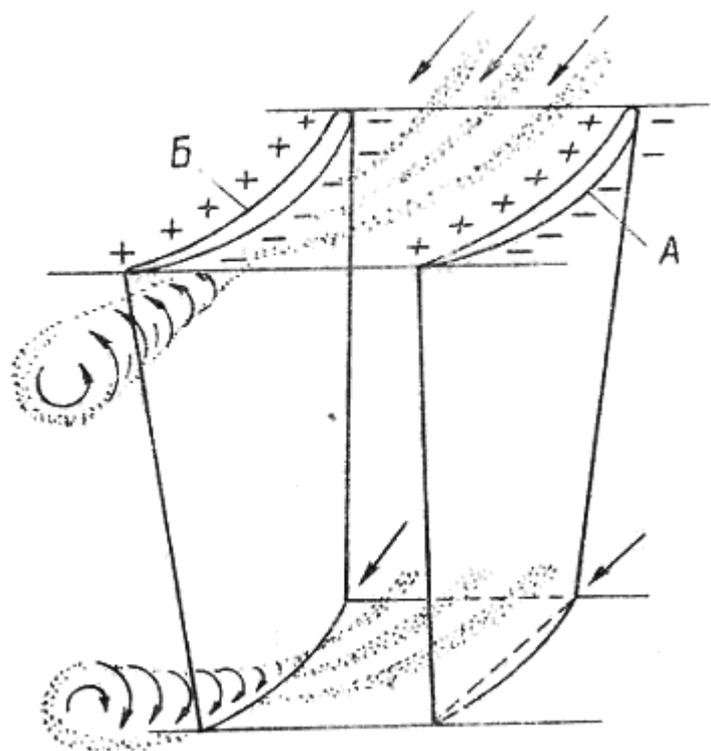


Рис. 9. Образование парного вихря

При движении воздуха между лопатками образуется повышенное давление на “корытце” (вогнутой стороне лопатки) и пониженное давление (разрежение) на ее спинке. Разность этих давлений заставляет пограничный слой сдвигаться от корытца лопатки *А* к спинке лопатки *Б* (рис. 9). Это течение пограничного слоя складывается с течением основного потока воздуха и образует “парный вихрь” - два вихря, вращающиеся навстречу друг другу.

Вихревые зоны образуются и при отрыве струи воздуха от лопаток, как это изображено на рис. 10.

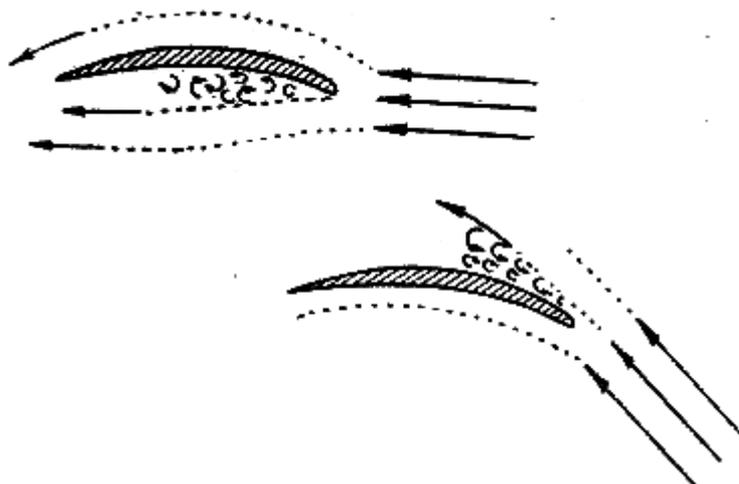


Рис. 10. Образование вихревых зон при отрыве струи воздуха от лопатки

Третью группу потерь энергии при движении воздуха составляют потери на перетекание воздуха из области повышенного давления в область пониженного давления.

В выполненных конструкциях осевых нагнетателей между торцами лопаток рабочего колеса и внутренней поверхностью корпуса нагнетателя имеется радиальный зазор 0,5 - 2 мм.

Под действием повышенного давления на корытце и пониженного давления на спинке лопатки возникает перетекание воздуха по зазору (рис. 11). Движение лопатки относительно корпуса при вращении рабочего колеса способствует этому перетеканию воздуха.

Перетекание воздуха по радиальному зазору уменьшает эффективность сжатия воздуха лопатками и снижает степень сжатия воздуха в каждой ступени.

С увеличением скорости течения воздуха по компрессору гидравлические потери увеличиваются.

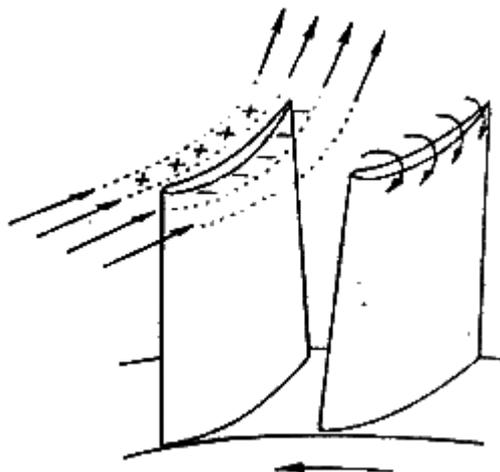


Рис. 11. Перетекание воздуха по радиальному зазору в колесе осевого компрессора

Для уменьшения гидравлических потерь поверхности лопаток тщательно полируют, лопаткам придают хорошо обтекаемую аэродинамическую форму и стараются уменьшить перетекание воздуха путем специальных уплотнений между ступенями осевого компрессора.

### ЦЕНТРОБЕЖНЫЙ КОМПРЕССОР

Рассмотрим устройство центробежного компрессора (рис. 13, 14). В литом корпусе на специальных подшипниках вращается колесо. Перед колесом укреплены неподвижные направляющие аппараты, которые создают предварительную накрутку потока воздуха перед входом в колесо - отклоняют поток воздуха от осевого направления движения, при этом уменьшается скорость воздуха относительно колеса. Назначение закрутки воздуха - увеличить быстроходность колеса (повысить число оборотов).

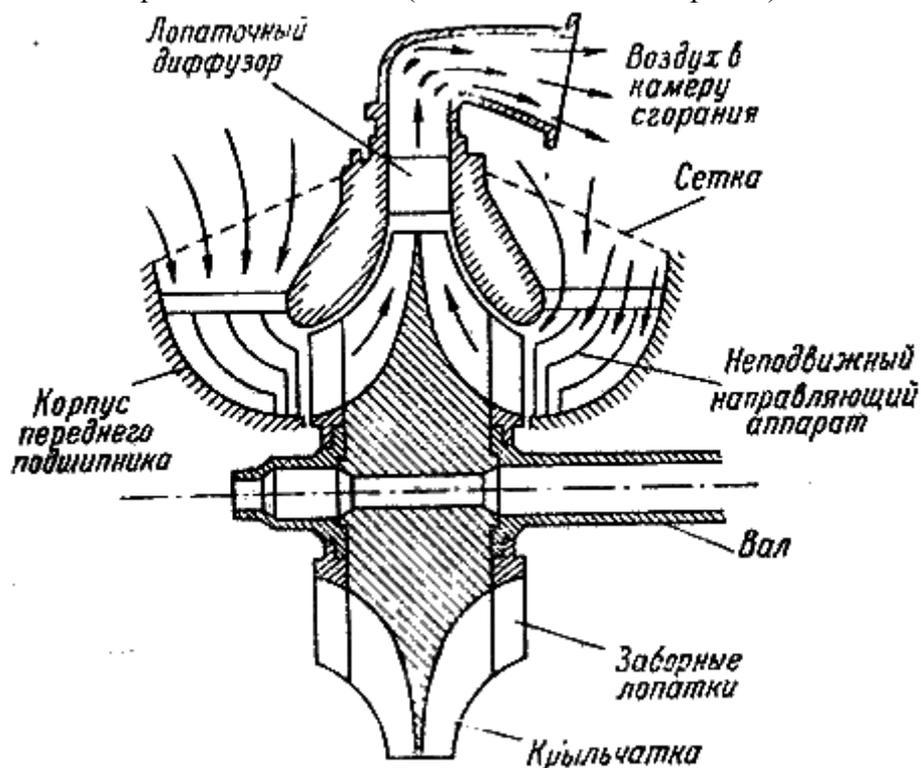


Рис. 13. Принципиальное устройство центробежного компрессора

Колесо состоит из крыльчатки и заборных лопаток.

Крыльчатка представляет собой диск, имеющий лопатки (идушие по радиусу) с одной или обеих сторон диска.

Если лопатки имеются на одной стороне, то такое колесо называется колесом с односторонним входом воздуха. Если лопатки имеются с. обеих сторон колеса, то оно называется колесом с двухсторонним входом воздуха.

Чаще всего колесо делают с двухсторонним входом воздуха для увеличения количества воздуха, прогоняемого компрессором в одну секунду,

К крыльчатке наглухо крепятся заборные стальные лопатки, загнутые в сторону вращения колеса, для обеспечения безударного входа воздуха в колесо.

Воздух из колеса попадает в диффузор, а из него через коленообразные патрубки поступает в камеры сгорания.

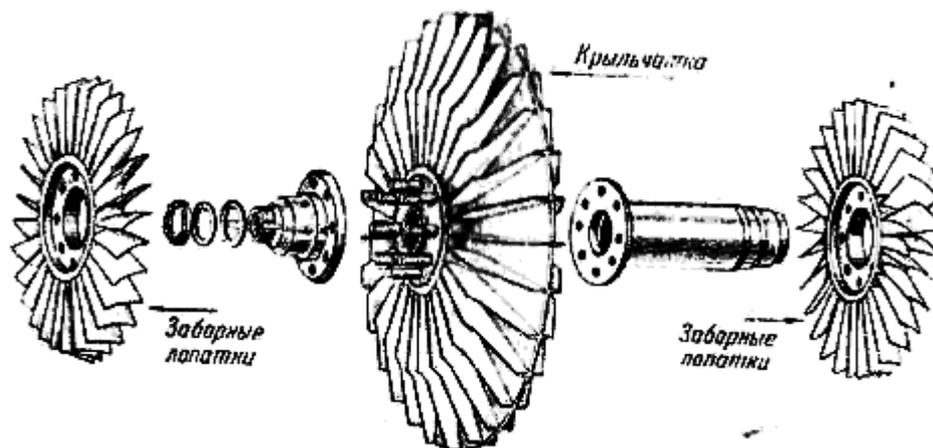


Рис. 14. Детали колеса компрессора

Главная рабочая часть центробежного компрессора - колесо. Оно получает энергию от газовой турбины и передает ее воздуху. За счет этой энергии повышается давление воздуха о колесе и увеличивается абсолютная скорость его движения.

Часть энергии, передаваемая колесом воздуху, тратится на преодоление гидравлических сопротивлений, возникающих при движении воздуха.

Рассмотрим подробнее движение воздуха по колесу. Поток воздуха закручивается неподвижным направляющим аппаратом и подходит к колесу со скоростью  $c_1$  (рис. 15). Треугольник скоростей на входе в колесо составляют:

$c_1$  - абсолютная скорость входа воздуха на лопатки;

$-u$  - окружная скорость вращения лопатки (знак минус показывает, что вращение колеса происходит навстречу движению частиц воздуха);

$w_1$  - скорость движения частиц воздуха относительно лопатки.

Колесо вращается с очень большими оборотами: 10000—15000 в минуту (160—250 оборотов в секунду). Окружная скорость на ободу колеса достигает 450— 500 м/сек и более.

Лопатки колеса, захватив частицы воздуха, увлекают их и заставляют вращаться с такой же большой скоростью.

Обозначим через  $m$  массу частички воздуха и через  $r$  радиус, где находится эта частичка.

Величина радиуса будет все время увеличиваться при движении частички от входа в колесо до выхода из него.

Центробежная сила, отбрасывающая частичку воздуха к краю колеса, определяется по известному из физики уравнению:

$$F_{\text{ЦЕНТР}} = \frac{mu^2}{r}$$

Значит, чем дальше будет частица воздуха удаляться от оси вращения колеса, тем больше будет ее окружная скорость и, следовательно, больше будет центробежная сила, действующая на частицу воздуха и сжимающая ее. Масса же воздуха состоит из бесчисленного количества этих элементарных частиц.

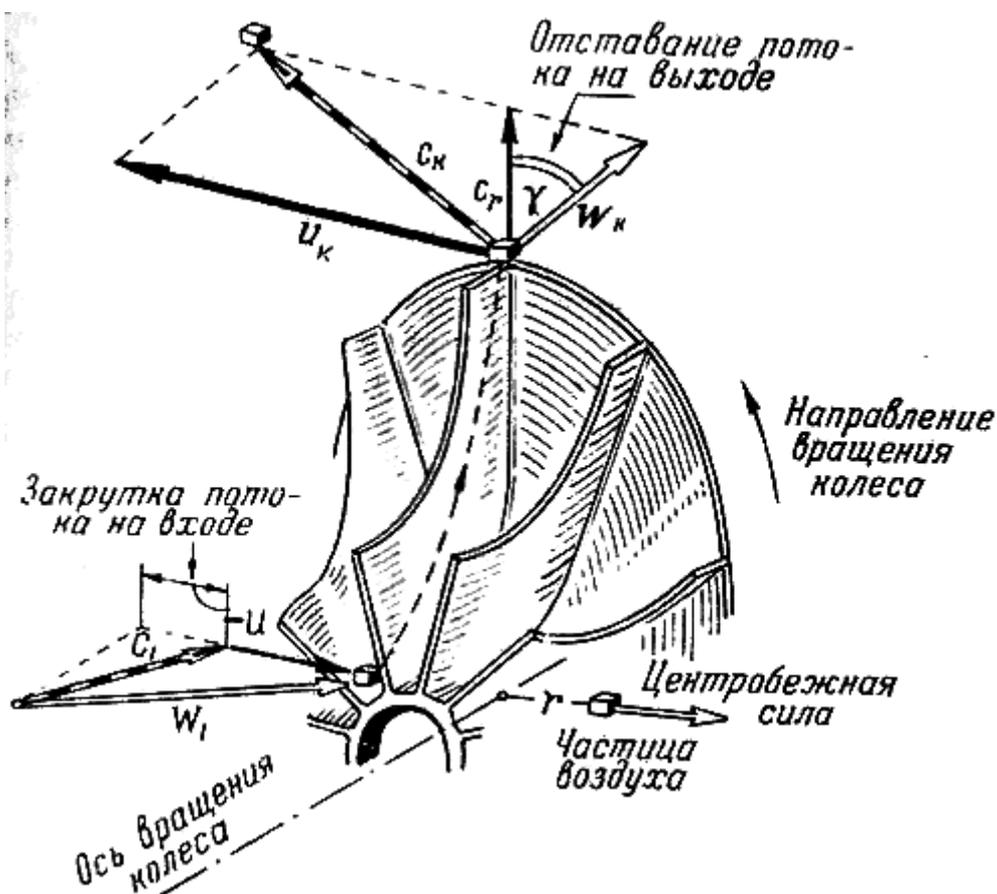


Рис. 15. Треугольники скоростей воздуха на входе и выходе колеса

Таким образом, воздух, прогоняемый колесом, сжимается, кроме того, увеличивается абсолютная скорость его движений.

Треугольник скоростей на выходе из колеса будет составлен скоростями:

$c_k$  - абсолютная окружная скорость воздуха на выходе из колеса;

$u_k$  - окружная скорость лопатки на краю колеса;

$w_k$  - относительная скорость выхода воздуха из колеса.

Вектор относительной скорости отклонен против вращения колеса, так как воздух отстает от вращающегося колеса. Величина отставания воздушного потока на выходе из колеса зависит главным образом от числа и длины лопаток колеса. Чем больше лопаток, тем труднее частице воздуха отклониться от радиального направления. Но чем больше лопаток, тем меньше канал для прохода воздуха и тем труднее воздуху проходить по этому каналу.

На выходе из колеса воздух имеет давление 2,2 - 2,5 кг/см и абсолютную скорость порядка 450 - 550 м/сек, полученные за счет энергии, сообщенной воздуху колесом. С такими параметрами воздух поступает в диффузор. Диффузор представляет расширяющийся канал, в котором происходит уменьшение скорости потока воздуха. Он служит для преобразования скоростной энергии в потенциальную, т. е. в энергию давления воздуха.

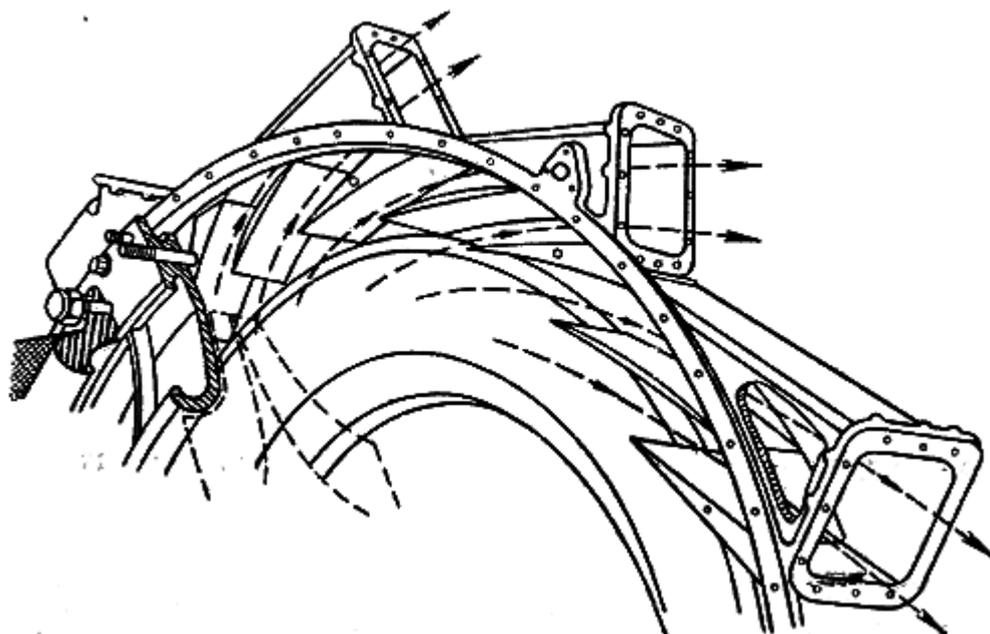


Рис. 16. Лопаточный диффузор

Диффузоры делятся на два типа: щелевые и лопаточные. Конструктивно они выполняются вместе (рис. 16, 17).

Щелевой диффузор представляет собой кольцевую щель между колесом и лопаточным диффузором; величина щели колеблется (в различных ТРД) в пределах 12 - 30 мм. В щелевом диффузоре происходит некоторое выравнивание скоростей воздушного потока, (что улучшает устойчивость работы компрессора) и понижение скорости движения воздуха.

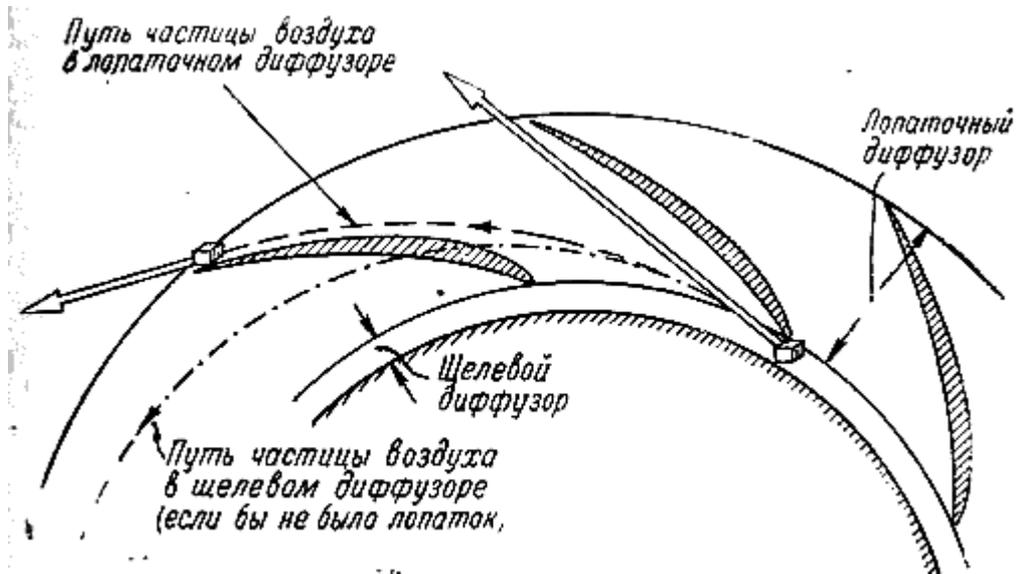


Рис. 17. Схема щелевого и лопаточного диффузоров

Лопаточный диффузор представляет решетку из лопаток, расположенных по окружности.

Между лопатками образуются расширяющиеся каналы.

Установка лопаток сокращает путь частиц воздуха, что уменьшает потери на трение. При движении воздуха по расширяющемуся каналу лопаточного диффузора уменьшается скорость и повышается давление воздуха (так же как в спрямляющем аппарате осевого компрессора).

