

## 1.4 Примеры применения турбомашин

В данном разделе показаны примеры места и роли турбомашин в некоторых наиболее важных промышленных приложениях.

### 1.4.1 Газотурбинные двигатели и установки

Газотурбинный двигатель (рисунки 1.4.1 и 1.4.2) это тепловая машина, работающая по замкнутому термодинамическому циклу Брайтона (рисунок 1.4.3), в результате чего возникает полезная работа. Последняя преобразуется в работу передвижения летательного аппарата (в случае авиационного ГТД (рисунок 1.4.1)), либо в полезную работу на выходном валу (в случае наземной ГТУ (рисунок 1.4.2)) [2, 7, 19, 20].

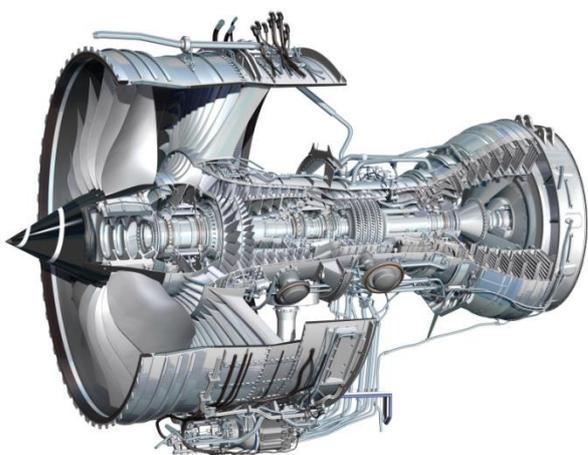


Рисунок 1.4.1 – Авиационный газотурбинный двигатель [8]

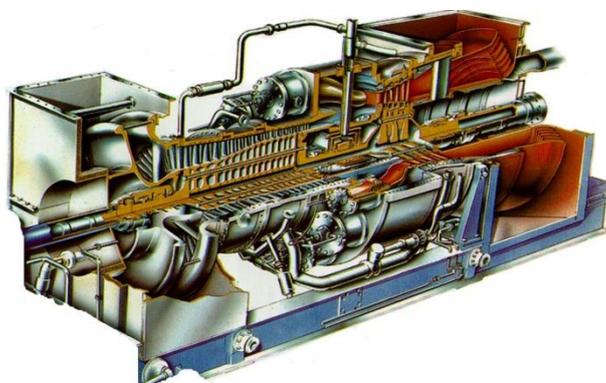


Рисунок 1.4.2 – Промышленная газотурбинная энергетическая установка [8]

Результатом функционирования авиационного ГТД является *тяга* ( $P$ ) – сила, которая прикладывается к летательному аппарату и в конечном итоге заставляет его двигаться. Принцип ее получения, согласно формуле Стечкина, основан на отбрасывании рабочего тела с высокой скоростью в сторону противоположную движению [2]:

$$P = G(v \cdot c_c - V_n). \quad 1.4.1$$

Здесь  $G$  – расход рабочего тела через двигатель, кг/с;

$c_c$  - скорость истечения газа из двигателя, м/с;

$V_n$  - скорость полета, м/с;

$v$  - коэффициент, учитывающий изменение массы рабочего тела в двигателе.

Высокоскоростной поток газа создается с помощью сопла, которое представляет собой сужающийся канал (конфузор) при дозвуковых перепадах давления. В случае сверхзвуковых перепадов давления оно имеет форму сопла Лавалья.

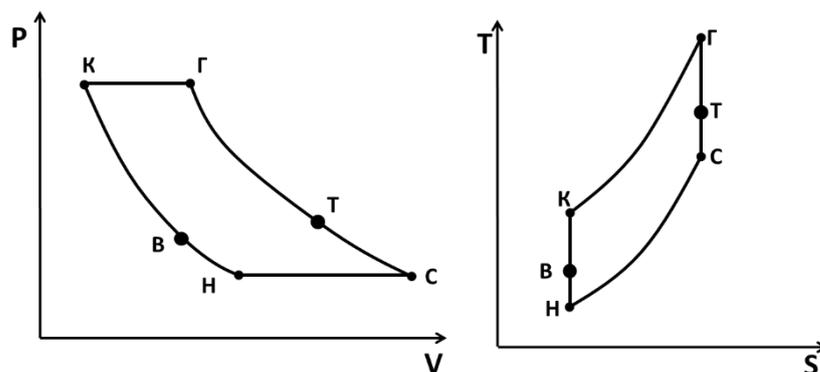


Рисунок 1.4.3 - Идеальный цикл  $p=const$  (Брайтона) в  $p$ - $V$ -и  $i$ - $s$  координатах [2]

Для того, чтобы сопло ускоряло поток, необходимо создать разность давления между его входом и выходом. При этом давление на входе в сопло должно быть больше чем на выходе. Учитывая, что при полете летательного аппарата (ЛА) выход газовой струи осуществляется в атмосферу, то для получения высокоскоростного потока на входе в сопло необходимо создать повышенное давление.

