

Высокое начальное давление пара и относительно высокий вакуум в конденсаторе обеспечивают паровым турбинам сравнительно высокий к. п. д., достигающий (по отношению к энергии топлива, расходуемого в котле) 25—28%. Удельный расход пара, составляющий в поршневых машинах 8 и более кг пара в час на 1 л. с., в паровых турбинах равен 4—4½ кг/л. с. в час.

Мощные паровые турбины строят с большим числом ступеней (16—40); общее число лопаток в колесах турбины исчисляется несколькими тысячами; вес турбины составляет 2—4 кг на 1 л. с. мощности. Роторы турбин на 100 тыс. квт, делающие 3000 об/мин, весят около 30 т.

На тепловых электростанциях (ТЭС) вода, охлаждающая конденсатор, нагревается на 15—30° и уносит более половины тепла. Чтобы использовать часть этого тепла для теплоснабжения жилых домов, фабрик и заводов, часто вместо ТЭС строят *теплоцентрали*, где в турбинах не весь пар срабатывается до предельно низкого давления, а часть его отбирается с давлением 1,5—2,5 ат для подогрева воды в целях теплофикации. На рис. 286 сопоставлены тепловые балансы ТЭС и теплоцентрали.

### § 137. Реактивные двигатели

Ускоренное движение газового потока в трубопроводе переменного сечения и при вытекании газа из сопла вызывается уменьшением давления в газовой струе. Приобретая ускорение, газовый поток оказывает противодействие, порождающее *реактивную силу*, приложенную к трубопроводу и соплу, направленную в сторону, противоположную ускорению газового потока и *равную ежесекундному приросту количества движения вытекающего газа*; когда давление в вытекающей струе на выходе из сопла превышает противодействие среды, реакция газовой струи дополняется импульсом этих неуравновешенных сил давления.

Обозначим ежесекундный весовой расход газа через  $G$ , скорость газа перед истечением через  $\omega_1$  и скорость струи через  $\omega_2$ ; тогда ежесекундный прирост количества движения будет равен  $G \frac{\omega_2 - \omega_1}{g}$ .

Если среднее давление в выходном сечении равно  $p_2$ , а противодействие (при выбросе газа в атмосферу — атмосферное давление) равно  $p_0$ , то неуравновешенная сила давления, действующая на выходное сечение сопла  $S_2$ , будет равна  $S_2(p_2 - p_0)$ . В сумме реакция газовой струи

$$R = G \frac{\omega_2 - \omega_1}{g} + S_2(p_2 - p_0). \quad (20)$$

Чтобы реализовать вытекание газа со сверхзвуковой скоростью, применяют расширяющиеся сопла; при работе сопла в расчетных условиях давление на выходе в струе равно противодействию среды,  $p_2 = p_0$ .

Реакция газовой струи используется в реактивных двигателях. Реактивные двигатели подразделяются на две группы: на воздушно-реактивные двигатели (ВРД) и на ракеты. На борту летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем содержится только энергоноситель, а окислителем и рабочим веществом, истечение которого создает тягу, служит атмосферный воздух. Ракетный

двигатель содержит и энергоноситель и рабочее вещество, поэтому его работа не зависит от окружающей среды.

Воздушно-реактивные двигатели захватывают атмосферный воздух, сжимают и нагревают его и с увеличенной скоростью отбрасывают через выходное сопло. За счет прироста количества движения потока и неуравновешенных сил давления в выходном сечении возникает реактивная тяга.

Экономичность реактивного двигателя определяется удельной тягой  $F$ , т. е. тягой, создаваемой при расходе 1 кг энергоносителя в 1 сек.:

$$F = \frac{R}{G}. \quad (21)$$

В настоящее время распространены два вида ВРД: турбореактивные и прямоточные.

*Турбореактивные двигатели* (ТРД, рис. 287) состоят из воздухозаборника; ротационного компрессора, вращаемого газовой турбиной; камер сгорания и реактивного сопла. Давление воздуха,

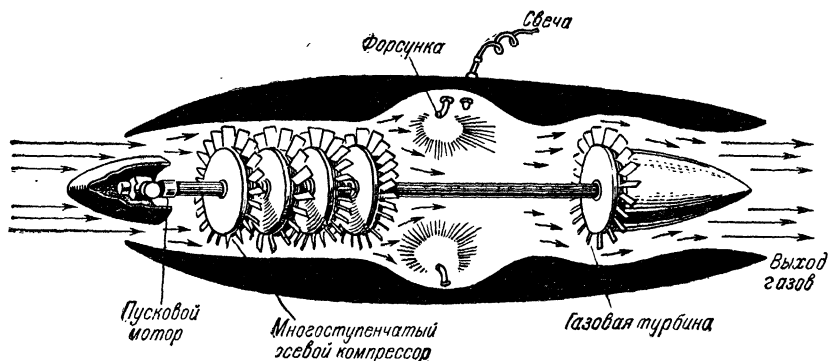


Рис. 287. Схема турбореактивного двигателя.