Параметры воздуха ( $c$ ,  $p$ ,  $T$ ) в элементах центробежного компрессора изменяются следующим образом (рис. 18). В неподвижном направляющем аппарате скорость воздуха увеличивается, давление и температура падают - участок  $a - 1$ .

В колесе за счет затраты энергии происходят сжатие воздуха и увеличение скорости его движения; температура воздуха повышается как за счет сжатия, так и за счет тепла трения (сечение  $\delta - \delta$ ).

Наконец в диффузоре и коленообразных патрубках за счет уменьшения скорости потока воздуха его давление и температура увеличиваются (сечение 2 - 2).

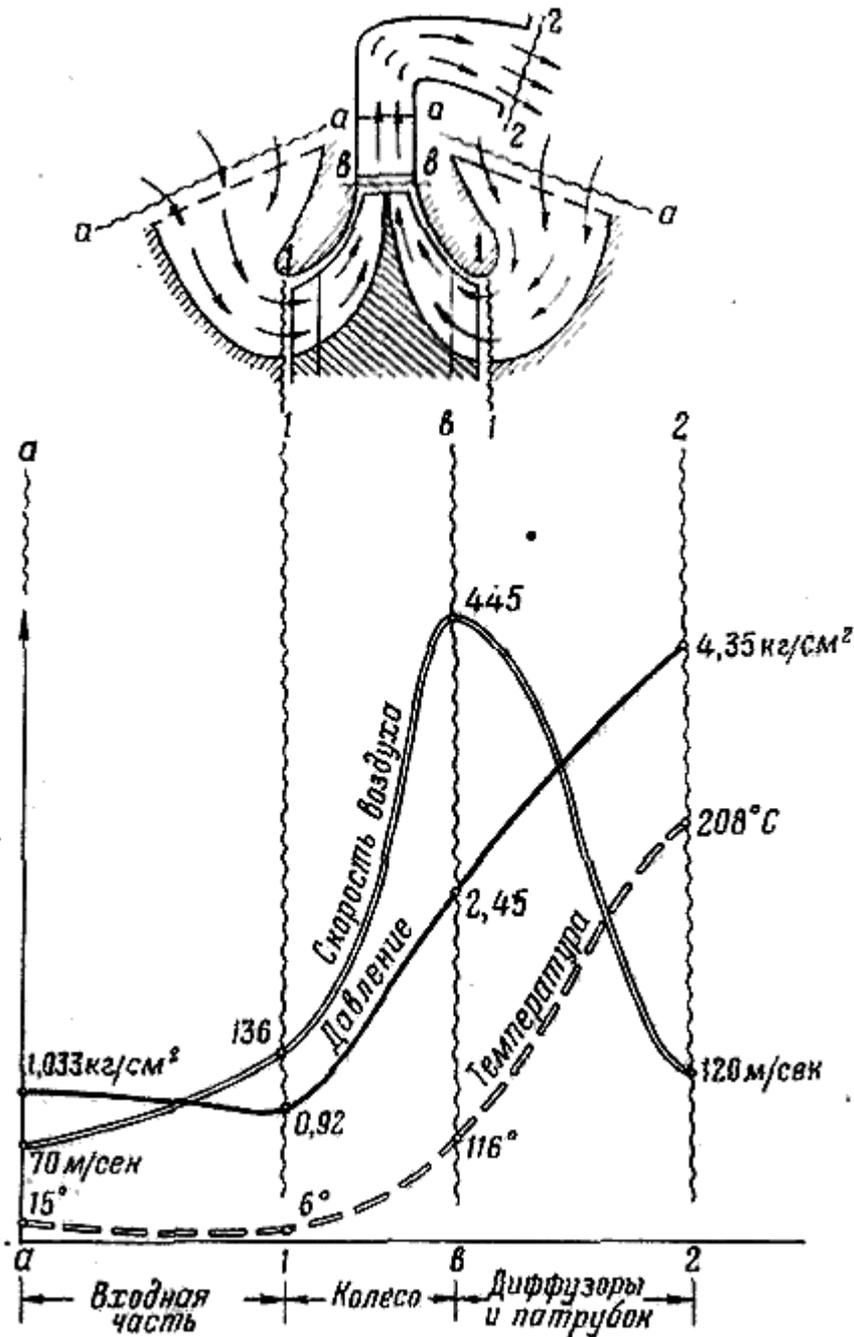


Рис. 18. Изменение параметров воздуха в элементах центробежного компрессора  
Примерные величины давления, температуры и скорости воздушного потока и элементах центробежного компрессора показаны на рис. 18.

### КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ СЖАТИЯ ВОЗДУХА

Сжатие воздуха в компрессоре происходит с потерями. Выше было сказано, что при движении воздуха по компрессору неизбежно возникают гидравлические потери, которые складываются из потерь на трение (профильные потери), на образование вихрей и на перетекание воздуха.

На преодоление сил трения приходится затрачивать работу, эта работа преобразуется в тепло и нагревает воздух.

Благодаря нагреванию воздуха за счет работы трения сжатие воздуха происходит по политропе, а не по адиабате. Конечная температура сжатия воздуха в действительном процессе, происходящем по политропе, больше, чем была бы при сжатии воздуха без подвода тепла (по адиабате).

Выше (*пропущено в этой части текста*) была подсчитана температура адиабатного сжатия воздуха для одного из существующих ТРД, она равна  $T_{2AD} = 437^\circ$ , что составляет  $t = 164^\circ$ , а действительная температура воздуха и конце сжатия (для этого же ТРД) равна  $208^\circ \text{C}$ .

Если бы процесс сжатия воздуха происходил без потерь, то на сжатие 1 кг воздуха нужно было бы затратить меньшую работу, чем в действительности приходится ее затрачивать. Потери, происходящие при сжатии воздуха, учитываются адиабатным КПД сжатия воздуха, который определяется из уравнения:

$$\eta_{AD} = \frac{T_{2AD} - T_0}{T_2 - T_0}$$

Где  $T_{2AD}$  – температура адиабатически сжатого воздуха,  $T_2$  – температура действительного (политропически сжатого) воздуха,  $T_0$  – температура окружающего воздуха (на входе в компрессор).

Для современных осевых компрессоров (*середина 50-х*)  $\eta_{AD} = 0,78 - 0,88$ ; а для центробежных компрессоров  $\eta_{AD} = 0,75 - 0,82$ . Как видно из этих цифр, до 25% работы, потребляемой компрессором, расходуется им не на сжатие воздуха, а на преодоление потерь, возникающих при сжатии воздуха.

Подсчитаем КПД сжатия воздуха центробежного компрессора, если  $T_{2AD} = 437^\circ$ ,  $T_2 = 480^\circ$  и  $T_0 = 273 + 15 = 288^\circ$ :

$$\eta_{AD} = \frac{437 - 288}{480 - 288} \approx 0,78.$$

### МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБЛЯЕМАЯ КОМПРЕССОРОМ

Компрессор потребляет мощность, передаваемую ему турбиной, на сжатие и подачу воздуха, на преодоление гидравлических потерь и потерь трения в подшипниках.

Для определения мощности, потребляемой компрессором, необходимо знать секундный расход воздуха через компрессор, работу адиабатного сжатия (на один килограмм воздуха) и адиабатный коэффициент полезного действия сжатия воздуха в компрессоре.

Действительная работа, затрачиваемая на сжатие 1 кг воздуха, будет:

$$L_{ДЕЙСТВ} = \frac{L_{AD} \text{ кДж}}{\eta_{AD} \text{ кг}}$$

(единицы измерения как в оригинале, в системе СИ работа измеряется в Джоулях (Дж)).

Действительную работу сжатия воздуха можно определить, пользуясь уравнением энергии потока газа:

$$L_{ДЕЙСТВ} = \frac{k}{k-1} R(T_2 - T_1) + \frac{c_1^2 - c_2^2}{2g}$$

Мощность, потребляемая компрессором, определяется по уравнению:

$$N_{КОМП} = \frac{G_{СЕК} \times L_{ДЕЙСТВ}}{75} \text{ (л.с.)}$$

Мощность, потребляемая компрессорами современных ТРД, лежит в пределах 10000 - 50000 л.с.

## НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРА

Каждый компрессор рассчитывается на сжатие и подачу определенного расчетного количества воздуха в секунду, при коэффициент полезного действия компрессора наибольший, а потери в компрессоре наименьшие.

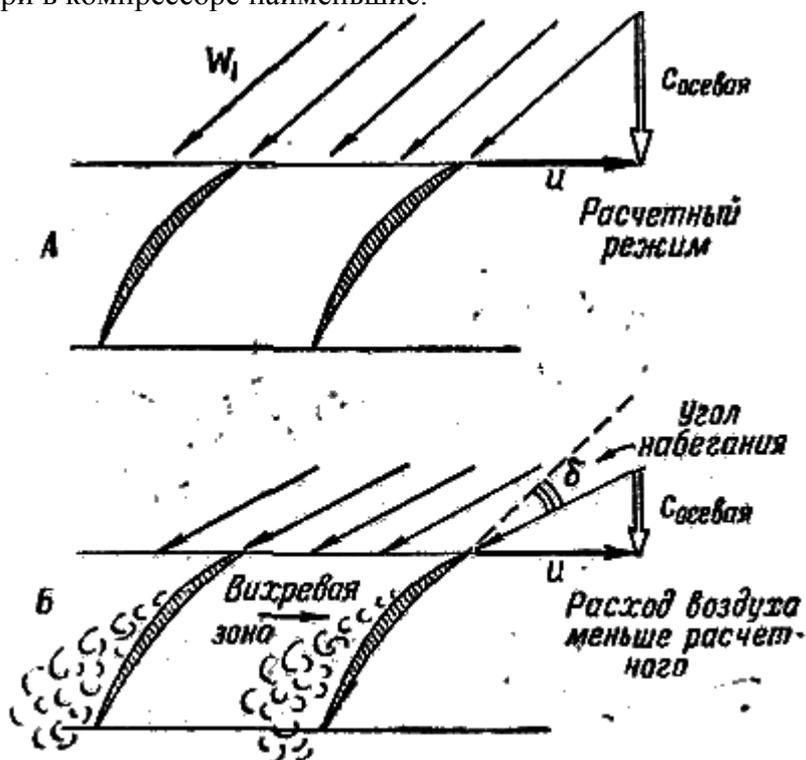


Рис. 19. Обтекание рабочих лопаток ступени осевого компрессора

При работе ступени осевого компрессора на расчетном режиме направление скорости потока входящего воздуха (скорость  $w_1$  на рис. б) совпадает с направлением входных кромок рабочих лопаток; угол набегания потока на лопатки равен нулю (рис. 19, положение А), поток хорошо обтекает лопатки, и они создают малое лобовое сопротивление, при этом потери энергии на вихреобразование будут наименьшие.

Когда через компрессор протекает меньшее или, наоборот, большее количество воздуха по сравнению с расчетным, то такие режимы работы компрессора называются нерасчетными режимами.

Так, если через компрессор протекает количество воздуха меньше расчетного, то осевая скорость движения воздуха  $СОСЕВ$  уменьшается, треугольник скоростей на входе изменяется, и при той же скорости вращения компрессора угол набегания потока воздуха  $\delta$  увеличивается (рис. 19, положение Б). В этом случае на большей части спинки лопатки поток воздуха отрывается и создается вихревая зона. Своим возникновением и присутствием вихревая зона нарушает плавное течение воздуха между лопатками. Воздушный поток на короткое время сдувает вихревую зону, но она возникает вновь. Такое чередование возникновения и сдувания вихревых зон за лопатками вызывает пульсацию давления и скорости воздушного потока, текущего за лопатками. Поток воздуха движется то быстрее, то медленнее, давление то повышается, то понижается.

Таким образом, образование вихревых зон между лопатками компрессора вызывает изменение давления и скорости сжимаемого воздушного потока, вызывает неустойчивую работу ступени компрессора.

Такая неустойчивая работа ступени осевого компрессора называется помпажем ступени.

Пульсирующий поток воздуха из первых ступеней компрессора поступает в последующие ступени и вызывает в них неустойчивую, неравномерную работу в результате наступает помпаж всего компрессора.

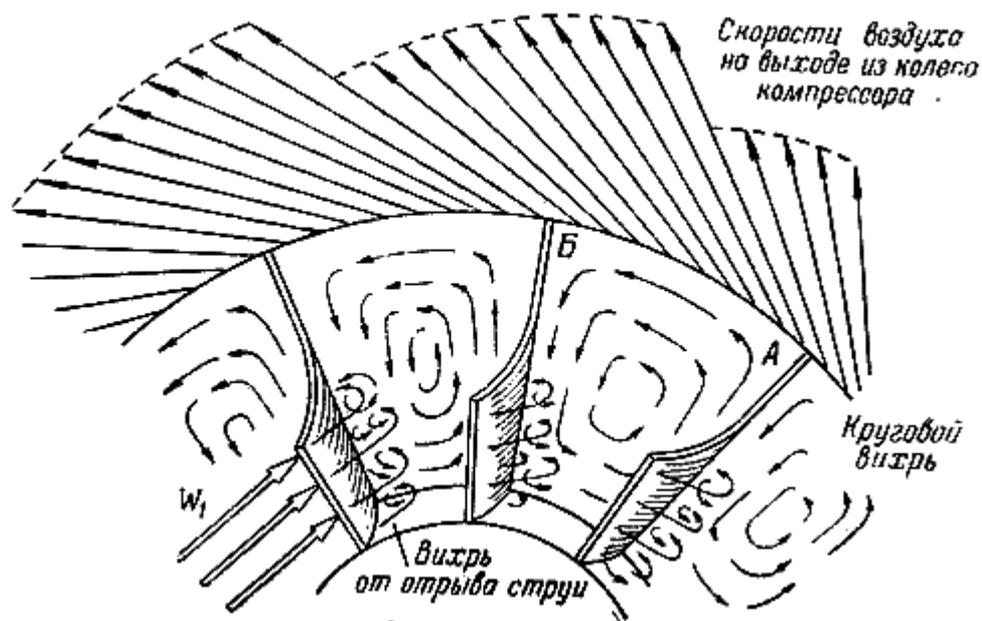


Рис. 20. Вихри в потоке воздуха

Подобная же картина течения воздушного потока при (малых расходах воздуха получается и в колесе центробежного компрессора. Если направление потока воздуха на входе в колесо не совпадает с направлением загиба кромок заборных лопаток, то поток воздуха отрывается от лопаток образуются вихревые зоны за каждой лопаткой (рис. 20). вихревая зона вызывает круговой вихрь между лопатками колеса. Круговой вихрь ускоряет течение воздуха у лопатки А и тормозит течение воздуха у лопатки В. В результате в каналы диффузора входят струйки воздуха с разными скоростями. В каналах диффузора происходит преобразование скорости в давление. Так как скорости струек воздуха, входящих в соседние каналы диффузора, разные, то и давление воздуха в этих соседних каналах также будет различно. В результате из центробежного компрессора будет выходить поток воздуха, имеющий переменные, колеблющиеся давление и скорость.

Для устранения помпажа надо уменьшить образование вихревых зон в первых ступенях компрессора - уменьшить тол набегания  $\delta$ . Это можно сделать, увеличив расход воздуха через компрессор или повернув лопатки направляющего аппарата так, чтобы угол набегания потока воздуха  $\delta$  уменьшился до нуля.

Для устранения помпажа на некоторых современных двигателях применяется перепуск воздуха из средних ступеней осевого компрессора в атмосферу (после 3, 4 или 5-й ступени). При этом увеличивается расход воздуха через первые ступени, увеличивается осевая скорость воздуха, треугольник скоростей на входе в компрессор приближается к расчетному рис. 19, положение А), обтекание лопаток происходит без срыва потока, без образования вихрей, в результате помпаж прекращается. Управление перепуском воздуха из компрессора (лентой перепуска) производит специальный автомат, включенный в топливную или воздушную систему. Лента открывает окна в корпусе компрессора, через которые воздух выпускается в атмосферу.

## РЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ ОСЕВЫХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ

Современные ТРД с осевым компрессором имеют лучшую экономичность, чем двигатели с центробежными компрессорами.

Уменьшение удельного расхода топлива в двигателях с осевыми компрессорами объясняется тем, что осевой компрессор дает высокую степень сжатия воздуха и имеет более высокий коэффициент полезного действия, чем центробежный компрессор.

Двигатели с осевыми компрессорами имеют меньший удельный вес, чем двигатели с центробежными компрессорами.

Это объясняется большим расходом воздуха через единицу площади поперечного сечения. Площадь для прохода воздуха у осевого компрессора составляет 70 - 80% от площади поперечного сечения, а у центробежного компрессора только около 30%.

Кроме этого, воздух, входящий в осевой компрессор, имеет большие скорости движения - до 200 м/сек вместо 120 - 140 м/сек у центробежного компрессора, что также увеличивает секундный расход воздуха через компрессор.

Недостатками осевого компрессора по сравнению с центробежным являются:

- большая склонность к неустойчивой работе, что усложняет эксплуатацию ТРД с осевыми компрессорами;
- большая возможность вибрации (колебания) лопаток;
- возможность поломки лопаток, изготавливаемых из алюминиевых сплавов, при попадании в нагнетатель песка, снега, льда;
- большая сложность осевого компрессора в производстве;
- большой вес;
- меньшая боевая живучесть; попадание осколка снаряда выводит осевой компрессор из строя.

## 2. ПРОЦЕСС СГОРАНИЯ

### ПОНЯТИЕ О СГОРАНИИ

Тепловая энергия выделяется в результате реакции горения (сгорания) топлива, т. е. соединения топлива с кислородом воздуха. Реакция сгорания топлива протекает между парами топлива и кислородом воздуха. Топливо, прежде чем сгореть, должно перейти в газообразное состояние - испариться, хотя происходит горение и с поверхности капелек топлива.

В турбореактивном двигателе сгорание топлива происходит в камерах сгорания в потоке сжатого и нагретого воздуха, подаваемого компрессором. Обычно топливо состоит из жидких углеводородов, т. е. из соединений углерода и водорода.

Рассмотрим сгорание водорода. Реакция сгорания водорода протекает так:



Но такое протекание реакции маловероятно, так как должны одновременно встретиться, столкнуться три молекулы.

Более вероятно, что под действием постороннего источника энергии (электрическая искра, факел пламени, луч света) молекула водорода распадается на два активных атома, которые и вступают в реакцию. Будем обозначать активные атомы + сверху. Тогда цепь реакции сгорания можно представить так, как изображено на рис. 21.

Активный атом водорода  $\text{H}^+$ , обладающий избытком энергии, сталкивается с молекулой кислорода  $\text{O}_2$ . В результате образуются: активная группа  $\text{OH}^+$  и активный атом кислорода  $\text{O}^+$ .

Группа  $\text{OH}^+$  при встрече с молекулой водорода  $\text{H}_2$  образует молекулу воды и активный атом водорода  $\text{H}^+$ .

Активный атом кислорода  $\text{O}^+$  встречается с молекулой водорода, образует еще одну активную группу  $\text{OH}^+$  и активный атом водорода  $\text{H}^+$ .

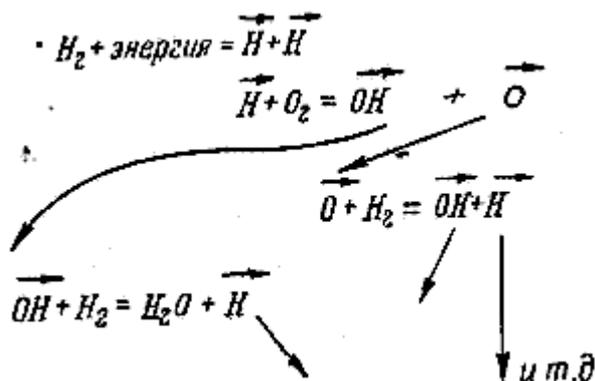


Рис. 21. Схема цепной реакции горения водорода

Получается цепь реакции, идущая или до конца, пока не сгорят все молекулы топлива, или до обрыва цепи.

Обрыв цепи - это столкновение активного атома с инертной молекулой азота или встреча (удар) со стенкой камеры сгорания.

Реакция сгорания обязательно начинается от постороннего источника энергии. Горючую смесь надо поджечь. Этим посторонним источником энергии в турбореактивном двигателе является мощная электрическая искра. В дальнейшем смесь топлива с воздухом воспламеняется от факела пламени.

При низких температурах реакция окисления идет медленно - много тепла уходит в окружающую среду и мало на активацию молекул.

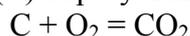
С ростом температуры и давления реакция окисления протекает очень быстро с большим выделением тепла и резким повышением температуры.

Реакция сгорания сопровождается бурным выделением тепла, процесс сгорания становится видимым - молекулы продуктов сгорания излучают световые и тепловые лучи. При сгорании изменяются параметры газа - резко повышается его температура, увеличивается удельный объем (газ расширяется), изменяется скорость движения.

Сгорание топлива может быть полное и неполное.

При полном сгорании выделяется наибольшее количество тепла и получаются такие продукты сгорания, которые неспособны к дальнейшему соединению с кислородом.