Результатом работы наземной ГТУ (а также авиационных двигателей непрямой реакции) является мощность и крутящий момент на выходном валу, которые затем передаются потребителю (на привод генератора, газоперекачивающего агрегата (ГПА), воздушного винта и т.п.). Полезная мощность в таких двигателях создается турбиной. Для ее функционирования, как и в случае сопла авиационного ГТД, необходимо создать разницу давления между входом и выходом.

Таким образом, для работы, как авиационного ГТД, так и наземной ГТУ необходимо создать повышенное давление на входе в узел, являющийся ключевым для функционирования изделия (турбину или сопло).

Необходимое для работы двигателя повышенное давление может быть получено с помощью компрессора. Строго говоря, для этих целей можно использовать любое сжимающее устройство (объемные, винтовые и т.п. компрессоры). Однако лопаточные компрессоры сжимают воздух непрерывно, а не порциями. Это обстоятельство позволяет осуществлять процессы во всех узлах двигателя одновременно, а не последовательно как, например, в поршневом двигателе. Последнее в свою очередь позволяет на несколько порядков повысить расход рабочего тела и пропорционально повысить мощность при малых размерах установки (см. табл. 1.1.3).

Для функционирования компрессора к нему обязательно необходимо подводить механическую энергию от стороннего источника. Для привода компрессора может использоваться любой генератор энергии (электродвигатель, ДВС и т.д.), однако газовая турбина позволяет получить высокую мощность при наименьших собственных размерах, что осо-

бенно важно для авиационных ГТД.

Вместе с тем компрессора и турбины не достаточно для работы газогенератора. Если пренебречь изменением массы рабочего тела в проточной части и потерями энергии, то удельные работы компрессора и турбины можно считать равными:

$$L_K = L_T, \quad 1.4.2$$

где  $L_K = c_p T_B^* \left( \pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$  – удельная идеальная работа компрессора;

$$L_T = c_p T_T^* \left( 1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k-1}{k}}} \right) - \text{удельная идеальная работа турбины (*);}$$

$\pi_T^*$  - степень расширения газа в турбине.

*Примечание.* Следует помнить, что указанное равенство справедливо только при описанных выше допущениях. Для других случаев корректно говорить о равенстве мощностей компрессора и турбины  $N_K = N_T$ .

В случае если турбокомпрессор состоит только из компрессора и турбины, оба узла имеют одинаковое рабочее тело – воздух, а температура воздуха на входе в турбину равна температуре на выходе из компрессора:

$$T_T^* = T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{c_p} = T_B^* \left( 1 + \left( \pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \right) = T_B^* \pi_K^{*\frac{k-1}{k}}. \quad 1.4.3$$

Приравняв выражения для удельных работ, и подставив значение температуры на входе в турбину, легко прийти к выражению:

$$\left( \pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) = \pi_K^{*\frac{k-1}{k}} \left( 1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k-1}{k}}} \right). \quad 1.4.4$$

Очевидно, это равенство будет справедливо только в одном случае, когда  $\pi_K^* = \pi_T^*$ . То есть, в турбокомпрессоре, состоящем только из компрессора и турбины степень повышения давления в компрессоре  $\pi_K^*$  равна степени расширения газа в турбине  $\pi_T^*$  и давление на выходе из нее равно давлению на входе в изделие. То есть устройство, состоящее только из компрессора и турбины, не создает повышенного давления на выходе.

Сказанное может быть подтверждено анализом р-ν диаграммы рабочего процесса рассматриваемого двигателя (при описанных выше допущениях  $G_e = const, Lr \rightarrow 0$ ). Для такого двигателя цикл Брайтона вырождается в линию, и его полезная работа будет стремиться к нулю.

Для нормального функционирования турбокомпрессора на входе в турбину газ подо-

гревают с помощью камеры сгорания. Данное обстоятельство позволяет повысить работоспособность газа и получить работу, необходимую для привода компрессора с меньшей степенью расширения  $\pi_T^*$  (что видно из уравнения удельной идеальной работы турбины (\*)). В результате, на выходе из турбины остается значительное остаточное давление, которое может быть использовано для получения высокоскоростной струи на выходе из сопла или работы в приводной турбине наземного ГТУ.

Анализируя сказанное выше можно окончательно сформировать схему ГТД (ГТУ) (рисунок 1.4.4). Она состоит из следующих узлов [1, 2, 7, 19, 20]:

