

# **АВТОРОТАЦИЯ ТУРБИННЫХ СТУПЕНЕЙ ГТД**

*В.И. Дайнеко, канд. техн. наук, доцент,*

*Севастопольский национальный технический университет, г. Севастополь, Украина*

Работа ГТД на режимах авторотации определяется эксплуатационными условиями. Такие режимы возникают при наличии набегающего потока воздуха и отсутствия подвода тепла в камеру сгорания ГТД [1]. Это случается для авиационных ГТД в полете при срыве пламени или отключении по каким-то причинам подачи топлива в камеру сгорания [2]. Единственным источником энергии, за счет которого происходит вращение ротора двигателя, является энергия заторможенного потока воздуха перед двигателем, пропорциональная квадрату скорости полета самолета [1]. Характерно это и для других транспортных средств с ГТД [3]. Данные режимы часто встречаются в эксплуатационных условиях и поэтому их исследование является актуальной задачей. Необходим вывод аналитических зависимостей для расчета таких режимов. Данная работа посвящена этому вопросу.

Для качественной оценки процесса и уточнения механизма авторотации на этих режимах воспользуемся уравнением Эйлера [5], позволяющим определить внутреннюю мощность турбинной ступени на основании уравнения моментов количества движения:

$$N = G(U_1 C_{u1} - U_2 C_{u2}). \quad (1)$$

Используя уравнение неразрывности потока, выразим абсолютную скорость входа на рабочие лопатки  $C_1$  и относительную скорость выхода из них  $W_2$  через расчетные величины этих параметров:

$$C_1 = C_{1p} \overline{GV}; \quad (2)$$

$$W_2 = W_{2p} \overline{GV}, \quad (3)$$

где  $\overline{G} = G / G_p$ ,  $\overline{V} = V / V_p$  - расход и удельный объем рабочего тела, отнесенные к соответствующим величинам на расчетном режиме; параметры с индексом «р» относятся к расчетному режиму, индексы «1» и «2» отличают параметры входа и выхода на рабочем колесе ступени.

С учетом направления  $C_{u2}$  в сторону противоположную  $C_{u1}$  (это следует из треугольников скоростей, рис. 1) и, предполагая, что углы выхода потока из направляющих лопаток  $\alpha_1$  и угол выхода потока из рабочих лопаток  $\beta_2$  (рис. 1) на нерасчетных режимах не зависят от угла атаки и остаются неизменными (это справедливо для решетки большой густоты [5]), то из уравнения неразрывности потока и треугольников скоростей, (рис. 1), получаем:

$$C_{u1} = C_{u1p} \overline{GV}; \quad (4)$$

$$C_{u2} = W_{u2} - U_2; \quad (5)$$

$$W_{u2} = W_{u2p} \overline{GV}; \quad (6)$$

$$W_{up2} = C_{u2p} + U_{2p}. \quad (7)$$

После подстановки и некоторых преобразований получим:

$$N = GU_2 \overline{GV} \left[ \frac{U_1}{U_2} C_{u1p} + C_{u2p} + U_{2p} \left( 1 - \frac{U_2}{GVU_{2p}} \right) \right]. \quad (8)$$

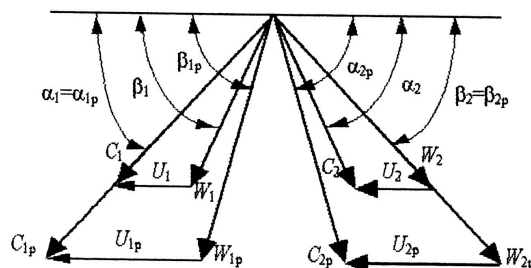


Рис. 1. Треугольники скоростей турбинной ступени на номинальном и авторотационном режимах

Окружная скорость  $U$  может быть выражена через частоту вращения  $n$  и диаметр рабочего колеса  $d$  ( $U = \pi d n$ ), следовательно:

$$N = G \pi d_2 n \overline{GV} \left[ \frac{d_1}{d_2} C_{u1p} + C_{u2p} + U_{2p} \left( 1 - \frac{\bar{n}}{\overline{GV}} \right) \right], \quad (9)$$

где  $\bar{n} = n / n_p$  - относительная частота вращения ротора.

Учитывая, что на расчетном режиме  $\overline{G} = 1$ ;  $\overline{V} = 1$ ;  $\bar{n} = 1$ , уравнение, определяющее мощ-

ность на номинальном режиме, записать в виде:

$$N_p = G_p \pi d_2 n_p \left( C_{u2p} + \frac{d_1}{d_2} C_{u1p} \right). \quad (10)$$

Относительную мощность ступени турбины можно получить разделив (9) на (10):

$$\bar{N} = \frac{N}{N_p} = \bar{G}^2 \bar{V} n \left[ 1 + K \left( 1 - \frac{\bar{n}}{GV} \right) \right], \quad (11)$$

где  $K = U_{2p} / \left( C_{u2p} + \frac{d_1}{d_2} C_{u1p} \right)$  - коэффициент, ха-

рактеризующий параметры ступени, вычисляется для каждой ступени по расчетным значениям величин, с учетом вышеизложенного и того, что в осевой ступени можно принять  $d_1 = d_2 = d$ , коэффициент  $K = \pi d n_p (C_{u2p} - C_{u1p})$ .