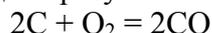
При полном сгорании углерода (С) образуется углекислый газ:



Углекислый газ не горит, горение не поддерживает. При сгорании водорода образуются пары воды, которые, как известно, горение не поддерживают.

При неполном сгорании топлива выделяется не все тепло топлива, и образуются продукты сгорания, способные к дальнейшему соединению с кислородом, - они могут еще гореть и выделять тепло, но часто они пропадают без использования.

При неполном сгорании углерода образуется окись углерода:



Окись углерода или угарный газ способен гореть (соединиться с кислородом), при этом будет выделяться тепло и образовываться углекислый газ. Неполное сгорание указывает, что в двигателе топливо используется не полностью.

### ТЕОРЕТИЧЕСКИ НЕОБХОДИМОЕ КОЛИЧЕСТВО ВОЗДУХА

Для полного сгорания 1 кг топлива необходимо израсходовать определенное количество воздуха. Если воздуха взять недостаточное количество, то будет происходить неполное сгорание топлива. Если воздуха взять больше, чем надо для полного сгорания 1 кг топлива, то продукты сгорания будут иметь более низкую температуру, чем при полном сгорании топлива, а реакция сгорания будет протекать медленно, вяло.

Теоретически необходимым количеством воздуха называется то наименьшее количество воздуха, которое необходимо израсходовать для полного сгорания 1 кг топлива.

Обозначается теоретически необходимое количество воздуха буквой  $L_0$ .

Например, для полного сгорания 1 кг керосина (или бензина) необходимо израсходовать 14,7 кг воздуха. Поэтому для керосина считают теоретически необходимое количество воздуха равным:

$$L_0 \approx 15 \frac{\text{кг}_\text{возд}}{\text{кг}_\text{бензина}}$$

### **НОРМАЛЬНАЯ, БОГАТАЯ И БЕДНАЯ ТОПЛИВО-ВОЗДУШНЫЕ СМЕСИ**

При образовании и сгорании горючей смеси на каждый килограмм топлива может расходоваться различное количество воздуха. То количество воздуха, которое действительно расходуется на сжигание 1 кг топлива, называется действительным количеством воздуха и обозначается буквой  $L_d$ .

Если теоретически необходимого количества воздуха - величина определенная для каждого сорта топлива, то действительное количество воздуха может иметь практически любую величину: 7, 10, 15, 70, 100 и т. д. килограммов воздуха на каждый килограмм сжигаемого топлива.

Для оценки качества горючей смеси, образующейся и сгорающей в зоне сгорания, служит коэффициент избытка воздуха. Коэффициентом избытка воздуха называется отношение действительно поданного количества воздуха  $L$  теоретически необходимому; обозначается он греческой буквой  $\alpha$ . (альфа).

$$\alpha = \frac{L_d}{L_0}$$

Это безразмерный коэффициент; он показывает, во сколько раз действительное количество воздуха, расходуемое на сгорание 1 кг топлива, больше или меньше теоретически необходимого количества воздуха.

Топливо - воздушная смесь, составленная из 1 кг керосина и 15 кг воздуха, называется нормальной (теоретической) смесью. Коэффициент избытка воздуха для нее равен 1.

Все знакомы с керосиновой осветительной лампой. Посмотрите, как происходит в ней сгорание керосина (рис. 22, положение А). Керосин по фитилю подается к горелке, где испаряется. Пары керосина перемешиваются с воздухом и сгорают в зоне горения, давая яркий факел пламени. Яркое устойчивое пламя и отсутствие копоти указывает, что в зону горения подается как раз столько воздуха, сколько его необходимо для полного сгорания керосина. В зоне горения образуется нормальная смесь с  $\alpha=1$  или немного обогащенная. В зоне горения камеры сгорания реактивного двигателя также стараются получить нормальную или немного обогащенную смесь - она хорошо загорается от электрической искры и устойчиво горит.

Увеличим подачу керосина - вывернем фитиль, при этом пламя станет темным, начнет колебаться, появится копоть (рис. 2, положение Б). Почему? Потому, что подача воздуха осталась почти неизменной, так как размер стекла не изменился, а подача топлива увеличилась, и топливовоздушная смесь стала богатой топливом. При сгорании богатой смеси кислорода не хватает, чтобы сгорел весь керосин, поэтому часть керосина остается несгоревшей и улетает в виде дыма и копоти.

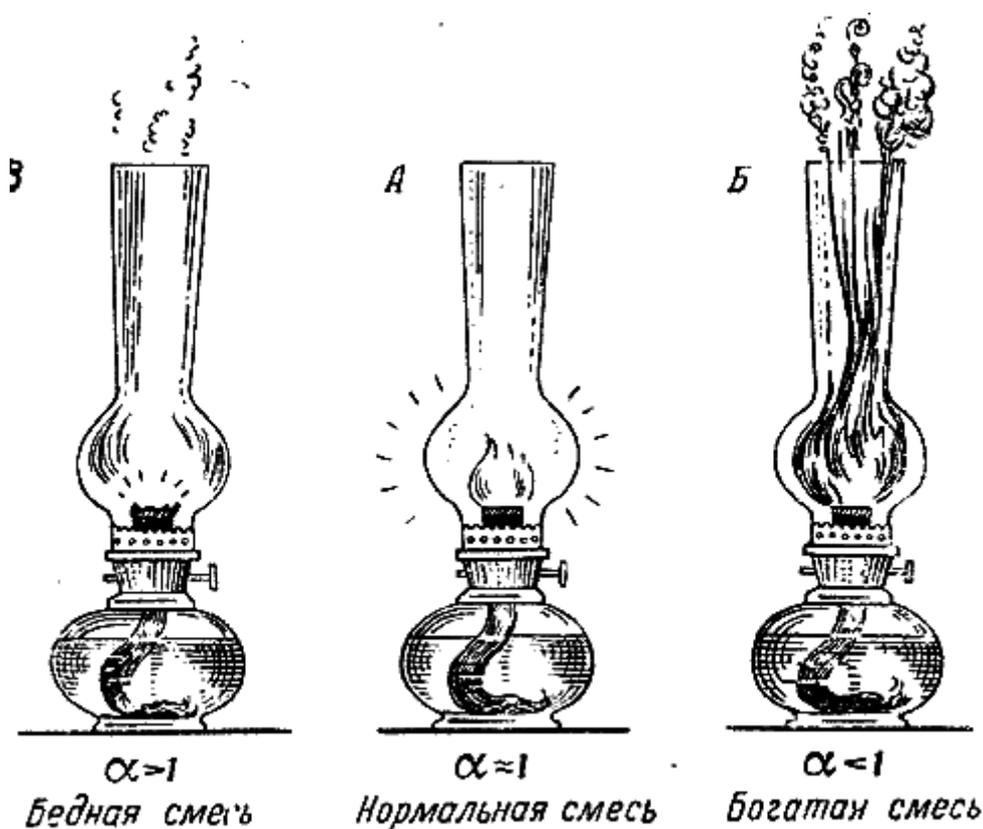


Рис. 22 Горение бедной, нормальной и богатой смесей

Топливоздушная смесь, в которой на 1 кг керосина приходится воздуха меньше 15 кг, называется богатой смесью. Коэффициент избытка воздуха у богатой смеси меньше единицы:  $\alpha < 1$ .

Чем больше увеличивать подачу керосина в лампу, тем более богатой будет смесь. Пламя начнет мигать, выделение копоти увеличится - процесс горения керосина будет идти неустойчиво, вяло, и при сильном обогащении смеси пламя погаснет. Для улучшения процесса сгорания смесь надо обеднить - уменьшить подачу керосина. Будем уменьшать, подачу топлива - ввертывать фитиль. Пламя начнет переходить в ярко-желтый цвет, это значит, что топливоздушная смесь имеет нормальный состав, т. е. у нее  $\alpha = 1$ . При дальнейшем ввертывании фитиля пламя лампы из ярко-желтого будет переходить в синий, голубой цвет, пламя начнет дрожать, вспыхивать - процесс горения станет неустойчивым (рис. 22, положение В).

Что же случилось с горением? Количество воздуха, протекающего через лампу, осталось неизменным, а количество керосина, поступающего в зону горения, уменьшилось, горючая смесь стала бедной. Бедная смесь горит медленно, плохо поджигается (поэтому при разжигании лампы вывертывается фитиль).

Таким образом, если в смеси на 1 кг керосина приходится воздуха больше 15 кг, то такая смесь называется бедной. Коэффициент избытка воздуха в бедной смеси больше единицы  $\alpha > 1$ . Например, смесь, состоящая из 1 кг керосина и 20 кг воздуха, будет бедной. При сгорании ее сгорит весь керосин, но часть кислорода воздуха останется неиспользованной. Продукты сгорания бедной смеси гореть не могут.

В турбореактивном двигателе  $\alpha$  зависимости от режима работы на каждый килограмм сгорающего керосина приходится от 50 до 90 кг воздуха.

Следовательно, через двигатель протекает в 3 - 6 раз больше воздуха, чем необходимо для полного сгорания топлива, подаваемого в камеры сгорания. По предложению инженера Базарова (1924 г.) воздух в камере сгорания разделяется на два потока, меньшая часть его направляется в зону горения и используется там для окисления топлива (для сгорания топлива). В зоне горения добиваются образования нормальной смеси, которая хорошо горит. Остальная, большая часть воздуха (вентиляционный или вторичный воз-

дух) в горении не участвует, она служит только для охлаждения нагретых деталей двигателя и для “разбавления” продуктов сгорания, образующихся в зоне горения.

### КАМЕРА СГОРАНИЯ

Камера сгорания - элемент ТРД, где происходит непрерывное образование и сгорание топливовоздушной смеси и повышение температуры газов. Камера сгорания является очень ответственным элементом двигателя. От ее устройства и осуществления процесса сгорания зависят экономичность двигателя, надежность работы и длительность эксплуатации как самой камеры сгорания, так и двигателя.

Камера сгорания должна удовлетворять следующим требованиям:

1. Объем камеры сгорания должен обеспечивать возможно высокую теплонапряженность, т. е. камера должна иметь малый объем, что уменьшает ее размеры и вес. Под теплонапряженностью камеры сгорания понимают количество тепла, выделяющееся единице объема ( $1 \text{ м}^3$ ) камеры в течение 1 часа. Ждя современных камер сгорания (*середина 50-х*) теплонапряженность достигает  $150000000 \text{ кал/м}^3$  в час.

2. Топливо в камере сгорания должно сгорать полностью, В современных камерах полнота сгорания достигает 97 - 98%.

3. При запуске двигателя на земле и в воздухе должно обеспечиваться надежное поджигание смеси.

4. Нагретые детали камеры сгорания должны хорошо охлаждаться, это обеспечивает их работу длительное время без дефектов (прогаров, коробления, трещин и нагара от действия пламени).

5. Камера сгорания должна иметь небольшое гидравлическое сопротивление движению воздушного потока (давление газов в камере сгорания должно уменьшаться незначительно).

6. В камере должно обеспечиваться устойчивое горение смеси, т.е. не должно быть колебаний, затухания и срывом пламени при всех режимах работы двигателя.

7. Горение должно заканчиваться в жаровой трубе. Факел пламени не должен доходить до лопаток газовой турбины во избежание перегрева и обгорания их.

8. Температура газового потока на выходе из камеры сгорания должна быть одинаковой по всему сечению, чтобы не получилось местного обгорания или оплавления сопловых лопаток турбины.

На современных ТРД наибольшее распространении получили трубчатые камеры сгорания. Они просты по конструкции, надежны о работе и удобны в эксплуатации - легко снимаются для осмотра, ремонта и замены без разборки двигателя.

Трубчатая камера сгорания (рис. 23) состоит из внутренней жаровой трубы и внешнего кожуха с горловиной.

Жаровая труба сварена из листов жаростойкого сплава. В передней части жаровой трубы приварены конус для забора первичного воздуха, диск и конус с отверстиями для прохода воздуха. В конусе помещается лопаточный завихритель - для придания потоку воздуха вращательного движения.

Внутри завихрителя помещается форсунка, впрыскивающая топливо в завихренный поток воздуха; этим достигается хорошее перемешивание топлива с воздухом.

На конической части жаровой трубы сделаны отверстия большого размера для подвода вторичного воздуха внутрь жаровой трубы.

Жаровые трубы соединяются между собой соединительными патрубками, через которые передается пламя при запуске и выравнивается давление газов в соседних камерах сгорания.

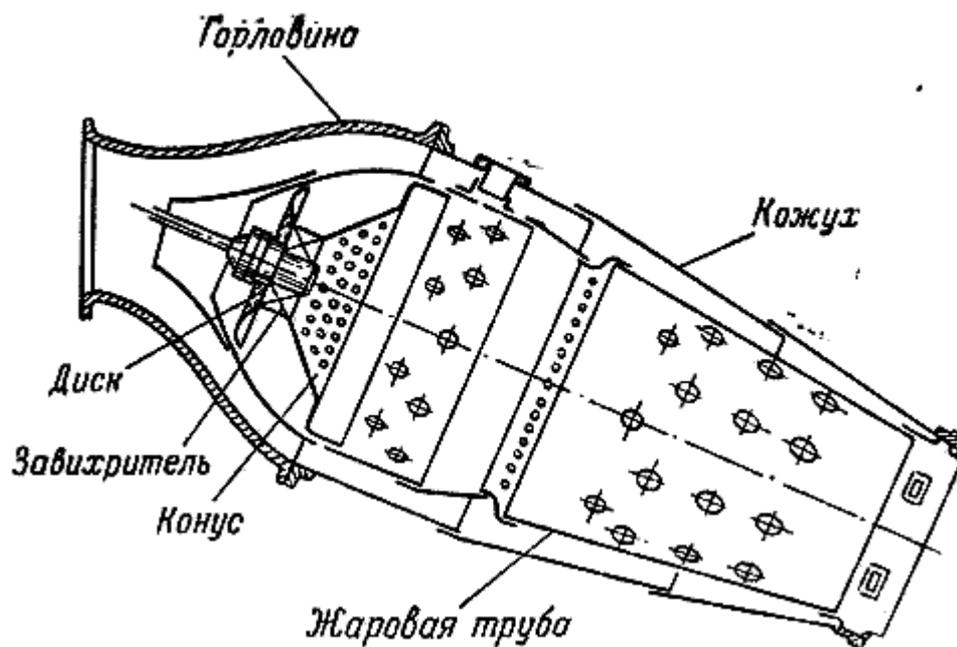


Рис. 23. Трубчатая камера сгорания

### ОСУЩЕСТВЛЕНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Во время работы турбореактивного двигателя в камеру сгорания поступает воздух со скоростью 120 - 170 м/сек.. Осуществить устойчивое горение и полное сгорание топлива при такой скорости воздуха очень трудно, так как поток воздуха сдувает пламя, а бедная смесь плохо поджигается и медленно горит.

Для надежного и быстрого сгорания топливоздушную смесь в камере сгорания имеется специальная зона горения, расположенная в передней части жаровой трубы.

Первичный воздух (10 - 15% от общего потока) входит внутрь жаровой трубы через отверстия диска и конуса; этому воздуху при помощи завихрителя придается вращательное движение. Воздух от завихрителя поступает в зону горения, где его скорость понижается до 15 - 25 м/сек.

В зоне горения в этот завихренный воздух впрыскивается форсункой топливо, его капельки перемешиваются с воздухом и быстро испаряются. Чем мельче и равномернее распылено топливо в воздухе, тем быстрее оно сгорает, при этом увеличивается полнота сгорания. Поэтому в современных ТРД давление впрыска топлива для получения хорошего его распыла достигает 40 - 70 кг/см<sup>2</sup> на номинальном режиме (при работе на земле).

Через боковые отверстия в жаровой трубе в зону горения проходит еще около 5 - 10% воздуха, и в ней образуется теоретическая нормальная смесь с  $\alpha \approx 1$ , которая быстро и полно сгорает. В зоне горения образуется устойчивый факел пламени с температурой 1800 - 2100° абс. (середины 50-х).

На цилиндрической части жаровой трубы сделаны небольшие отверстия, через которые входит воздух, изолирующий факел пламени от стенок жаровой трубы и охлаждающий жаровую трубу.

Большая часть воздуха - вторичный воздух (75 - 85% от общего потока) обтекает жаровую трубу снаружи и охлаждает ее, он минует зону горения и не участвует в горении. Вторичный воздух является изолирующим слоем между жаровой трубой и кожухом - зоной охлаждения.

В зоне смешения (перемешивания) жаровая труба имеет большие отверстия, через которые вторичный воздух направляется внутрь жаровой трубы и "пронизывает" факел пламени, чем достигается хорошее перемешивание воздуха с продуктами сгорания. При перемешивании температура газового потока понижается до 1100 - 1150<sup>0</sup> абс., кроме того, температура и давление отдельных струек газа выравниваются. Здесь же происходит догорание частиц несгоревшего топлива, если они не успели сгореть в зоне горения.

Распределение потока воздуха по отдельным сечениям жаровой трубы показано на рис. 24.

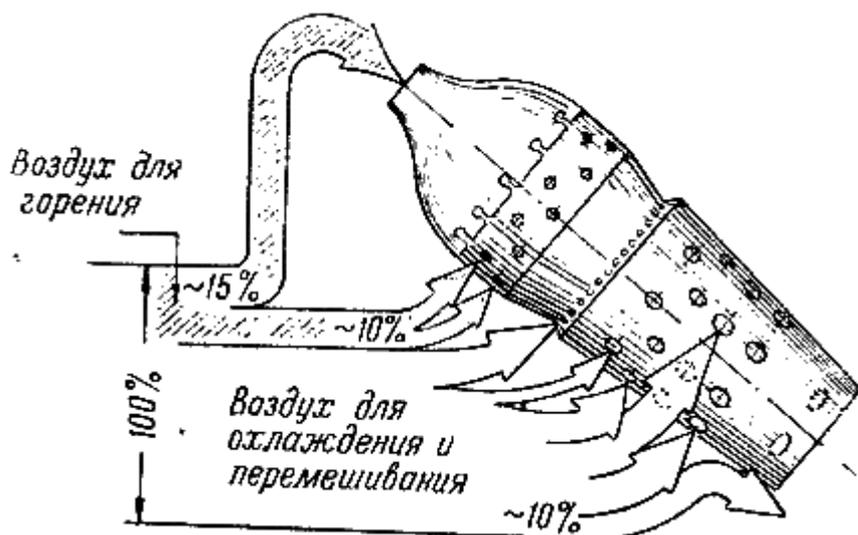


Рис. 24. Схема подвода воздуха в жаровую трубу.

Следует иметь в виду, что повышение температуры и давления воздуха, поступающего в камеру сгорания, улучшает процесс сгорания. Понижение температуры и давления воздуха на входе в двигатель (при подъеме на высоту) ухудшает воспламенение смеси, вызывает неустойчивое горение и даже приводит иногда к остановке двигателя.

### ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Изменение параметров газа в камере сгорания показано на рис. 25.

Температура, давление и скорость воздуха на входе в камеру сгорания будут такими, какие имеет поток воздуха на выходе из компрессора. Приблизительно они будут равны:

$$T_2=208^{\circ}\text{C}, P_2=4,35 \text{ кг/см}^2, c_2=120 \text{ м/с}.$$

В камере сгорания за счет подвода тепла температура газов резко повышается, достигая на выходе – 850 - 900° С. Давление газов при движении их по камере сгорания падает за счет нагревания газов и за счет гидравлических сопротивлений камеры. Величина падения давления составляет около 0,1 - 0,15 кг/см<sup>1</sup>.

Скорость движения воздуха по длине камеры сгорания увеличивается за счет подвода тепла примерно на 50 м/сек.