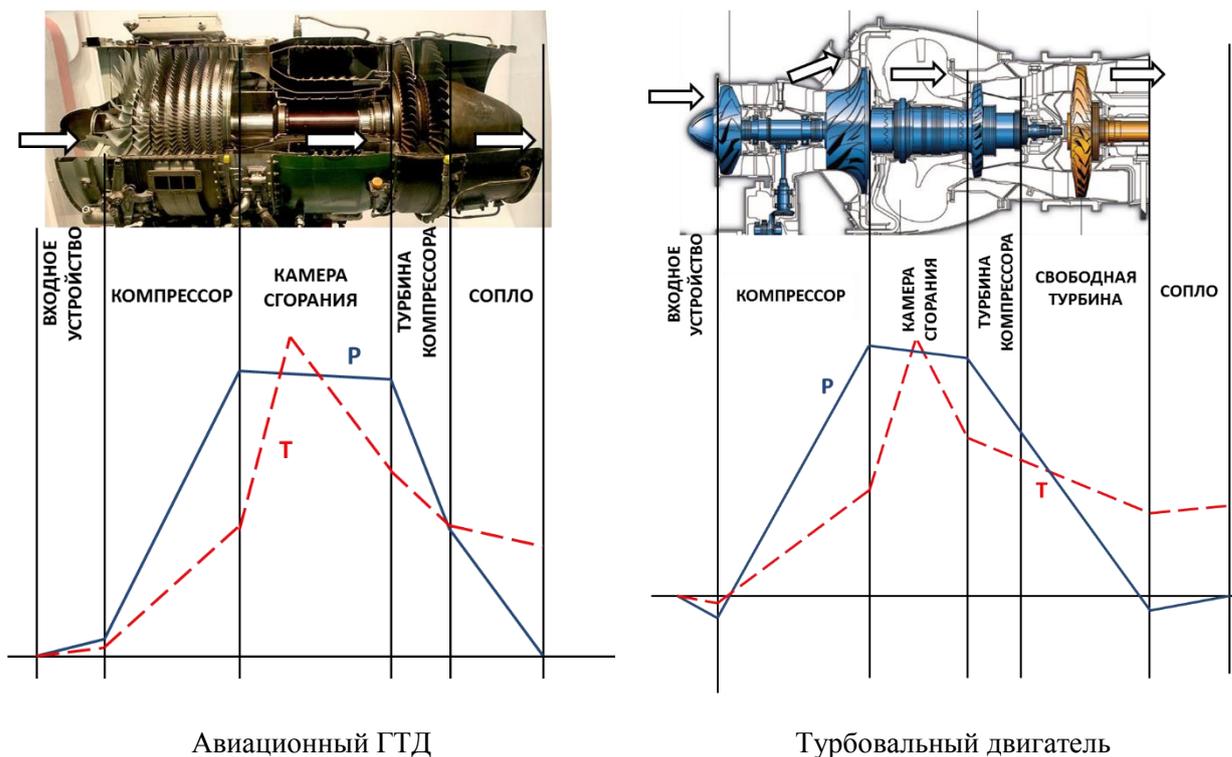


Рисунок 1.4.4 – Принципиальные схемы газотурбинных двигателей и изменение давления температуры в них [8]

**Входного устройства**, выполненного в виде дозвукового или сверхзвукового диффузора и предназначенного для предварительного сжатия рабочего тела, поступающего в двигатель и направления его в компрессор.

**Компрессора**, предназначенного для непрерывного сжатия поступающего рабочего тела до необходимого уровня степени повышения давления  $\pi_k^*$ . Для осуществления сжатия к компрессору подводится извне механическая работа  $L_k$ , в результате чего полное давление и полная температура рабочего тела возрастают, достигая на выходе величин  $p_k^*$  и  $T_k^*$ .

**Камеры сгорания** – устройства, в котором происходит непрерывное сгорания топлива (керосина) при  $p=const$  в потоке сжатого рабочего тела, в результате чего к газу подводит-

ся потребное количество тепла  $Q_1$ , а температура возрастает до расчетного значения  $T_r^*$ .

**Турбины** – предназначенной для выработки мощности, необходимой для привода компрессора. В наземных ГТУ часть мощности, выработанной турбиной, передается на выходной вал. В результате совершения рабочим телом работы в турбине, его давление и температура уменьшаются, достигая на выходе значений  $p_t^*$  и  $T_t^*$ .

**Реактивного сопла**, предназначенного для дальнейшего расширения сжатого и нагретого рабочего тела, в результате чего потенциальная энергия струи газа, покидающего турбину, превращается в кинетическую энергия струи и используется для создания тяги. В наземных ГТУ сопло служит для вывода выхлопных газов за пределы двигателя.

Внешний вид современных двухконтурных турбореактивных двигателей показан на рисунке 1.3.4.

Устройство, состоящее из входного устройства, компрессора, камеры сгорания и турбины называется **газогенератором** и служит для получения горячего газа высокого давления. Здесь следует особо подчеркнуть тот удивительный факт, что газогенератор ГТД является одним из самых сложных и напряженных в работе устройств в современной технике, на проектирование и совершенствование которых тратятся большие усилия ведущих мировых концернов (таких как *Rolls Royce*, *Pratt&Whitney*, *Safran*, *General Electric*, НПО «Сатурн» и т.п.) и научных организаций. А газогенератор служит «всего лишь» для получения нагретого газа высокого давления.

Как видно из приведенного выше анализа рабочего процесса газотурбинного двигателя лопаточные машины играют ключевую роль в его функционировании. Без сжатия в компрессоре не удастся создать повышенного давления, необходимого для работы сопла или приводной турбины наземной ГТУ. Работа компрессора в свою очередь не возможна без турбины.