сжимаемого компрессором, увеличивается в 4—10 раз. Сжатый воздух поступает в камеры сгорания, куда также впрыскивается энергоноситель. В этой камере теплосодержание и температура продуктов сгорания увеличиваются в два-три раза. Продукты сгорания проходят через газовую турбину, имеющую одну, две или три ступени, и приводят во вращение ее колесо, расположенное на одном валу с ротором компрессора. Теплосодержание газа перед турбиной больше, чем за компрессором; поэтому (при равенстве работы, затраченной газом на вращение турбокомпрессора, работе, расходуемой компрессором на сжатие воздуха) понижение давления в турбине меньше повышения давления в компрессоре и скорость истечения из сопла больше скорости набегающего воздуха. С увеличением подогрева теплоперепад на турбине возра-

стает, скорость вращения турбокомпрессора увеличивается, и реактивная тяга растет. Температура газов перед турбиной ограничена термостойкостью лопаток. Для увеличения тяги на сверхзвуковых ТРД за турбиной устанавливают «форсажные камеры», в которых дожигают дополнительное количество горючего, так чтобы температура достигала максимально возможной величины. Тяга возрастает при этом в тем большей мере, чем больше скорость полета.

Применение ТРД становится целесообразным при скорости полета не менее 800 км/час.

Турбины газотурбинных двигателей, на которых используется весь перепад давлений, развивают большую мощность, чем требуется для вращения компрессора. Избыток мощности может служить для привода воздушного винта: так устроены *турбовинтовые двигатели* (ТВД), пригодные при скоростях полета в 600—800 км/час.

*Прямоточные воздушно-реактивные двигатели* (ПВРД) состоят из воздухозаборника, в котором давление повышается за счет

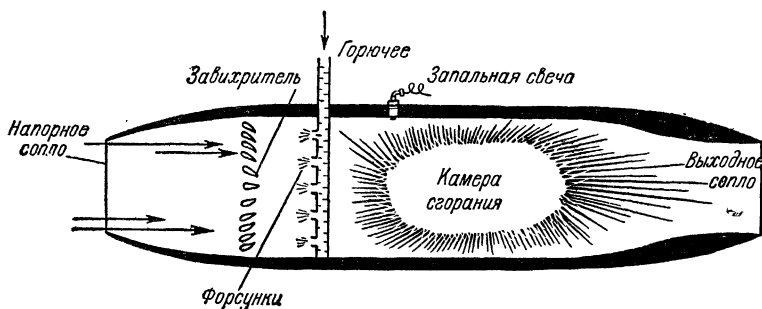


Рис. 288. Схема дозвукового прямого воздушно-реактивного двигателя.

скоростного напора набегающего потока, камер сгорания и выходного сопла (рис. 288). При нагревании воздуха его удельный объем возрастает, скорость движения увеличивается и возникает реактивная тяга. Понятно, что в неподвижном воздухе ПВРД не может развивать тяги, так как у него отсутствуют приспособления для засасывания воздуха; самолеты или снаряды, оснащенные ПВРД, нуждаются в принудительном запуске, например при помощи стартовых ракет.

Прямоточные ВРД — единственные двигатели, пригодные для наиболее скоростных самолетов ( $M \geq 4$ ). Турбореактивные двигатели (и тем более винтовые) при такой скорости полета работать не могут.

*Ракетные двигатели* подразделяются на пороховые ракетные двигатели (ПРД) и на жидкостные ракетные двигатели (ЖРД).

Рабочее вещество, находящееся на борту ракеты, неподвижно относительно двигателя ( $\omega_1 = 0$ ). Если газы в выходном сопле расширяются до противодавления ( $p_2 = p_0$ ), то формула реактивной тяги (20) упрощается:

$$R = \frac{G\omega_2}{g}. \quad (22)$$

Здесь  $G$  — расход рабочего вещества в кг/сек,  $\omega_2$  — скорость истечения в м/сек. Сила тяги ракеты зависит только от перепада давления и не зависит от температуры газов, так как скорость истечения прямо пропорциональна корню из  $RT$ , а расход обратно пропорционален величине  $RT$ .