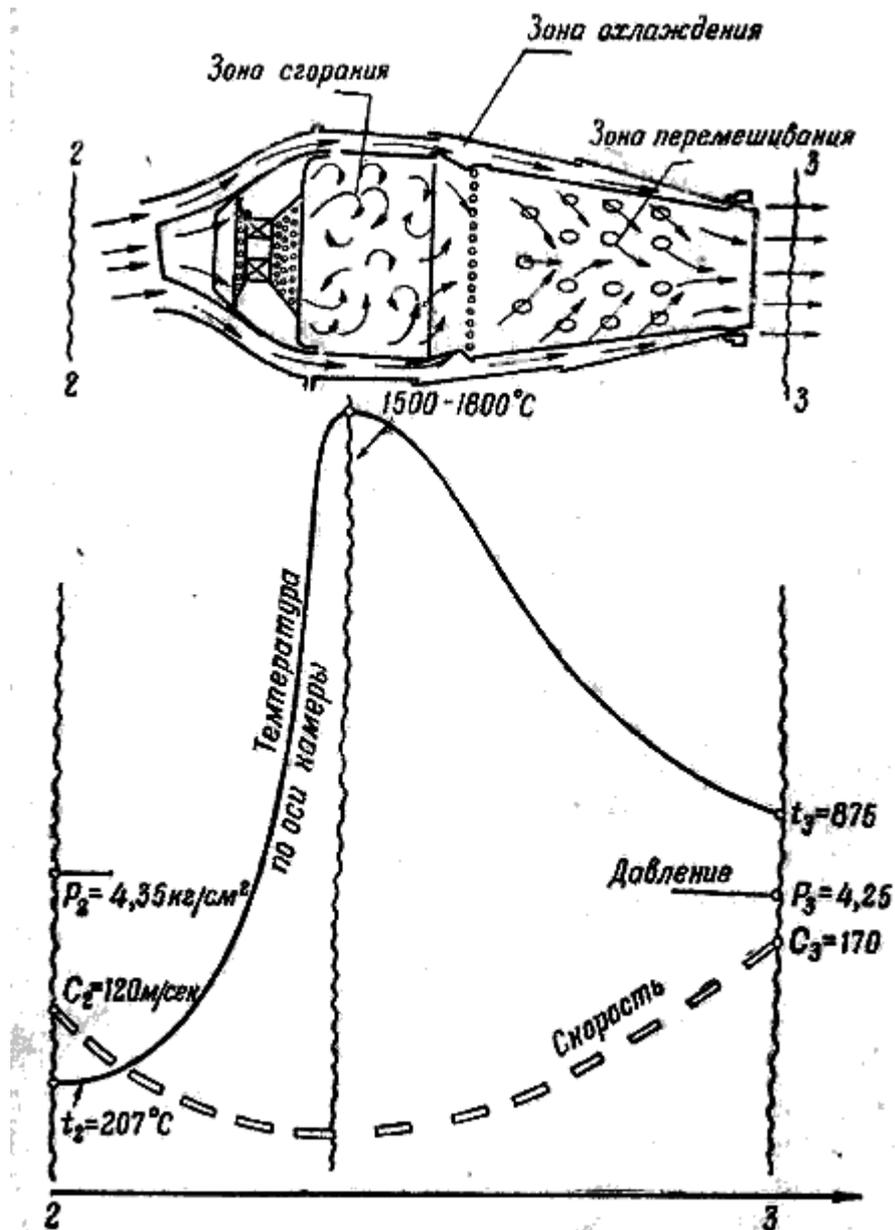


Рис. 25. Изменение параметров газа по длине жаровой трубы

### 3. ПРОЦЕСС РАСШИРЕНИЯ ГАЗА ГАЗОВАЯ ТУРБИНА

Газовая турбина представляет собой тепловой двигатель, который преобразует тепловую энергию и давление рабочих газов в механическую работу.

Газовая турбина имеет два лопаточных элемента:

1. Неподвижный сопловой аппарат, который служит для преобразования скрытой, потенциальной энергии газов в скоростную энергию и для направления потока газов на рабочие лопатки под наивыгоднейшим углом.

2. Рабочие лопатки, укрепленные на вращающемся диске. Лопатки преобразуют скоростную энергию газов в механическую работу.

По сравнению двигателями других типов газовая турбина имеет ряд преимуществ. Она проста по конструкции, надежна в эксплуатации, имеет высокий коэффициент полезного действия, обеспечивает получение больших мощностей в одном агрегате при небольшом весе и размерах (имеются турбореактивные двигатели, у которых газовая турбина развивает мощность больше 50 000 л. с.).

Эти качества газовой турбины обеспечили широкое применение ее в ТРД для вращения компрессоров (нагнетателей).

## ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

Наиболее широкое применение в турбореактивных двигателях получили одноступенчатые и двухступенчатые осевые реактивные газовые турбины.

Одноступенчатой турбиной называется такая, которая имеет сопловой аппарат и один ряд рабочих паток. Термин “осевая” показывает, что поток газов подводится к лопаткам турбины параллельно оси вращения колеса.

Реактивная газовая турбина - это такая турбина, в которой расширение газов происходит не только в сопловом аппарате, но продолжается и в каналах рабочего колеса турбины, и которой расширение газов полностью заканчивается в сопловом аппарате, называется активной газовой турбиной. В активной турбине давление газов до и после колеса турбины одинаковы.

Рабочим телом в газовой турбине являются газы, образующиеся от сгорания керосина или какого-либо другого топлива в потоке сжатого воздуха.

Познакомимся с конструкцией одноступенчатой осевой газовой турбины. Схема турбины приведена на рис. 26. Турбина состоит из соплового аппарата, диска турбины с рабочими лопатками и вала с подшипниками.

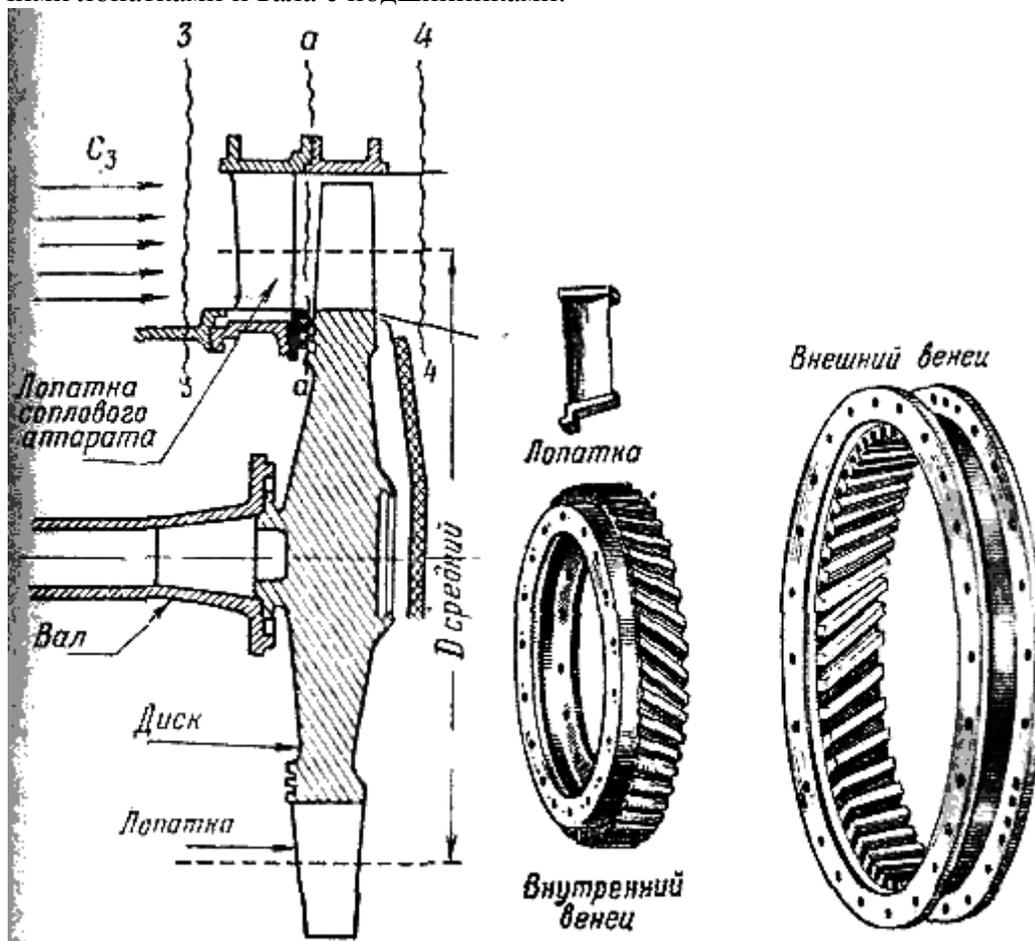


Рис. 26. Схема осевой газовой турбины. Рис. 27. Детали соплового аппарата.

Сопловой аппарат (рис. 27) имеет внешний и внутренний венцы, между которыми свободно вставлены лопатки соплового аппарата. Такая посадка лопаток обеспечивает свободное удлинение их при нагревании (лопатки находятся в потоке газов, имеющих температуру 850 - 900° С, и при работе нагреваются до светло-красного цвета). Чтобы лопатки соплового аппарата могли длительное время работать при высокой температуре, они отлиты из жаростойкого сплава.

Диск турбины (рис. 28) для прочности изготавливается сплошным, без отверстия в центре; он утолщается к центру и к ободу, где крепятся лопатки.

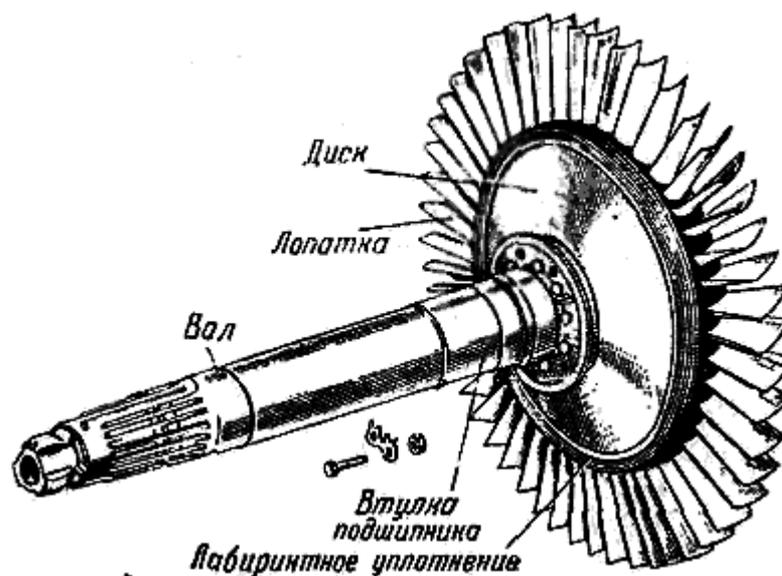


Рис. 28. Ротор турбины.

Рабочие лопатки изготавливаются из жаропрочного сплава, крепятся к ободу “елочным” замком, который обеспечивает свободную посадку лопатки - лопатка может качаться (рис. 29). Замок называется елочным потому, что вид его имеет форму елки.

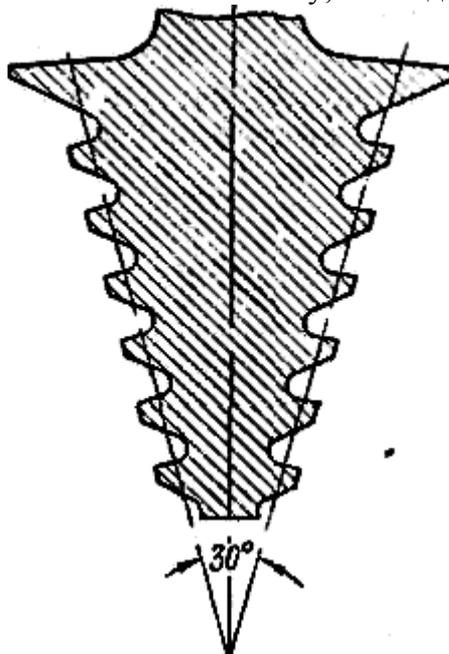


Рис. 29. Замок лопатки турбины.

К фланцу диска крепится вал турбины, передающий крутящий момент компрессору и агрегатам двигателя.

Для уменьшения утечки горячих газов по ободу диска проточены канавки лабиринтного уплотнения.

Диск турбины с лопатками и валом называют ротором. Лопатки соплового аппарата и диска имеют в сечении вид изогнутых аэродинамических профилей (крылышек).

Во время работы турбореактивного двигателя к турбине подходят горячие газы из камер сгорания; газы имеют давление порядка  $4 - 7 \text{ кг/см}^2$ , температуру  $850 - 900^\circ \text{C}$  и скорость  $170 - 180 \text{ м/сек}$ .

Рассмотрим, как изменяются давление, температура и скорость газов при протекании их по каналам турбины и как энергия газов преобразуется в механическую работу. Характерные сечения газового потока, движущегося по каналам турбины, приведены на рис. 26:

3—3 — на входе газов в турбину;

a—a — на выходе газов из соплового аппарата;

4—4 — на выходе газов из колеса турбины.

Как было указано выше, к лопаткам соплового аппарата подходят горячие газы со скоростью порядка 170 - 180 м/сек. В сопловом аппарате на участке 3 - а газы, двигаясь в сужающемся канале, увеличивают свою скорость движения (за счет паления давления и температуры) до  $c_a = 580 - 600$  м/сек. Одновременно с расширением поток газа поворачивается сопловым аппаратом и направляется на лопатки колеса под углом  $\alpha = 20 - 28^\circ$  {рис. 30). Лопатки колеса движутся с окружной скоростью  $u$ . Вычтем из абсолютной скорости газа  $c_a$  окружную скорость вращения колеса  $u$ , получим относительную скорость газа  $w_a$ , с которой газ входит в каналы рабочего колеса. В канале между лопатками колеса газ продолжает расширяться - его давление падает, температура уменьшается. Работа расширения расходуется на ускорение струйки газа, движущейся в канале.

Абсолютная скорость газа на выходе из колеса  $c_4$  определится как сумма окружной скорости колеса  $u$  и относительной скорости выхода газа из колеса  $w_4$ . Для турбин турбореактивных двигателей  $c_4 = 350 - 400$  м/сек и направлена по оси двигателя. Скорость выхода газов из колеса турбины меньше скорости входа газа в колесо на 150 - 200 м/сек.

Профили лопаток колеса подобраны так, что между ними образуются изогнутые сужающиеся каналы. При протекании газовой струйки по каналу происходит поворот ее, благодаря чему у частиц газа появляются центробежные силы, которые давят на вогнутую поверхность лопатки — “корытце”.

На вогнутой поверхности лопаток создается повышенное давление, а на выпуклой стороне лопаток (на спинке) образуется пониженное давление (разрежение).

Результирующая сила направлена под некоторым углом к плоскости вращения колеса (см. рис. 30). Эту силу можно разложить на две составляющие. Одна сила направлена по оси колеса - это осевое усилие, оно нагружает упорный подшипник. Другая сила действует в плоскости вращения колеса; эта сила называется окружным усилием.

В реактивной турбине при движении струйки газа в сужающемся канале между лопатками колеса происходит ускорение этой струйки газа.

Относительная скорость струйки на выходе из колеса  $w_4$  больше относительной скорости струйки на входе в колесо  $w_a$ , что хорошо видно на рис. 30.

За счет ускорения струйки газа возникает сила реакции, которая дает окружное усилие.

Таким образом, в реактивной газовой турбине окружное усилие получается в результате поворота струйки газов в лопаточном канале и ускорения этой же струйки газа в этом же канале.

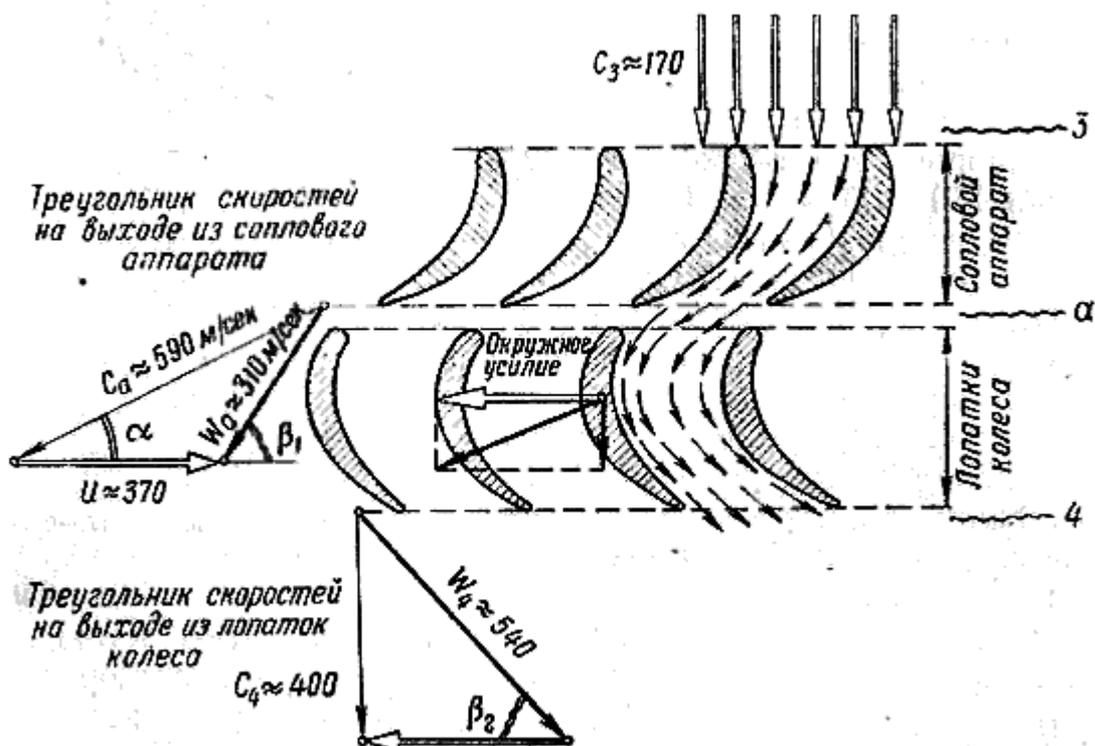


Рис. 30. Возникновение окружного усилия от поворота струйки газа в канале между лопатками колеса

Если сложить все окружные усилия, получающиеся на каждой лопатке колеса, то получим общее, суммарное окружное усилие, которое вращает диск турбины.

Подсчитаем мощность турбины на основе учета работы расширения газов в турбине.

Работу расширения 1 кг газа, протекающего через турбину, определим по уравнению энергии потока газов:

$$L_{\text{расш}} = \frac{k}{k-1} R(T_3 - T_4) + \frac{c_3^2 - c_4^2}{2g}$$

Газы подходят к турбине, имея температуру  $T_3 = 1148^0$  и скорость  $c_3 = 170$  м/сек, а на выходе из турбины  $T_4 = 914^0$  и  $c_4 = 400$  м/сек. Показатель адиабаты для продуктов сгорания  $k = 1,33$ .

Подставив эти значения в уравнение, получим  $L_{\text{расш}} = 20900$  (кгм/кг).

Будем считать, что через турбину протекает только воздух, который подается компрессором; учитывать вес топлива, сгорающего в двигателе, не будем.

Тогда мощность турбины определится по формуле:

$$N_{\text{турб}} = \frac{G_{\text{сек}} \times L_{\text{расш}}}{75} \text{ (л.с.)}$$

где  $G_{\text{сек}}$  — секундный расход газов через турбину;  $L_{\text{расш}}$  - действительная работа расширения 1 кг газов.

Принимая  $G_{\text{сек}} = 60$  кг/сек и  $L_{\text{расш}} = 20900$  кгм/кг, получим  $N_{\text{турб}} = 13900$  л.с.

Мощность, развиваемая турбиной, должна быть на 1,5 - 2% больше мощности, потребляемой компрессором. Этот избыток мощности расходуется на привод вспомогательных агрегатов (насосов, генераторов, автоматов) и на преодоление сил трения в подшипниках и передачах.

## ПОНЯТИЕ О РЕАКТИВНОСТИ ТУРБИНЫ

В турбине давление и температура газов преобразуются в механическую работу. Разность давлений газов до турбины и после нее  $P_3 - P_4$  называют перепадом давления, используемым (срабатываемым) в турбине, а разность температур  $T_3 - T_4$  - перепадом температур, срабатываемым в турбине.

В активной турбине ускорение газов, преобразование давления и температуры в скорость происходят только в каналах соплового аппарата. Давление газов здесь до и за турбиной одинаково. Вращение колеса активной турбины происходит только за счет поворота газовых струй в каналах колеса.

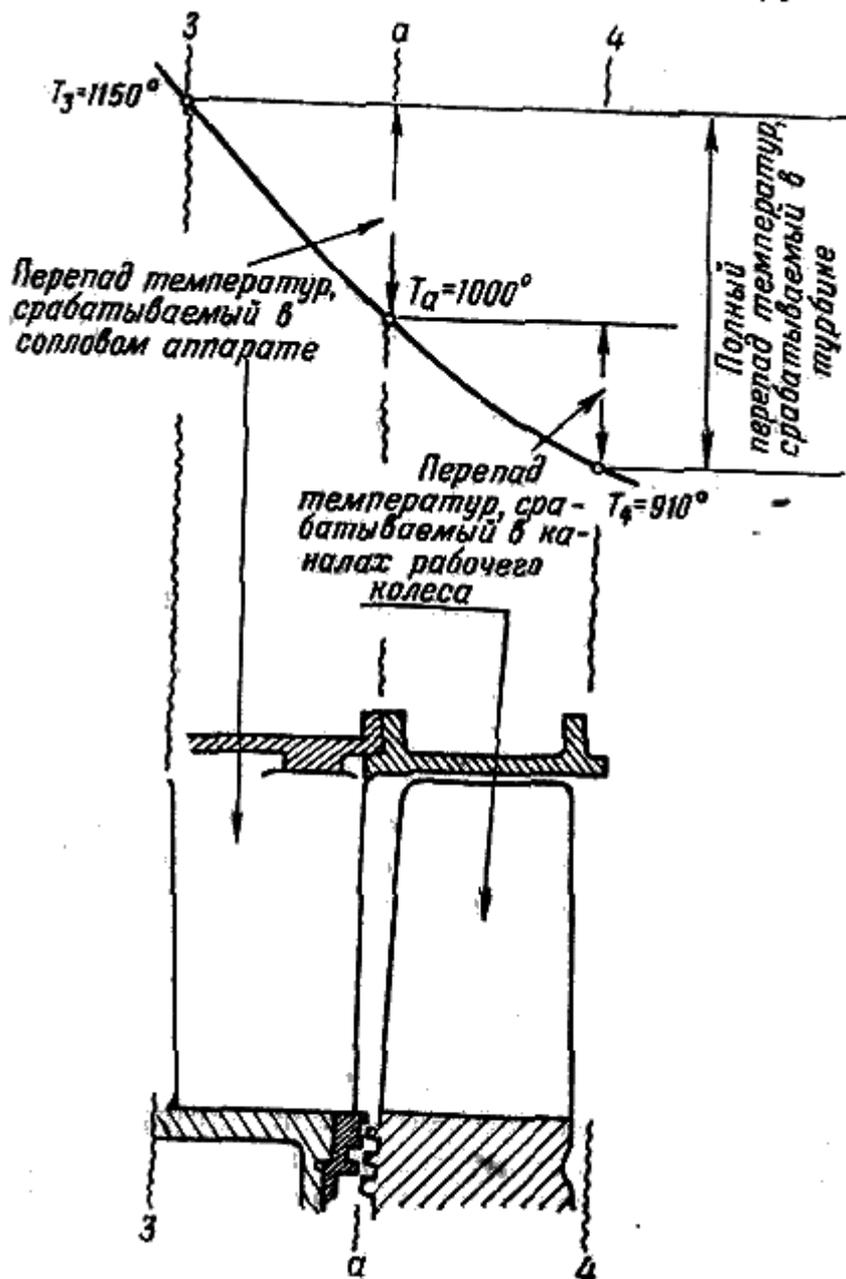


Рис. 31. К понятию о реактивности турбины

В реактивной турбине давление перед колесом  $P_a$  будет больше давления за колесом  $P_4$ . Газ расширяется не только в сопловом аппарате, но и в каналах между лопатками колеса. При этом в овалах между лопатками колеса происходит ускорение газовых струек и возникает сила реакции - поэтому и турбина называется реактивной.

Степень использования тепловой энергии газа в колесе реактивной турбины показывает степень ее реактивности; обозначается греческой буквой  $\rho$  (ро).

Степень реактивности - это отношение перепада температур, используемого в каналах колеса, к полному перепаду температур, используемому всей турбиной в сопловом аппарате и в каналах рабочего колеса (рис. 31).

Степень реактивности (в процентах) приближенно определяется по уравнению:

$$\rho = \frac{T_a - T_4}{T_3 - T_4} \times 100\%$$

где  $T_a$  — температура газа за сопловым аппаратом;  $T_4$  — температура газа за колесом турбины;  $T_3$  — температура газа перед сопловым аппаратом турбины.

В турбинах турбореактивных двигателей степень реактивности по среднему радиусу лежит в пределах  $\rho = 30—45\%$ .

Турбины, имеющие реактивность до 20%, все же называют активными.

### КРУЧЕНИЕ ЛОПАТОК

Реактивные газовые турбины имеют длинные крученые, лопатки, которые характеризуются тем, что сечения их по высоте смещены (повернуты, закручены) друг относительно друга. При этом профиль лопаток от сечения к сечению меняется.

На рис. 32 показаны сечения лопаток соплового аппарата и рабочего колеса на периферии (у вершины лопаток) — сплошной линией, и у корня — пунктиром.

При течении газа по каналам колеса у частиц газа возникают центробежные силы, стремящиеся переместить частички газа от корня лопатки к ее вершине. Возникает возможность течения частичек газа по радиусу в зазоре между сопловым аппаратом и рабочим колесом. Это радиальное перетекание газа является дополнительной потерей энергии в турбине.

Для устранения радиального перетекания газов действие центробежных сил уравновешивается разностью давлений газов по высоте лопатки — давление газов увеличивается от корня к вершине лопатки.

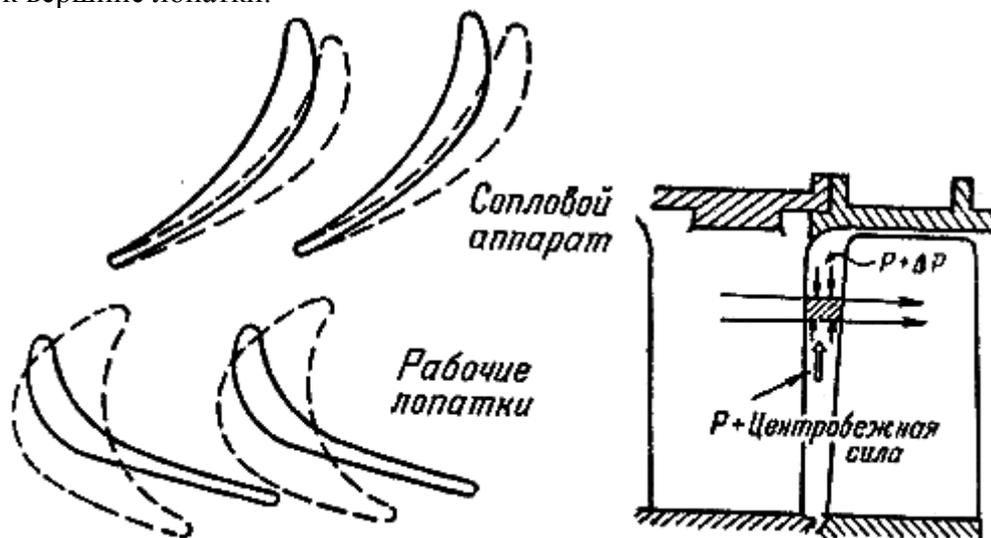


Рис. 32. Сечение лопаток у корня и к вершины. Рис. 33. Силы, действующие на объем газа в зазоре турбины.

На рис. 33 изображен небольшой объем газа, движущегося в зазоре между сопловым аппаратом и колесом. На этот объем газа снизу действует давление  $P$  и центробежная сила, возникающая от вращения этого объема газа. Чтобы этот объем газа не мог перемещаться от корня лопаток к вершине, давление сверху должно быть больше давления снизу. Избыток давления сверху  $\Delta P$  уравновешивает центробежную силу.

Увеличение давления по высоте лопатки достигается за счет различного распределения перепада давлений между сопловым аппаратом и колесом. Общий перепад давления, срабатываемый в каждом сечении, остается постоянным по высоте лопаток.

В корневом сечении турбины примерно треть общего перепада давления срабатывает в каналах соплового аппарата, а остальная часть перепада давления в каналах рабочего колеса.

Изменяя профиль лопаток по высоте и поворачивая профили друг относительно друга (закручивая лопатку), изменяют форму каналов между лопатками соплового аппарата и рабочего колеса. Этим изменением формы каналов по высоте добиваются того, что доля перепада давления, срабатываемого в сопловом аппарате, уменьшается.

Следовательно, изменением формы каналов по высоте добиваются того, что газы, выходящие из соплового аппарата, имеют большее давление у вершины и меньшее у корня лопаток.

Увеличение давления газов в зазоре между сопловым аппаратом и рабочим колесом и соответствующее этому увеличению уменьшение скорости течения газов показаны на рис. 34. Это увеличение давления достигнуто за счет кручения (крутки) лопаток соплового аппарата; оно предохраняет газы от перетекания в радиальном направлении в зазоре.

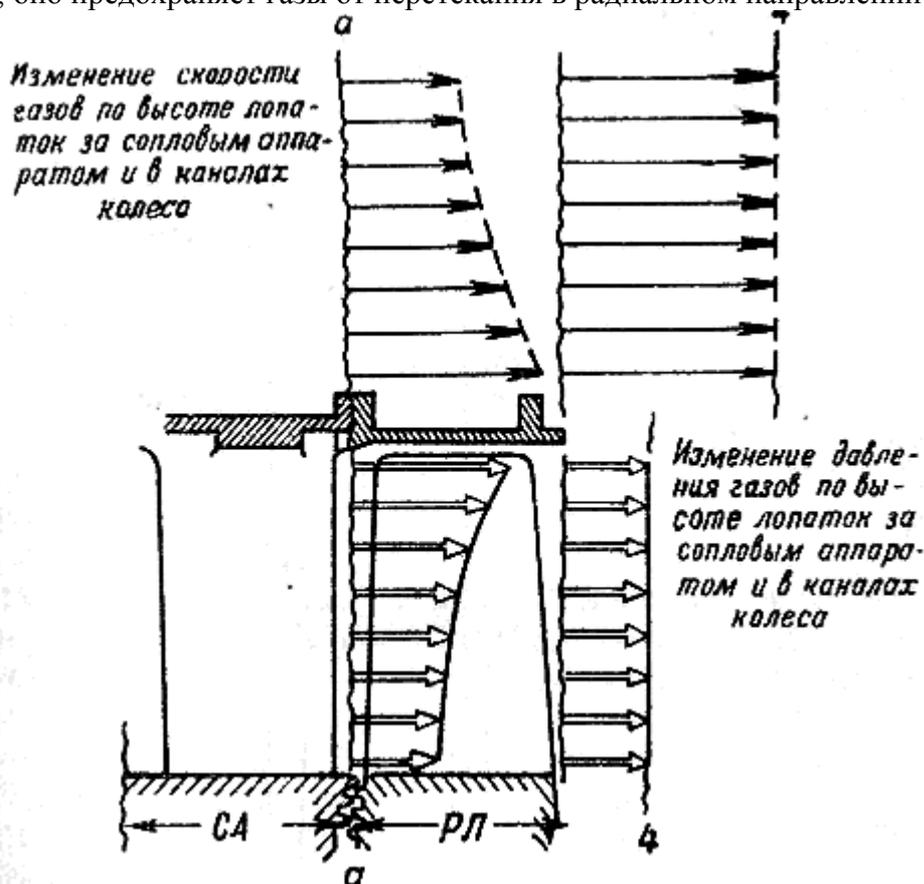


Рис. 34. Изменение скорости и давления газов по высоте лопаток турбины

Круткой рабочих лопаток добиваются того, что в каналах рабочего колеса срабатывает оставшаяся доля перепада давления после соплового аппарата, поэтому давление за рабочим колесом по высоте лопаток остается постоянным.

Примерное изменение параметров газа в реактивной турбине (на среднем радиусе) показано на рис. 35.

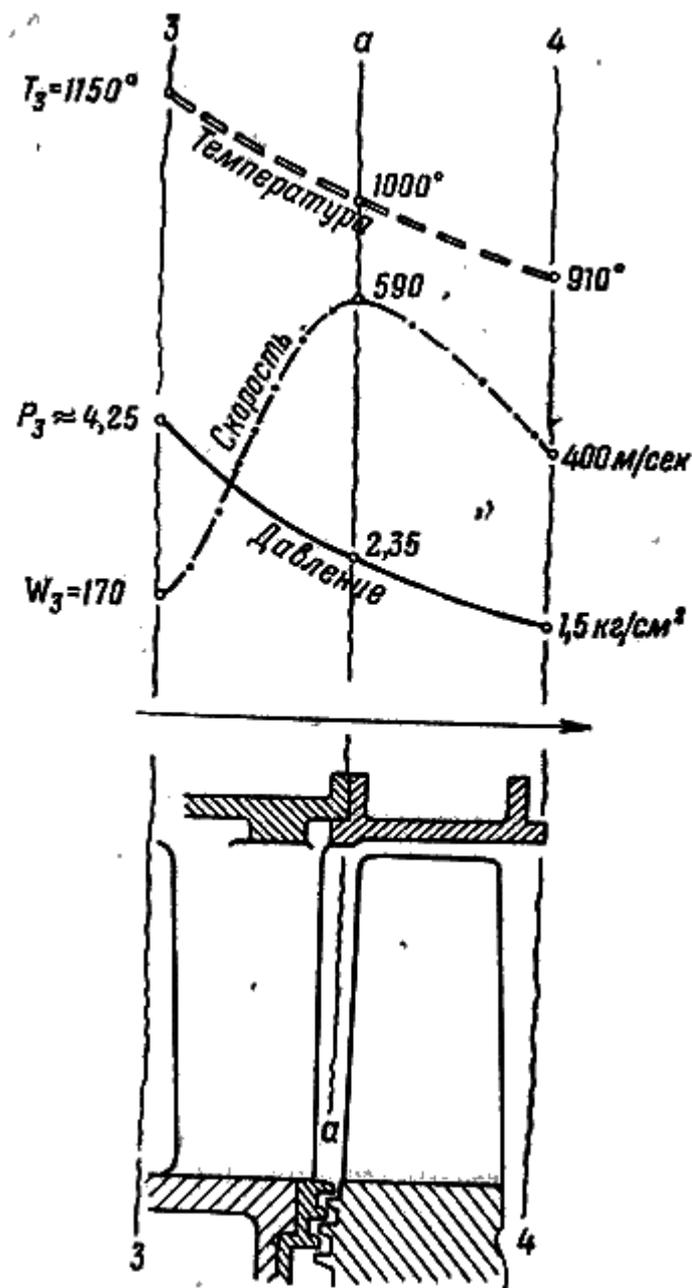


Рис. 35. Изменение параметров газа в элементах газовой турбины

### ДВУХСТУПЕНЧАТАЯ ТУРБИНА

Для получения хорошей экономичности турбореактивные двигатели приходится применять компрессоры, имеющие высокие степени сжатия.

Давление воздуха, создаваемое таким компрессором, на Земле составляет  $7 - 8 \text{ кг/см}^2$ . Преобразовать это давление в механическую работу в одноступенчатой турбине очень трудно, так как эта турбина может использовать давление только  $5 - 6 \text{ кг/см}^2$  с допустимыми потерями.

Для возможности использования всего давления, создаваемого современными осевыми компрессорами, применяются двухступенчатые газовые турбины. Двухступенчатая турбина имеет последовательно чередующиеся два сопловых аппарата и два ряда рабочих лопаток.

Двухступенчатая турбина имеет следующие преимущества перед одноступенчатой:

- позволяет преобразовывать в механическую работу более высокие перепады давлений; в каждой ступени используется меньший перепад давления и температур; следовательно, скорости течения газов будут меньше, благодаря этому потери в турбине умень-

шаются и коэффициент полезного действия двухступенчатой турбины будет более высоким;

- небольшие перепады давлений в ступенях позволяют применить сужающиеся каналы сопловых аппаратов, которые вполне удовлетворительно работают на всех режимах (числах оборотов) двигателя.

К недостаткам двухступенчатых турбин относятся:

- конструктивная сложность и большой вес;
- первая ступень работает при более высоких температурах, нежели последующие, поэтому требуется надежное охлаждение ее, что увеличивает потери тепла;
- большая сложность в производстве.

На рис. 36 показана схема двухступенчатой осевой реактивной газовой турбины и графики изменения давления, температуры и скорости газов в ее элементах.

Поток газа, пройдя через сопловой аппарат первой ступени, за счет понижения давления и температуры разгоняется - увеличивается его абсолютная скорость движения.

На рабочих лопатках первой ступени вследствие уменьшения абсолютной скорости движения газа, падения его давления и температуры возникает окружное усилие, вращающее колесо.

В сопловом аппарате второй ступени продолжается падение давления и температуры и происходит вторичный разгон потока газа. Полученная скорость используется в рабочих лопатках второй ступени, где за счет ее уменьшения и дальнейшего падения давления и температуры тоже возникает окружное усилие.

В двухступенчатой реактивной турбине падение давления и температуры газа, происходящее на каждую ступень, значительно меньше, чем в одноступенчатой турбине. Поэтому потери энергии в ней имеют сравнительно небольшую величину.

### **УСЛОВИЯ РАБОТЫ ЛОПАТКИ КОЛЕСА**

Лопатки колеса турбины работают в очень тяжелых условиях.

Обычно турбины турбореактивных двигателей имеют большую скорость вращения - на некоторых двигателях она превышает 15000 *об/мин*.

В результате вращения в каждой лопатке возникает центробежная сила, которая стремится вырвать лопатку из диска (рис. 37). Величина центробежной силы, действующей на каждую лопатку, достигает 10000- 12000 *кг*.

Кроме этой силы, на каждую лопатку действует окружное усилие (40—50 *кг*), стремящееся изогнуть лопатку в сторону вращения, и осевое усилие (15—25 *кг*), стремящееся изогнуть лопатку по движению потока газов.

Лопатка колеса двигается в потоке газа, вытекающего из соплового аппарата. В связи с этим она испытывает переменные нагрузки от струек газа. Так, когда лопатка колеса находится против канала, то на нее действуют полное давление газа и вся величина скоростной энергии газа; когда лопатка колеса проходит за лопаткой соплового аппарата, то на нее действуют меньшее давление и скорость.

Эти изменения давления и скорости вызывают колебания лопатки и дополнительные напряжения в ней.

Так как лопатка работает в потоке горячих газов, то к материалу, из которого она изготовлена, предъявляется требование жаропрочности, т. е. способности выдерживать длительное время нагрузки при высоких температурах.

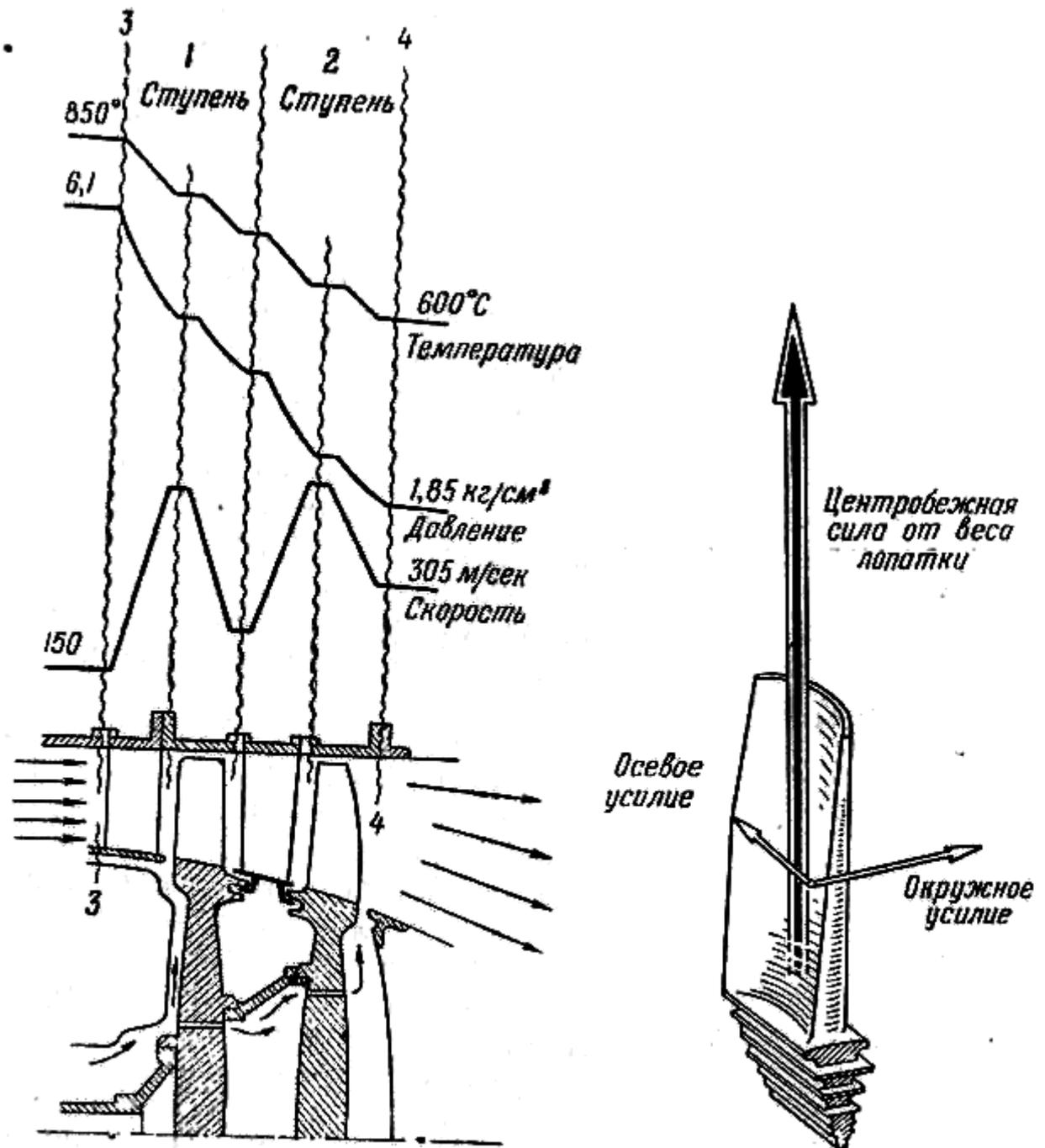


Рис. 36. Схема двухступенчатой газовой турбины и примерное изменение параметров газа в ее элементах Рис. 37. Нагрузки на лопатку

Если нагреть железо до красного каления, то оно становится мягким, пластичным — хорошо куется. Если бы изготовить лопатки турбины из железа, то они от действия температуры и нагрузок быстро бы деформировались и разрушились.

Создание жаропрочных сплавов — дело очень трудное. Долгое время не могли создать надежно работающей газовой турбины из-за отсутствия материала для лопаток и камер сгорания.