Удельная тяга ракетных двигателей согласно (21) и (22) равна  $\frac{\omega}{g}$ . С увеличением температуры и относительного давления в камере  $\omega$  растет, а с увеличением молекулярного веса газов — убывает. Конечная скорость ракеты определяется по второму закону Ньютона:

$$\frac{d\omega}{dt} = g \frac{R - P}{P} = g \left( \frac{R}{P} - 1 \right),$$

где  $R$  — тяга, которая остается почти постоянной, а  $P$  — вес ракеты, убывающий по мере расхода рабочего вещества ( $P = P_{\text{нач}} - Gt$ ). Разделив переменные и интегрируя в пределах от  $\omega_0$  до  $\omega_{\text{кон}}$  и от 0 до  $t$ , после несложных преобразований получаем формулу, впервые выведенную К. Э. Циолковским для вертикального запуска ракеты:

$$\omega_{\text{кон}} = g_{\text{ср}} \frac{R}{G} \ln \frac{1}{1 - \frac{R_{\text{нач}}}{R}} + \omega_0 - g_{\text{ср}} t. \quad (23)$$

В эту формулу входит среднее ускорение силы тяжести  $g_{\text{ср}}$ , так как ускорение  $g$  убывает с увеличением высоты полета ракеты  $h$ :

$$g = g_0 \frac{r^2}{(r+h)^2}. \quad (24)$$

*Пороховые ракеты* (ПРД) состоят из камеры сгорания с пороховым составом, выходного сопла и запального устройства.

*Жидкостные ракетные двигатели* (ЖРД) состоят из камеры сгорания с форсунками и запальными приспособлениями, сопла, турбонасосов и баков с горючим и окислителями (рис. 289).

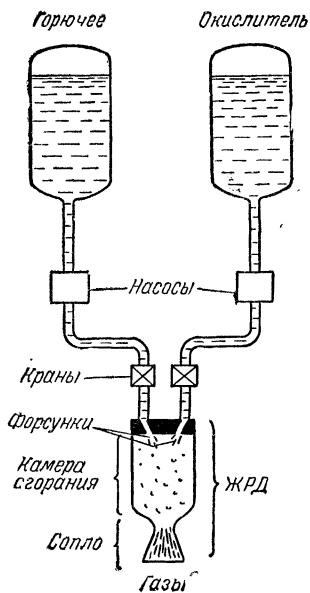


Рис. 289. Схема жидкостного ракетного двигателя.

Ракета — единственный двигатель, способный действовать в безвоздушном пространстве и пригодный для космических полетов. Если скорость горизонтального полета ракеты на высоте  $h$  столь велика, что ее центростремительное ускорение  $\frac{v^2}{r_0 + h}$  становится равным ускорению силы тяжести  $g = g_0 \frac{r_0^2}{(r_0 + h)^2}$ , ракета становится искусственным спутником Земли. Отсюда орбитальная скорость ракеты

$$v = r_0 \sqrt{\frac{g_0}{r_0 + h}}. \quad (25)$$

При  $r_0 = 6370000$  м,  $h = 0$  и  $g_0 = 9,81$  м/сек<sup>2</sup>  $v = \sqrt{g_0 r_0} = 7900$  м/сек. С увеличением высоты орбиты скорость уменьшается.

Период обращения искусственного спутника Земли тем больше, чем больше высота:

$$T = \frac{2\pi r}{v} = 2\pi \sqrt{\frac{r}{g}}.$$

При  $r = r_0$   $T = 85$  мин.

Орбитой искусственного спутника обычно бывает не круг, а эллипс, один из фокусов которого лежит в центре Земли. Наиболее удаленная точка эллиптической орбиты спутника — афелий — находится далеко за пределами атмосферы, а наиболее близкая точка — перигей — может отстоять менее чем на 100 км от земной поверхности. При движении вблизи перигея спутник испытывает заметное торможение: его полная энергия, высота орбиты и период обращения убывают, хотя окружная скорость увеличивается, так как убыль потенциальной энергии больше прироста кинетической.

Чтобы ракета достигла орбиты Луны, она должна развить начальную скорость, не меньшую чем 11,2 км/сек (см. примечание на стр. 138). Первый запуск такой ракеты был осуществлен 2 января 1959 г. в Советском Союзе.

12 сентября 1959 г. советская космическая ракета достигла поверхности Луны и доставила на нее выпел СССР. 4 октября того же года автоматическая межпланетная станция сфотографировала обратную сторону Луны.

Для полетов к другим планетам начальная скорость космической ракеты должна превышать 11,2 км/сек. Запуски космических ракет к Венере, осуществленные в Советском Союзе и США, а также запуск в СССР межпланетной станции к Марсу ознаменовали начало эры межпланетных перелетов. Можно думать, что в этих перелетах вскоре примет участие и человек. Об этом свидетельствуют успешные космические полеты советских космонавтов Ю. А. Гагарина, Г. С. Титова, А. Г. Николаева и П. Р. Поповича, а также американских космонавтов Гленна, Карпентера и Ширра.