Усилиями советских ученых и производителей были созданы жаропрочные сплавы, из которых изготовлены лопатки газовых турбин, надежно работающие в течение сотен часов.

При высокой температуре под нагрузкой у металлов особенно резко проявляется свойство ползучести.

Ползучесть — это появление остаточной деформации в металлической детали под действием нагрузки.

Если на стержень (рис. 38) подвесить груз и длительное время стержень нагревать, то он удлинится. После снятия груза и охлаждения стержня его длина оказывается не равной исходной длине — она будет несколько больше. Величина, на которую стержень вытянулся, и называется ползучестью.

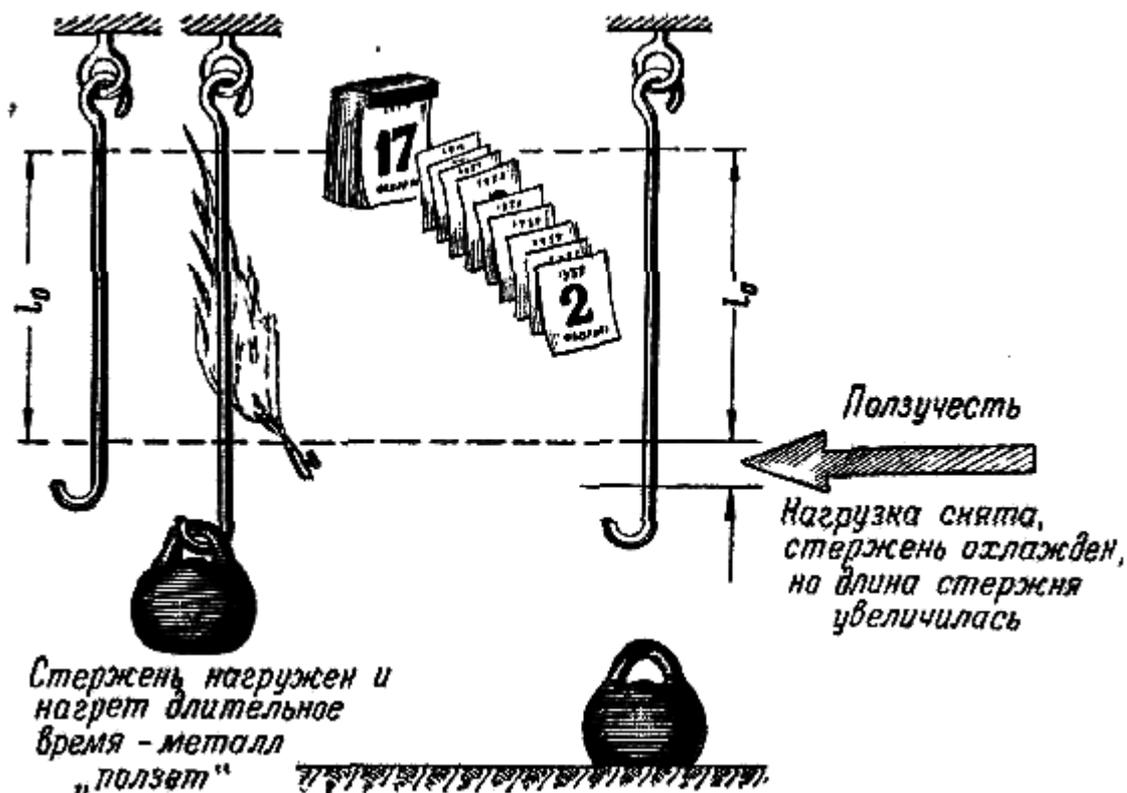


Рис. 38. Ползучесть материала.

Ползучесть незначительна при обычной температуре. Но при длительном пребывании материала при высокой температуре под нагрузкой она может достичь значительной величины.

При работе турбины лопатки нагреваются до светло-красного каления (850—900° С) и растягиваются центробежной силой, при этом они ползут (удлиняются), и зазор между торцом лопаток и корпусом турбины уменьшается. Поэтому в эксплуатации через каждые 25—50 часов работы двигателя проверяют величину зазора между торцами лопаток и корпусом турбины, чтобы убедиться, что зазор есть и обеспечивает безопасную работу турбины. Наконец, материал лопаток не должен корродировать ни в газовом потоке, ни при атмосферных условиях {когда двигатель не работает}.

### ПОТЕРИ В ГАЗОВОЙ ТУРБИНЕ

Нет, и не может быть ни одного типа двигателя, в котором преобразование энергии в механическую работу происходило бы без потерь.

В газовой турбине имеют место следующие потери энергии:

- гидравлические;
- тепловые;
- механические.

Гидравлические потери возникают при движении потока газа по каналам соплового аппарата и колеса. Они складываются из потерь на трение газов о стенки лопаток (профильные потери), на образование вихрей и на перетекание газа из области повышенного давления в область пониженного давления. С этими потерями мы уже познакомились, когда рассматривали потери в ступени осевого компрессора.

Но не весь поток газов, вытекающий из соплового аппарата, попадает на лопатки колеса. Часть газов протекает мимо лопаток по радиальному зазору и работы не совершает. Это увеличивает потери в турбине.

Для обеспечения надежной и длительной работы турбины почти во всех турбореактивных двигателях применяется охлаждение воздухом соплового аппарата, диска турбины и иногда лопаток колеса. При этом воздух уносит часть тепла; это будут тепловые потери.

Перечисленные потери энергии в турбине составляют 8—12% от работы расширения газов.

Газы, покидающие турбину, обладают большой скоростью ( $c_4 = 400$  л/сек). Для турбины это — потерянная энергия. В ТРД газы после турбины подводятся к реактивному насадку, где дополнительно разгоняются и создают, вытекая в атмосферу, реактивную тягу. Поэтому потери с выходной скоростью относятся к потерям турбины условно.

Общий коэффициент полезного действия одноступенчатой турбины равен 0,72—0,76.

Механические потери — это потери на трение в подшипниках турбины, они невелики и составляют около 1% от мощности турбины. Но этот 1% составляет в рассмотренном нами случае около 140 л.с.

## **4. ИСТЕЧЕНИЕ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ РЕАКТИВНЫЙ НАСАДОК**

Газы, покидающие газовую турбину, имеют большой запас потенциальной энергии. Так, давление газов за турбиной равно 1,5—1,8  $кг/см^2$ , а температура 600—700° С.

Поток горячих газов подводится по выхлопной трубе к реактивному насадку, в котором часть энергии газов используется на создание реактивной тяги.

Реактивный насадок преобразует давление и температуру протекающего по нему газового потока в скорость увеличивает скорость истечения газового потока.

Сила воздействия вытекающего газового потока на двигатель и есть реактивная тяга двигателя.

В зависимости от типа самолета между выхлопной трубой и реактивным насадком может устанавливаться удлинительная труба.

На бомбардировщиках длина ее достигает нескольких метров.

Удлинительная труба сваривается из листов жаростойкого сплава и покрывается тепловой изоляцией для уменьшения потерь тепла газами в окружающую среду и предохранения от нагрева деталей самолета, расположенных вблизи турбины.

Для уменьшения потерь при движении газового потока по удлинительной трубе она делается расширяющейся. Скорость течения газа по расширяющемуся каналу уменьшается, а это приводит к уменьшению потерь на трение стенки трубы.

Реактивный насадок (его часто называют реактивным соплом) представляет коническую трубу со специально подобранной для данного двигателя площадью выходного отверстия.

Изменение площади выходного отверстия изменяет тягу двигателя (так как при этом изменяется скорость истечения газов). На одном из выполненных ТРД уменьшение диаметра реактивного насадка на 1 мм уменьшает тягу двигателя примерно на 15 кг.

Скорость истечения газов из реактивного насадка тем больше, чем больше давление и температура газов за турбиной.

Изменение параметров газа в выхлопной трубе и реактивном насадке показано на рис. 39. При движении газа по выхлопной трубе скорость его уменьшается (за счет увеличения площади сечения трубы), а температура и давление немного увеличиваются.

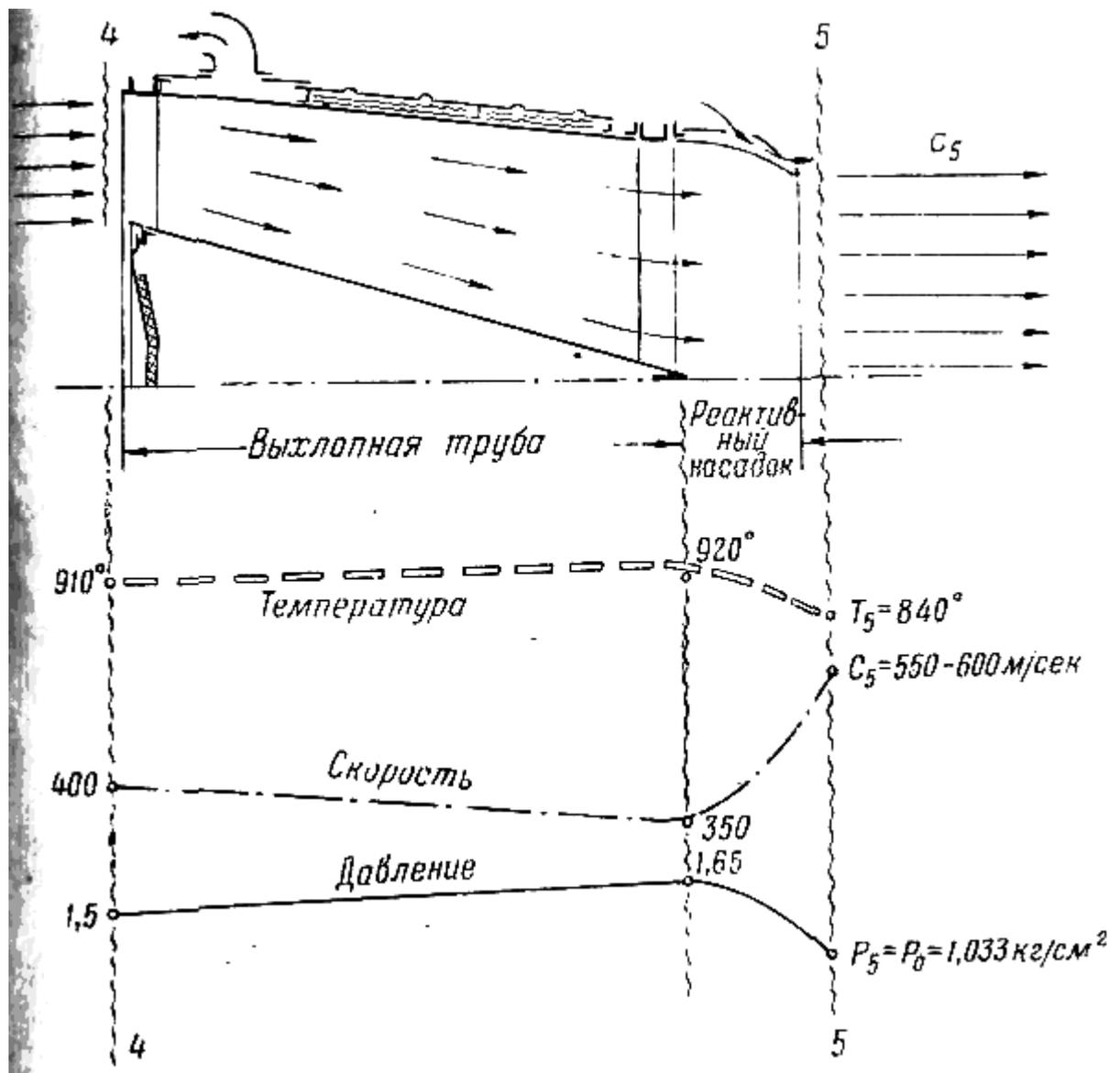


Рис. 39. Изменение параметров газа в выхлопной трубе и реактивном насадке

И только в реактивном насадке за счет падения температуры и давления резко увеличивается скорость истечения, достигая на выходе 550—600 м/сек.

При полном расширении давление газов на выходе из насадка равно давлению окружающей среды. Обычно же давление на выходе  $P_5$  немного больше давления окружающей среды, так как газ в реактивном насадке расширяется не полностью.

Площадь выходного сечения реактивного насадка оказывает значительное влияние на работу всего двигателя и на величину развиваемой силы тяги. Поэтому на реактивных двигателях, имеющих форсаж, устанавливают реактивный насадок с регулируемой площадью выходного сечения.

### ФОРСИРОВАНИЕ ТЯГИ ТРД

Форсирование тяги — это кратковременное увеличение тяги данного двигателя по сравнению с расчетной (номинальной).

Повышение тяги необходимо при взлете и в воздушном бою, где нужно быстро догнать и атаковать противника или выйти из зоны огня зенитной артиллерии.

Известны следующие способы форсирования:

1. Повышение температуры газов перед турбиной.
2. Дополнительное сжигание топлива за турбиной.
3. Охлаждение воздуха, сжимаемого в компрессоре.

Рассмотрим эти способы.

Повышение температуры газов перед турбиной увеличивает работоспособность газов, как следствие, мощность, развиваемую турбиной.

Работа расширения 1 кг газов в турбине определяется по уравнению:

$$L_{РАСШ} = \frac{k}{k-1} R(T_3 - T_4).$$

Из уравнения видно, что увеличение температуры газов перед турбиной  $T_3$  увеличивает работу расширения, совершаемую газом в турбине.

Увеличение мощности турбины увеличивает число оборотов турбины и компрессора и, как результат этого, увеличивается секундный расход воздуха.

Увеличение температуры  $T_3$  увеличивает температуру и перед реактивным насадком, что в свою очередь увеличивает скорость истечения газов.

Увеличение же секундного расхода воздуха и скорости истечения газов увеличивает тягу двигателя.

Надо, однако, сказать, что увеличение температуры газов перед турбиной ограничено жаропрочностью материала лопаток (для имеющихся сплавов температура газов не должна превышать 875—900° С), а повышение числа оборотов сверх 4—8% от расчетных (номинальных) недопустимо из-за возможности обрыва лопаток турбины.

Наконец, повышение температуры  $T_3$  увеличивает удельный расход топлива.

Второй способ форсирования ТРД — это дополнительное сжигание топлива между турбиной и реактивным насадком в форсажной камере.

Распиливание топлива производится специальными форсунками, устанавливаемыми в форсажной камере.

Для сжигания топлива используется кислород, содержащийся в газах, протекающих через турбину; при сжигании топлива увеличивается температура газов перед реактивным насадком, что повышает скорость истечения газов и, следовательно, тягу двигателя.

Преимущество форсажной камеры состоит в том, что она дает возможность временно значительно увеличить тягу двигателя без увеличения температуры газов перед турбиной и без увеличения лобовой площади двигателя.

По мере роста скорости полета форсажные камеры становятся все более эффективным устройством для кратковременного увеличения тяги и широко применяются на современных ТРД.

Недостатком форсажных камер является некоторое усложнение конструкции двигателя и увеличение его веса. При форсировании тяги указанным выше способом увеличивается удельный расход топлива. Например, при увеличении температуры перед реактивным насадком на 70% удельный расход топлива увеличивается почти на 65%, а удельная тяга — только на 30%.

Влияние температуры при форсировании  $T_{\text{форс}}$  на удельный расход топлива и удельную тягу показано на рис. 40.

При неработающей форсажной камере ее детали создают дополнительное сопротивление течению газа в двигателе, что незначительно уменьшает тягу двигателя и ухудшает его экономичность по сравнению с двигателем без форсажной камеры.

Третий способ форсирования — это охлаждение воздуха, сжимаемого в компрессоре, охлаждающей жидкостью, впрыскиваемой в поток воздуха. Охлаждающие жидкости вода, спирт, их смеси, аммиак и т. д. — охлаждают воздух, отнимая от него тепло на свое испарение.

За счет охлаждения воздуха уменьшается работа сжатия, расходуемая на каждый килограмм воздуха, и понижается температура конца сжатия.

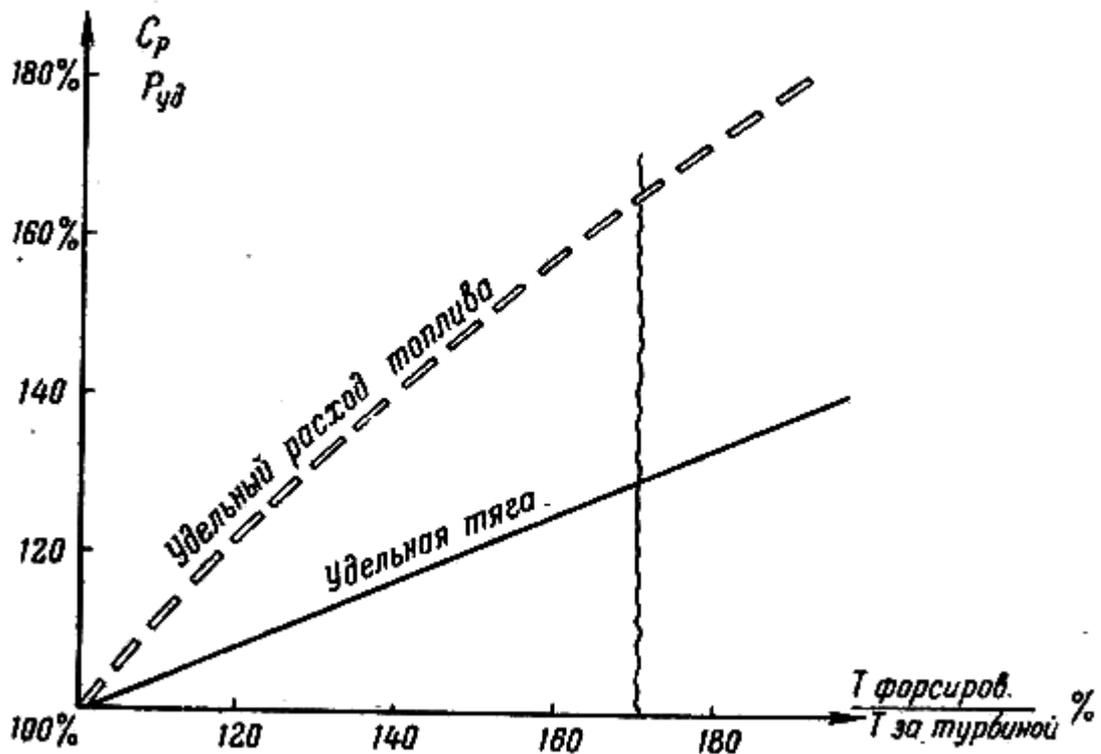


Рис. 40. Влияние температуры форсирования перед реактивным насадком на  $C_p$  и  $P_{уд}$ . Так как количество сжимаемого воздуха остается постоянным ( $G_{сек} = \text{пост.}$ ), то, затрачивая ту же мощность турбины, компрессор будет сжимать воздух до большего давления.

Перепад давления, срабатываемый в турбине, остается постоянным; перепад же давления, срабатываемый в реактивном насадке, увеличивается, а это приводит к увеличению скорости истечения газов и, следовательно, тяги двигателя.

Чаще всего для охлаждения воздуха, сжимаемого в компрессоре, в поток воздуха на всасывании впрыскивают воду.

Однако применение этого простого способа форсирования требует больших расходов воды.

## 5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД

Тяга, удельный расход топлива и другие параметры турбореактивного двигателя зависят от атмосферных условий, от скорости и высоты полета, а также от режима работы двигателя.

Изменение тяги и удельного расхода двигателя в зависимости от числа оборотов называется характеристикой ТРД по числу оборотов, в зависимости от высоты полета — высотной характеристикой и от скорости полета — скоростной характеристикой.

### ХАРАКТЕРИСТИКА ТРД ПО ЧИСЛУ ОБОРОТОВ

Характеристика ТРД по числу оборотов представляет собой кривые, которые показывают изменение тяги и удельного расхода топлива при изменении числа оборотов (при постоянной скорости и высоте полета).

Характеристика по числу оборотов показана на рис. 41.

При изменении тяги по оборотам отмечают следующие основные режимы работы двигателя:

1. Малый газ или число оборотов холостого хода. Это наименьшее число оборотов, при котором двигатель работает устойчиво и надежно. При этом в камерах сгорания происходит устойчивое сгорание, а мощность турбины вполне достаточна для вращения компрессора и агрегатов.

Для ТРД с центробежным компрессором число оборотов холостого хода равно 2400—2600 в минуту. Тяга двигателя на холостом ходу не превышает 75—100 кг.

На числах оборотов холостого хода удельный расход топлива не является характерной величиной; здесь обычно приводится часовой расход топлива.

При числах оборотов холостого хода турбина работает в тяжелых температурных условиях, кроме того, подача масла в подшипники очень мала. Поэтому время непрерывной работы на малом газе ограничивается 10 минутами.

2. Крейсерский режим - двигатель работает на числах оборотов, при которых тяга составляет примерно  $0,8 P_{\text{МАКС}}$ .

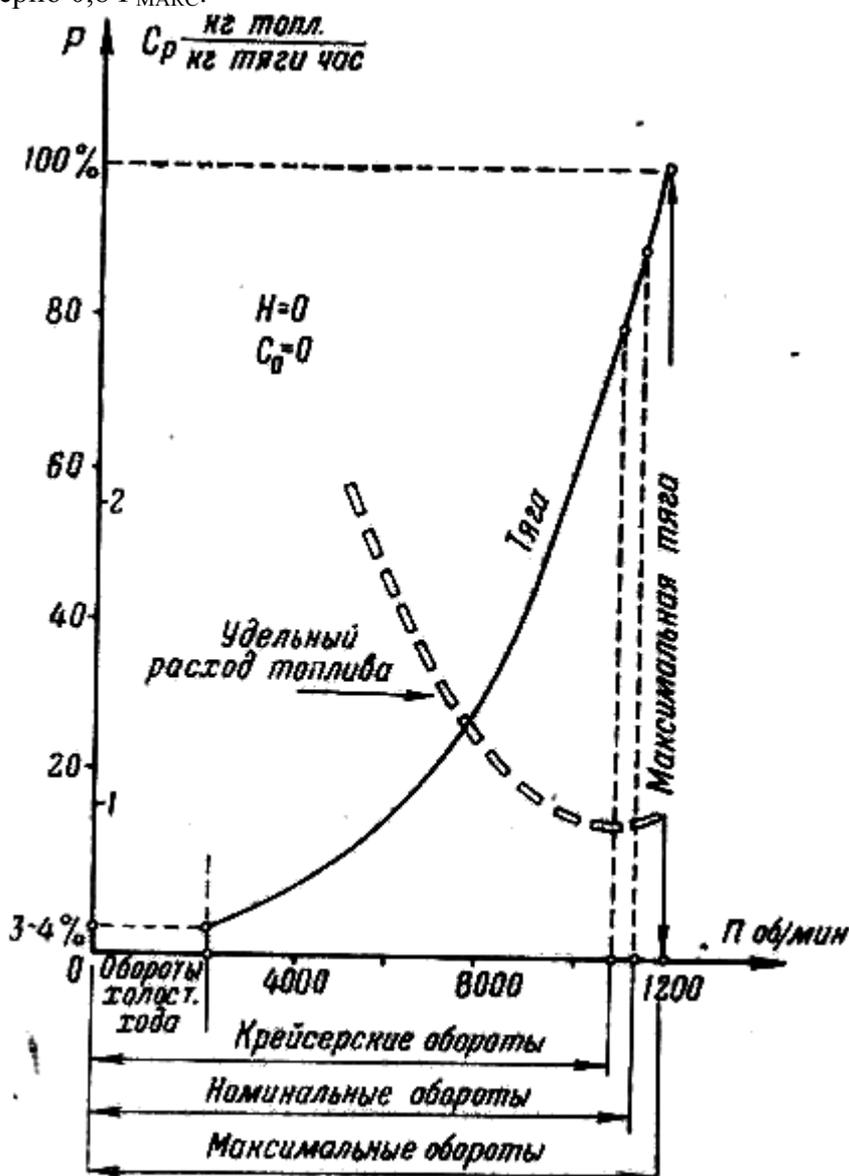


Рис. 41. Характеристики ТРД по числу оборотов.

При этих числах оборотов гарантируется непрерывная и надежная работа двигателя в течение установленного срока службы (ресурса двигателя).

Конструктор так подбирает параметры двигателя ( $\epsilon$ ,  $T$ , КПД), чтобы на крейсерском режиме получить наименьший удельный расход топлива.

Крейсерский режим работы двигателя используется при полетах на продолжительность и дальность.

3. Номинальный режим - двигатель работает на числах оборотов, при которых тяга составляет примерно  $0,9 P_{\text{МАКС}}$ .

Непрерывная работа на этом режиме разрешается не более 1 часа.

На номинальном режиме производятся набор высоты и полеты на повышенных скоростях.

По номинальному режиму производится тепловой расчет двигателя и расчет деталей на прочность.

4. Максимальный (взлетный) режим — двигатель развивает максимальное число оборотов, при котором получается максимальная тяга  $P_{\text{МАКС}}$  - на этом режиме допускается непрерывная работа не свыше 6—10 минут.

Максимальный режим используется для взлета, набора высоты и кратковременного полета на максимальной скорости (когда необходимо догнать противника и атаковать его).

Характеристика по числу оборотов строится при стандартных атмосферных условиях: давлении воздуха  $P_0 = 760$  мм рт. ст. и температуре  $T_0 = 15^0$  С.

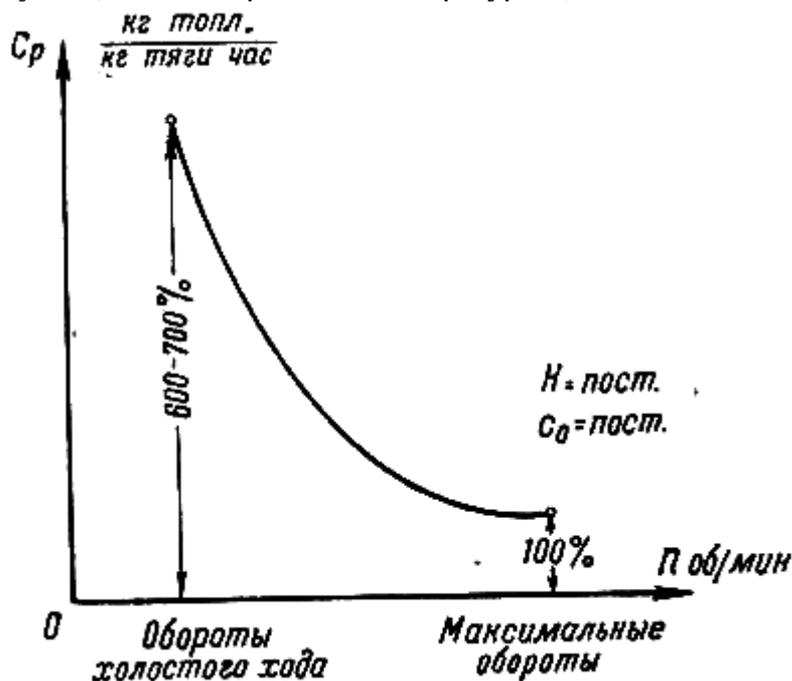


Рис. 42. Изменение удельного расхода топлива по числу оборотов.

С увеличением числа оборотов двигателя (при постоянных высоте и скорости полета) увеличивается секундный расход воздуха через двигатель  $G_{\text{СЕК}}$  и степень сжатия компрессора  $\epsilon_{\text{КОМП}}$ . В результате резко растет тяга двигателя и уменьшается удельный расход топлива, ТРД более экономичен на больших числах оборотов. Если удельный расход топлива на максимальных оборотах принять за 100%, то удельный расход топлива на оборотах холостого хода будет 600—700% (рис. 42). Поэтому надо всемерно сокращать работу ТРД на оборотах холостого хода.

5. Форсаж. Для двигателей, имеющих форсажную камеру, в характеристике указывается также тяга, удельный расход топлива и продолжительность работы двигателя при включении форсажа — форсажной камеры.

При запуске ТРД первоначальная раскрутка вала до чисел оборотов холостого хода производится вспомогательным пусковым двигателем.

В качестве пускового двигателя используются: электрические стартеры, стартер-генераторы, турбореактивные стартеры.

Электрический стартер представляет собой электродвигатель постоянного тока, питающийся током от самолетных или аэродромных аккумуляторов во время запуска. Мощность его порядка 15—20 л. с.

На некоторых ТРД устанавливается стартер-генератор, который при запуске работает как электродвигатель, а во время работы двигателя работает как генератор — питает ток самолетную сеть.

Электрический стартер, или стартер-генератор, включается в автоматическую систему запуска, и его работа согласована с работой пусковой топливной системы и системы зажигания.

Турбореактивный стартер представляет вспомогательный турбореактивный двигатель, устанавливаемый на мощных ТРД.

Небольшой электродвигатель запускает турбореактивный стартер, который раскручивает до оборотов холостого хода основной двигатель и автоматически выключается.

### ПРИЕМИСТОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ

При работе турбореактивного двигателя на каком-либо установившемся режиме (при постоянном числе оборотов) всегда соблюдается условие:

$$N_{\text{ТУРБ}} = N_{\text{КОМП}}$$

т. е. мощность, развиваемая турбиной, равна мощности, потребляемой компрессором и агрегатами (насосами, генераторами, регуляторами и т. д.).

При работе двигателя на переходных, неустановившихся режимах, например при разгоне (увеличении числа оборотов двигателя), на ускорение вращающихся частей двигателя необходимо затратить дополнительную мощность. Следовательно, при разгоне ТРД мощность, развиваемая турбиной, должна быть больше мощности, потребляемой компрессором:

$$N_{\text{ТУРБ}} = N_{\text{КОМП}} + N_{\text{ИЗБ}}$$

Здесь  $N_{\text{ИЗБ}}$  — избыточная мощность турбины, расходуемая на ускорение вращающихся деталей двигателя.

Чем больше избыточная мощность турбины, тем быстрее двигатель увеличивает число оборотов.

При работе двигателя на установившихся (равновесных) оборотах каждому значению числа оборотов соответствуют определенное количество газа, протекающее через турбину, определенное его давление и температура  $T_3$  и, следовательно, определенная подача топлива в камеры сгорания.

Избыточная мощность турбины, необходимая для разгона двигателя, появится тогда, когда температура газа перед турбиной не превысит температуру, необходимую для данного числа оборотов.

Мощность, потребляемая компрессором, с ростом числа оборотов растет сначала медленно, а затем очень быстро. На рис. 43 сплошной линией нанесена мощность, потребляемая компрессором. Мощность, развиваемую турбиной, при постоянной температуре газов, подходящих к ней, показывают кривые  $A—A$ ,  $B—B$ ,  $V—V$ , нанесенные пунктирными линиями.

Самая верхняя кривая  $A—A$  изображает мощность, развиваемую турбиной, при наибольшей допустимой температуре  $T_{\text{з макс}}$ . Другие кривые  $B—B$  и  $V—V$  изображают мощность турбины при более низких температурах  $T_3$ .

На рисунке видно, что мощность, развиваемая турбиной, тем больше, чем больше температура газов  $T_3$ , подходящих к ней. Точки пересечения кривых, изображающих мощность турбины, с кривой мощности, потребляемой компрессором, есть равновесные режимы.

Точки  $A—A$  определяют максимальные и минимальные числа оборотов двигателя.

На максимальных числах оборотов турбина работает при наибольшей допустимой температуре  $T_{\text{з макс}}$ , поэтому-то и ограничивается время непрерывной работы двигателя на максимальных оборотах.

Обороты холостого хода берутся на 1000—1200 больше минимальных, чтобы не перегреть лопатки турбины (при этом  $T_3$  будет меньше  $T_{\text{з макс}}$ ) и обеспечить удовлетворительную смазку подшипников.

В промежутке между числами оборотов холостого хода и максимальными числами оборотов мощность турбины превышает мощность, потребляемую компрессором, т. е, иначе говоря, турбина в этом промежутке чисел оборотов имеет избыточную мощность.

Из анализа кривых, представленных на рис. 43, ясно, что для перевода двигателя с малых оборотов на большие надо увеличить мощность турбины — увеличить температуру газон перед турбиной.

Это достигается увеличением подачи топлива.

При увеличении подачи топлива увеличивается температура газов перед турбиной, при этом мощность и число оборотов, развиваемые турбиной, возрастут. А так как турбина связана с компрессором, то будет увеличиваться мощность, которую потребляет компрессор, это приведет к боль шей подаче (и под большим давлением) воздуха в камеры сгорания. В результате мощность турбины еще увеличивается.

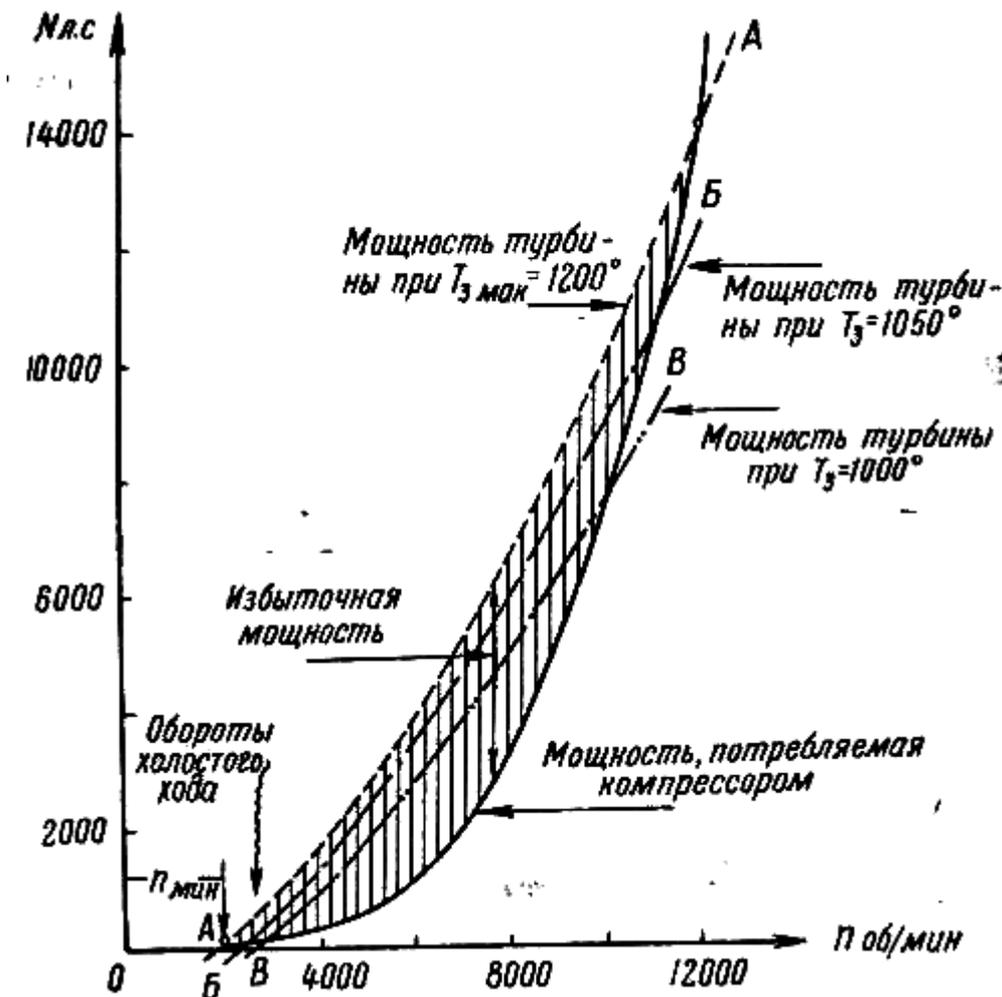


Рис. 43. Совместная работа турбины и компрессора

Однако, надо сказать, что избыточная мощность турбины невелика и это является одной из причин плохой приемистости турбореактивных двигателей.

Под приемистостью понимают способность двигателя быстро изменять число оборотов (режим работы). Для турбореактивных двигателей приемистость составляет 15—18 секунд; это значит, что двигатель переходит с малого числа оборотов на максимальные за 15—18 секунд (при перемещении рычага управления двигателем за 2—3 сек.).

Плохая приемистость ТРД затрудняет управление двигателем (сектор газа надо двигать плавно, без рывков), ухудшает маневренность самолета, затрудняет полет в строю и уменьшает безопасность посадки. Для улучшения приемистости вес современные ТРД снабжены автоматами приемистости.

## ПРИВЕДЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ ПО ЧИСЛУ ОБОРОТОВ К СТАНДАРТНЫМ АТМОСФЕРНЫМ УСЛОВИЯМ

Характеристика двигателя по числу оборотов снимается при испытании двигателя на стенде.

Давление и температура воздуха при испытании двигателя будут различны в зависимости от времени года и места испытания. Поэтому полученные при испытании двигателя тяга и удельный расход топлива могут быть выше или ниже величин, указанных в техническом описании данного типа двигателя. Для суждения о соответствии замеренных величин величинам, приведенным в техническом описании, их нужно пересчитать на стандартные атмосферные условия (говорят — привести к стандартным атмосферным условиям).

Стандартными атмосферными условиями считаются:

1. Барометрическое давление воздуха 760 мм рт. ст. ( $1,033 \text{ кг/см}^2$ ).
2. Температура —  $15^\circ \text{C}$  ( $288^\circ \text{ абс.}$ ).

Приведение к стандартным атмосферным условиям производится по следующим уравнениям:

а) тяги:

$$P = P_{\text{ЗАМЕР}} \times \frac{760}{P_0} (\text{кг}).$$

б) числа оборотов:

$$n = n_{\text{ЗАМЕР}} \times \sqrt{\frac{288}{T_0}} (\text{об / мин}).$$

в) удельного расхода топлива

$$C_P = C_{\text{ЗАМЕР}} \times \sqrt{\frac{288}{T_0}} \left( \frac{\text{кг}_\text{топл}}{\text{кг}_\text{тяги}_\text{в}_\text{час}} \right).$$

г) температуры газов в удлинительной трубе

$$T_{\text{ГАЗОВ}} = T_{\text{ЗАМЕР}} \times \sqrt{\frac{288}{T_0}}.$$

В этих формулах  $P_{\text{ЗАМЕР}}$ ,  $n_{\text{ЗАМЕР}}$ ,  $C_{\text{ЗАМЕР}}$ ,  $T_{\text{ЗАМЕР}}$  - величины, замеренные при испытании двигателя;  $P_0$  — давление воздуха в мм рт. ст. во время испытания двигателя;  $T_0 = 273 + t$  — температура воздуха во время испытания двигателя.

## НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ ЧИСЕЛ ОБОРОТОВ НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

Опыт эксплуатации показывает, что неустойчивая работа турбореактивных двигателей часто возникает на режимах разгона (при увеличении числа оборотов) и связана с помпажем компрессора и сгоранием переобогащенной топливовоздушной смеси.

Внешние признаки неустойчивой работы двигателя такие двигатель трясет, в компрессоре слышен характерный шум — “урчание”, из реактивного насадка выбрасывается дым и пламя. Температура газов за турбиной повышается против нормальной иногда на  $30^\circ$ . При полетах на высотах более 8000 м при работе двигателя на помлажном режиме наблюдались случаи самовыключения двигателя.

При медленном разгоне двигателя (медленном перемещении сектора газа) в камеры сгорания подаются такие количества воздуха и топлива, которые обеспечивают образование в зоне горения смеси с  $\alpha \leq 1$ . Нормальная или слегка обогащенная смесь быстро и полно сгорает, температура газов перед турбиной увеличивается медленно, не превышая допустимых величин, при этом происходит плавное увеличение числа оборотов — нормальный разгон двигателя.

Картина меняется, когда мы, желая осуществить быстрый разгон двигателя, резко перемещаем сектор газа.

При быстром движении сектора газа или резком открытии стоп-крана подача топливным насосом топлива в зону горения сильно увеличивается. Число же оборотов двигателя в начале разгона двигателя остается неизменным или увеличивается очень мало. Следовательно, остается неизменной или также увеличивается незначительно (пропорционально числу оборотов) подача воздуха компрессором. Таким образом, поступление воздуха в камеры сгорания отстает от увеличения подачи топлива.

В первый момент увеличение подачи топлива приводит к обогащению смеси, при этом температура газов повышается, объем газов в камере сгорания от нагревания их увеличивается. Увеличившийся объем газов не успевает вытечь из камеры сгорания через каналы турбины и своим присутствием тормозит поступление воздуха из компрессора в камеру сгорания.

В зону же горения продолжает поступать топливо, и смесь еще больше обогащается. Топливо не успевает сгореть в зоне горения, и горение идет за счет вторичного воздуха в каналах турбины, за турбиной и даже за реактивным соплом. Этим и объясняются выбросы пламени и дыма из реактивного насадка.

Температура газов перед турбиной при этом не только не повышается, а, наоборот, начинает уменьшаться. Это приводит к уменьшению избыточной мощности турбины — разгон двигателя замедляется.

Уменьшение числа оборотов вызывает уменьшение количества воздуха, подаваемого компрессором; топливовоздушная смесь переобогащается еще больше, процесс горения топлива идет еще медленнее, температура газов перед турбиной еще уменьшается и число оборотов двигателя падает. Наконец, двигатель останавливается. (Вспомните горение переобогащенной смеси в осветительной лампе.)

Ранее было рассмотрено, как при уменьшении секундного расхода воздуха в компрессоре появляются вихревые зоны, которые вызывают пульсацию — колебание давления и скорости воздушного потока на выходе из компрессора. Неравномерное поступление воздуха в камеры сгорания сильно затрудняет образование устойчивого факела пламени. В зоне горения образуется то нормальная, то богатая топливовоздушная смесь, температура и давление газов перед турбиной колеблются, скорость истечения газов из реактивного насадка меняется, двигатель трясет.

Неустойчивая работа компрессора способствует нарушению процесса сгорания и вызывает неустойчивую работу всего двигателя — помпаж.

Если во время помпажа уменьшить подачу топлива — взять сектор газа на себя или прикрыть стоп-кран, то через непродолжительное время процесс сгорания улучшается. Качество смеси в зоне горения приближается к нормальному ( $\alpha \approx 1$ ), температура газов перед турбиной повышается до допустимых пределов, и двигатель начинает работать нормально.

### **ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ОТ ЧИСЛА ОБОРОТОВ, СТЕПЕНИ СЖАТИЯ КОМПРЕССОРА И ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ПЕРЕД ТУРБИНОЙ**

С увеличением числа оборотов компрессора степень сжатия его увеличивается. Характер увеличения степени сжатия при увеличении числа оборотов компрессора показан на рис. 44.

С увеличением степени сжатия изменяется удельный расход топлива. Примерный характер зависимости удельного расхода топлива от степени сжатия (а следовательно, и от числа оборотов) при постоянной температуре газов перед турбиной изображен на рис. 45. Как видно из рисунка, с увеличением степени сжатия удельный расход топлива сначала уменьшается, достигает наименьшего (минимального) значения, а затем начинает возрастать.

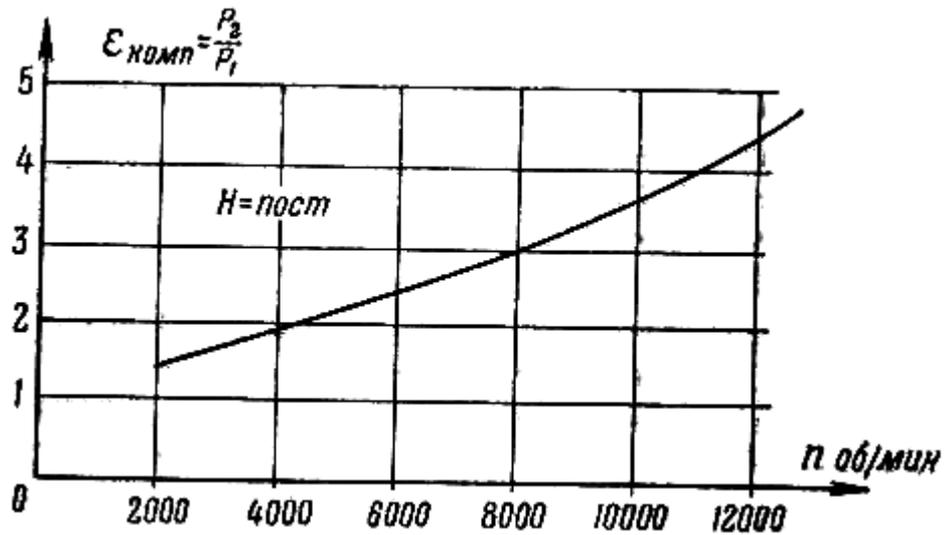


Рис. 44. Зависимость  $\epsilon_{\text{комп}}$  от оборотов.

Степень сжатия, при которой удельный расход топлива достигает наименьшего значения, называется экономической степенью сжатия и обозначается буквой  $\epsilon_{\text{ЭК}}$ .

Такое изменение удельного расхода топлива от степени сжатия объясняется взаимодействием двух факторов: количеством тепла, сообщаемого каждому килограмму воздуха, протекающему через двигатель, и эффективностью использования этого тепла.

Удельный расход топлива определяется по уравнению:

$$C_P = \frac{G_{\text{топл. час}}}{P} = \frac{3600 c_p (T_3 - T_2)}{\delta H_U P_{\text{уд}}},$$

где  $c_p$  – теплоемкость газов при постоянном давлении,  $T_3$  – температура газов перед турбиной,  $T_2$  – температура газов на выходе из компрессора,  $\delta$  – коэффициент выделения тепла (близок к 1  $\approx 0,97-0,98$ ),  $H_U$  – теплотворность топлива,  $P_{\text{уд}}$  – удельная тяга.

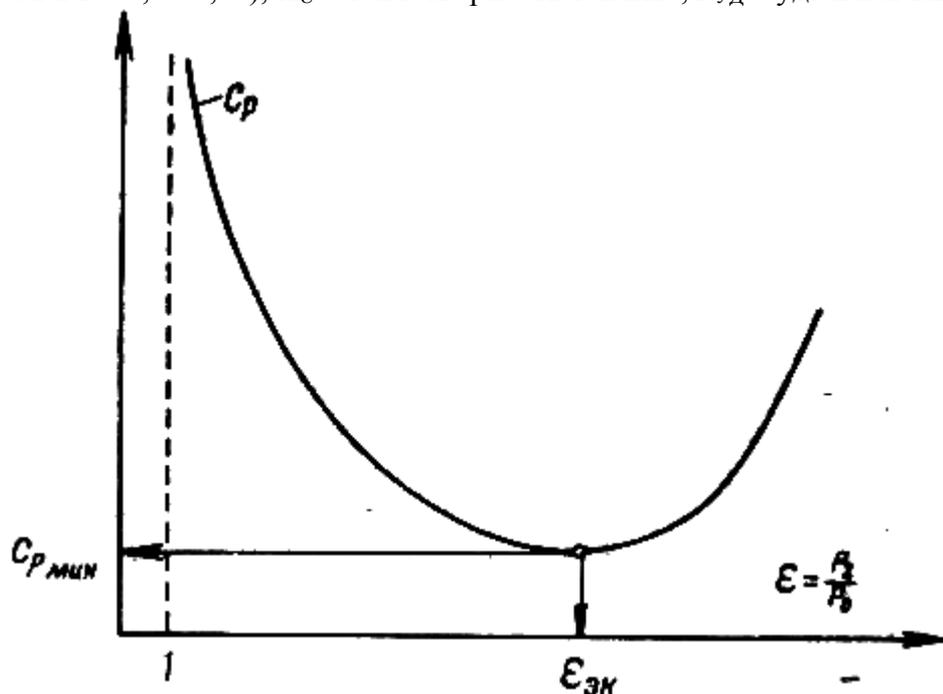


Рис. 45. Характер изменения удельного расхода топлива от степени сжатия. Количество подводимого тепла к каждому килограмму газа равно:

$$Q = \frac{c_p}{\delta} (T_3 - T_2)$$

Температура газов перед турбиной  $T_3$  ограничена жаропрочностью материала лопаток турбины. С увеличением степени сжатия (числа оборотов компрессора) температура воздуха на выходе из компрессора  $T_2$  увеличивается, так как воздух при сжатии нагревается. Следовательно, разность температур  $T_3 - T_2$  с увеличением степени сжатия будет уменьшаться и количество тепла  $Q$ , подводимого к каждому килограмму газа, как видно из уравнения, будет тоже непрерывно уменьшаться.

Одновременно с увеличением степени сжатия (до определенного предела) улучшается эффективность преобразования тепла, получаемого газом, в полезную работу.

В результате при взаимодействии двух факторов (т. е. пока эффективность преобразования тепла в работу улучшается) удельный расход топлива при увеличении степени сжатия до  $\epsilon_{ЭК}$  уменьшается.

При дальнейшем увеличении степени сжатия свыше  $\epsilon_{ЭК}$  удельный расход топлива начинает увеличиваться. Объясняется это тем, что общее количество тепловой энергии, вводимой в двигатель, вследствие уменьшения  $Q$  уменьшается. Та часть ее, которая затрачивается на преодоление гидравлических потерь в двигателе, остается постоянной, а доля эффективно используемого тепла уменьшается, что и вызывает увеличение удельного расхода топлива.

Экономические степени сжатия очень велики. При  $T_3 = 1200^\circ$  экономическая степень сжатия больше 20.

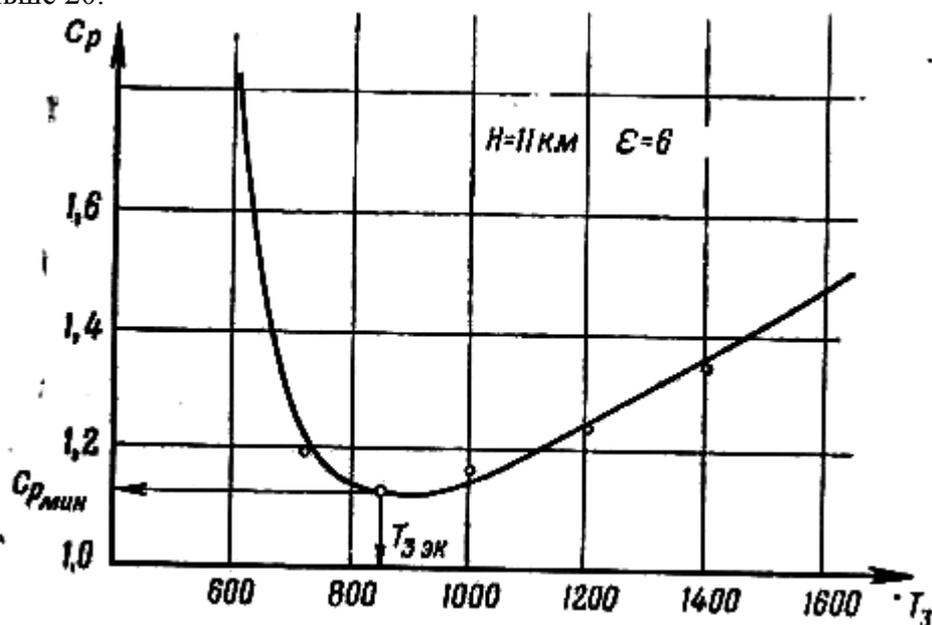


Рис. 46. Характер изменения удельного расхода топлива от температуры  $T_3$ .

Температура газов перед турбиной  $T_3$  сильно влияет на удельный расход топлива, при условии, что режим полета и степень сжатия остаются неизменными.

Зависимость удельного расхода топлива от температуры  $T_3$  показана на рис. 46. Как видно из рисунка, с ростом температуры газов перед турбиной удельный расход топлива сначала резко уменьшается, достигает наименьшего значения при  $T_{3ЭК}$  затем начинает увеличиваться.

Такой характер изменения удельного расхода топлива объясняется изменением доли тепла, используемого в ТРД, и доли тепла, уносимого выхлопными газами (вспомните тепловой баланс двигателя).

Газовая турбина может преобразовать в механическую работу только определенное количество тепловой энергии — 40 - 60 калорий на килограмм газа, чему соответствует перепад температур на одну ступень турбины  $150-250^\circ$ . Часть оставшейся тепловой энергии преобразуется в скорость в реактивном насадке, а остальная тепловая энергия теряется с выхлопными газами.

С увеличением температуры газов, подходящих к турбине, до  $T_{3ЭК}$  турбина использует увеличение тепловой энергии, преобразуя ее в работу. Одновременно увеличивается скорость истечения газов, что вызывает увеличение тяги двигателя. Следовательно, эффективность использования тепла улучшается и удельный расход топлива уменьшается до минимального.

При дальнейшем увеличении температуры газов, подходящих к турбине (свыше  $T_{3ЭК}$ ), турбина срывает тот же перепад температур  $150—250^\circ$ . Поэтому температура газов, выходящих из турбины и реактивного насадка, увеличивается. Благодаря этому потери с выходной скоростью и теплом выхлопных газов увеличиваются, увеличивается и удельный расход топлива.

При существующих значениях температур газов перед турбиной дальнейшее уменьшение удельных расходов топлива у ТРД может быть достигнуто только за счет увеличения степени сжатия.

### ВЫСОТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Высотная характеристика ТРД показывает изменение тяги и удельного расхода топлива от высоты полета.

Высотная характеристика снимается при испытании ТРД при следующих условиях:  $c_0 = \text{пост.}$ ,  $n = \text{пост.}$ ,  $T_3 = \text{пост.}$ , т. е. при полете на неизменной скорости, при работе двигателя на постоянных числах оборотов и неизменной температуре газов перед турбиной.

Высотная характеристика одного из выполненных турбореактивных двигателей приведена на рис. 47. Как видно из рисунка, с увеличением высоты полета тяга двигателя непрерывно уменьшается и на высоте 10 км составляет около 46% от максимальной тяги, развиваемой двигателем на земле ( $H=0$ ).

Падение тяги объясняется уменьшением удельного веса воздуха с высотой, следовательно, уменьшением секундного расхода воздуха, протекающего через двигатель с увеличением высоты полета.

С подъемом на высоту температура окружающего воздуха понижается, это улучшает работу компрессора. Степень сжатия двигателя повышается. Поэтому с увеличением высоты полета удельный расход топлива уменьшается. На высоте 11 км удельный расход топлива ТРД составляет примерно 80% от удельного расхода на земле (рис. 48).

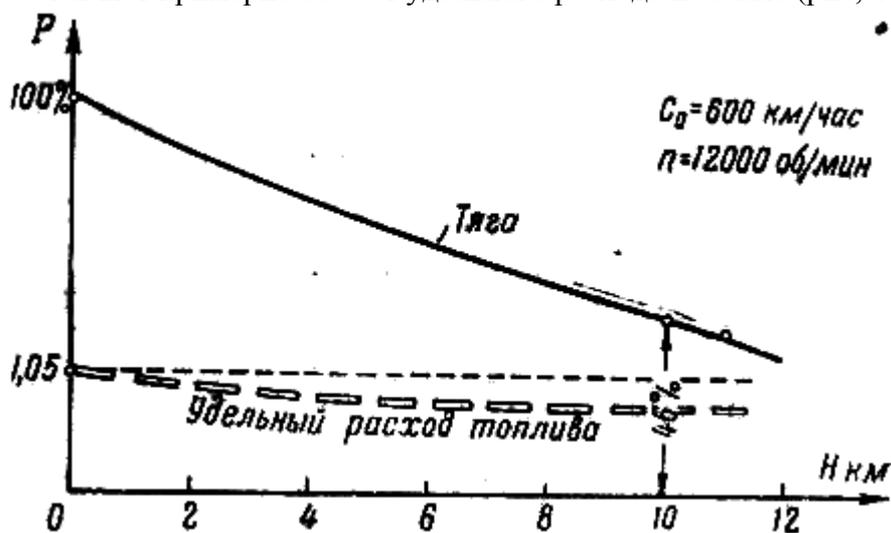


Рис. 47. Высотная характеристика ТРД.

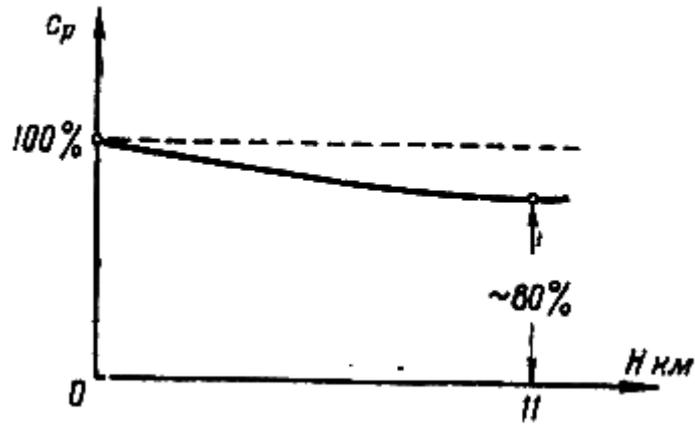


Рис. 48. Изменение удельного расхода топлива по высоте полета.

Турбореактивный двигатель более экономичен на больших высотах. Самолет с ТРД при полетах на высоте пролетит большее расстояние и продержится в воздухе дольше, чем при полете на малой высоте.

### СКОРОСТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Скоростная характеристика ТРД показывает изменение тяги и удельного расхода топлива от изменения скорости полета.

Скоростная характеристика строится при следующих условиях:  $H = \text{пост.}$ ,  $n = \text{пост.}$ ,  $T_3 = \text{пост.}$ , т. е. при полете, на постоянной (неизменной) высоте, при работе двигателя на постоянные числа оборотов и при неизменной температуре газов перед турбиной.

Скоростная характеристика турбореактивного двигателя показана на рис. 49. Как видно из рисунка, тяга двигателя с увеличением скорости полета от нуля до 700—900 км/час медленно уменьшается, примерно до 80% от тяги, которую развивал двигатель при работе на месте (от  $P_{\text{МАКС}}$ ). При дальнейшем увеличении скорости тяга начинает возрастать.

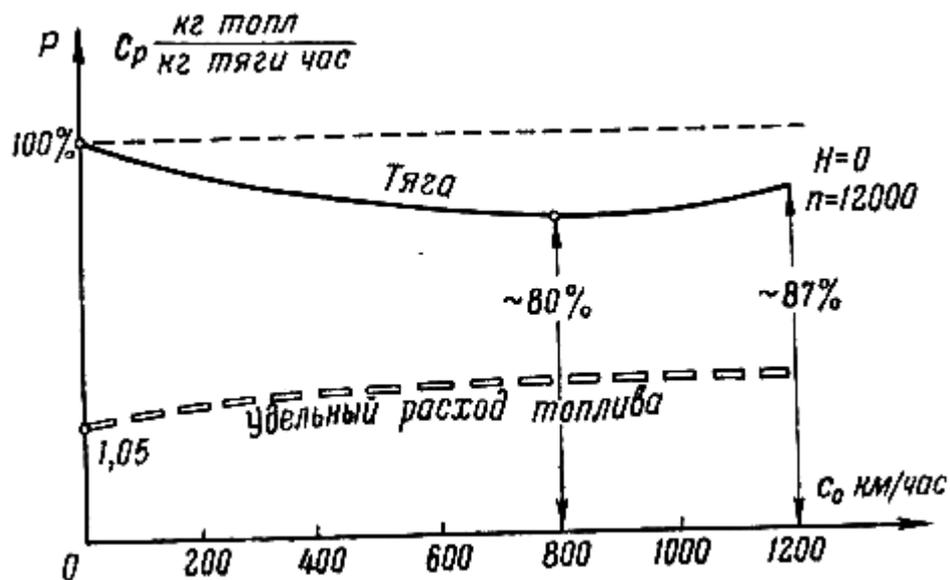


Рис. 49. Скоростная характеристика ТРД.

Чем объяснить такой характер изменения тяги с увеличением скорости полета?

Тяга, как мы знаем, определяется произведением секундного расхода воздуха на разность скоростей воздушного потока на выходе из двигателя и на входе в него:

$$P = \frac{G_{\text{СЕК}}}{g} (c_5 - c_0)$$

До скорости полета 700—900 км/час секундный расход воздуха растет очень медленно, а разность скоростей  $c_5 - c_0$  уменьшается очень сильно, поэтому тяга ТРД падает.

При скоростях полета свыше 700—900 км/час за счет скоростного напора секундный расход воздуха  $G_{\text{сек}}$  начинает увеличиваться быстрее и, хотя разность скоростей  $c_5 - c_0$  продолжает уменьшаться, тяга ТРД начинает увеличиваться.

Удельный расход топлива с увеличением скорости полета непрерывно увеличивается.

Удельный расход топлива определяется по уравнению:

$$C_p = \frac{G_{\text{топл. час}}}{P} = \frac{3600 c_p (T_3 - T_2)}{\delta H_U P_{\text{уд}}},$$

При увеличении скорости полета будут изменяться разность температур  $T_3 - T_2$  и удельная тяга.

С увеличением скорости полета за счет торможения потока увеличивается температура воздуха на входе в компрессор и соответственно увеличивается температура воздуха на входе в камеру сгорания  $T_2$ .

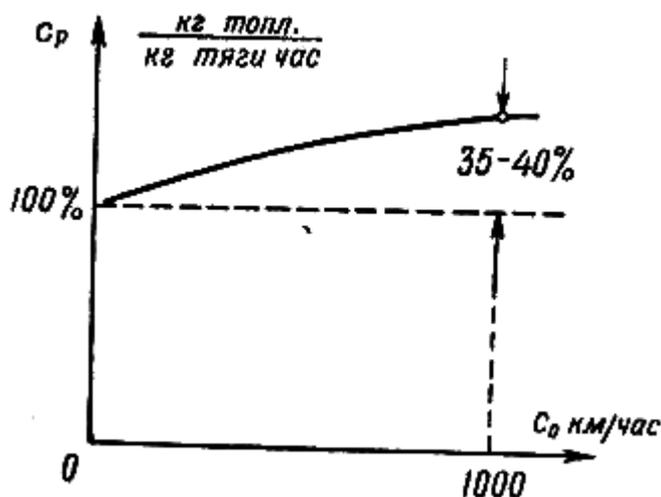


Рис. 50. Изменение удельного расхода топлива по скорости полета.

При постоянной температуре газов за камерой сгорания  $T_3$  разность  $T_3 - T_2$  будет уменьшаться. Эта разность температур определяет количество тепла (а следовательно, и количество топлива), расходуемого на нагрев одного килограмма воздуха.

Удельная тяга с увеличением скорости полета уменьшается быстрее, чем разность температур  $T_3 - T_2$ , поэтому удельный расход топлива увеличивается.

Для выполненных турбореактивных двигателей удельный расход топлива при работе на месте (когда скорость полета  $c_0 = 0$ ) на максимальных оборотах лежит в пределах 0,80—1,05 (кг топл/кг тяги в час) и при увеличении скорости полета до 1000 км/час повышается до 1—1,5 (кг топл/кг тяги в час).

Удельный расход топлива на скорости полета 1000 км/час, превышает удельный расход топлива при работе двигателя на земле на месте примерно на 35—40% (рис. 50).