Аналогично можно определить вращающий момент ступени -  $M$ . С учетом  $M = N/n$  это выражение будет иметь вид:

$$\bar{M} = \frac{M}{M_p} = \bar{G}^2 \bar{V} \left[ 1 + K \left( 1 - \frac{\bar{n}}{GV} \right) \right]. \quad (12)$$

Авторотационный режим может создаваться в ГТД при различных расходах воздуха, но практический интерес представляют режимы при небольших расходах от 0 до 0,2 от номинального (наддув ГТД для запуска, прокрутка, очистка проточной части и т.п.) и расходах близких и выше номинальных (запуск в полете авиационных ГДТ). Для проверки предлагаемых зависимостей на экспериментальном стенде были выполнены продувки однопроточного газотурбинного двигателя мощностью 750 кВт с семиступенчатым компрессором, кольцевой камерой сгорания, двухступенчатой турбиной компрессора и одноступенчатой силовой турбиной. Измерялась частота вращения, вращающий момент, температура и давление воздуха по ступеням турбины.

Как следует из уравнения (11), в зависимости от отношения частоты вращения и объемного расхода мощность ступени может иметь как положительный так и отрицательный знак. Первый случай соответствует созданию мощности на валу. Вторым - потреблению, т.е. турбинный и компрессорный режим.

Объяснение этому можно найти, если рассмотреть уравнение неразрывности течения газа через турбину,

составленное для ее первой и последней ступеней [5]:

$$\frac{Ca_2}{Ca_1} = \frac{F_1 \rho_1}{F_2 \rho_2} = \frac{F_1}{F_2} \left( \frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{1}{n}}, \quad (13)$$

где  $F_1$  и  $F_2$  - площадь сечения;

$P_1$  и  $P_2$  - давление;

$\rho_1$  и  $\rho_2$  - плотность;

$Ca_1$  и  $Ca_2$  - осевая скорость воздуха первой и последней ступеней соответственно.

Из формулы (13) видно, что поскольку геометрические параметры проточной части постоянны, т.е.  $F_1/F_2 = \text{const}$ , то изменение отношения  $Ca_2/Ca_1$  вызывается только изменением отношения давлений  $P_1/P_2$ . Это происходит за счет уменьшения скорости  $Ca_2$ , т.к. при этом все проходные сечения последующих ступеней больше сечения первой ступени  $F_1$ . При этом наибольшее снижение перепада давлений происходит в последних ступенях, а наименьшее в первых. В некоторых случаях последние ступени могут работать с нулевым перепадом (гидротормозной эффект) и даже переходить в компрессорный режим. Это подтверждает анализ уравнения (11) и экспериментальных данных. Треугольники скоростей таких режимов представлены на рис. 2.

Так, в начальный период раскрутки, когда частота вращения мала, а скорость набегающего потока высока и расход относительно частоты вращения велик все ступени турбины будут работать в турбинном режиме (рис. 2 а).

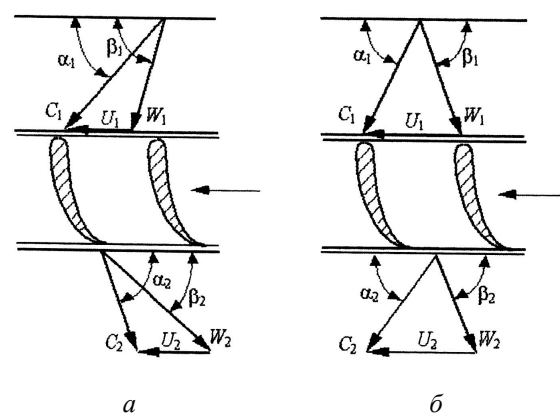


Рис. 2. Схема лопаточного аппарата рабочего колеса турбины и треугольники скоростей при авторотации:

а - в турбинном режиме;

б - в компрессорном режиме

Создание вращающего момента очевидно, а величина его пропорциональна количеству энергии набегающего потока [6].

Мощность турбины на этих режимах будет равна сумме мощностей турбинных ступеней и может быть записана в виде следующего выражения:

$$N_T = \sum_{i=1}^{\tau} N_i. \quad (14)$$

Вращающий момент на валу турбины - аналогично:

$$M_T = \sum_{i=1}^{\tau} M_i. \quad (15)$$

Число оборотов ротора на режимах авторотации зависит от типа двигателя, изменяется в полете примерно пропорционально скорости полета и обычно превышает равновесные обороты [4]. Анализ системы уравнений, описывающих режимы авторотации двигателя, приводит к выводу, что в области режимов полета автомодельной числу Рейнольдса при отсутствии отбора мощности от ротора все приведенные параметры двигателя, по существу любой конструктивной схемы, однозначно зависят от числа Маха полета ( $M_n$ ). При определенной скорости полета (обычно это  $M_n \approx 0,8$ ) наступает критический режим истечения в сопловом аппарате первой ступени турбины. А значит «запирание» сечения. При этом максимальные обороты авторотации обычно не превышают 60...65 % от  $n_{ном}$ . [1].

На рис. 3 приведена зависимость вращающего момента от частоты вращения ротора турбины на режимах авторотации при различных расходах. На режимном поле турбинной ступени можно выделить турбинные режимы ( $\bar{M} \leq 1$ ) и компрессорные (гидротормозные) ( $\bar{M} < 0$ ). Причем местоположение режимной линии определяется моментом сопротивления вращению ( $\bar{M}_c$ ) и перепадом давления на входе ( $P_1^*/P_2$ , где  $P_1^*$  - полное давление рабочего тела на входе,  $P_2$  - давление на выходе турбины).

Кроме этого, единичная ступень при авторотации всегда работает в турбинном режиме. Многоступенчатая турбина на первых ступенях создает вращающий момент, на последних может работать с компрессорным или гидротормозным эффектом, но баланс мощностей всегда положительный и зависит от энер-

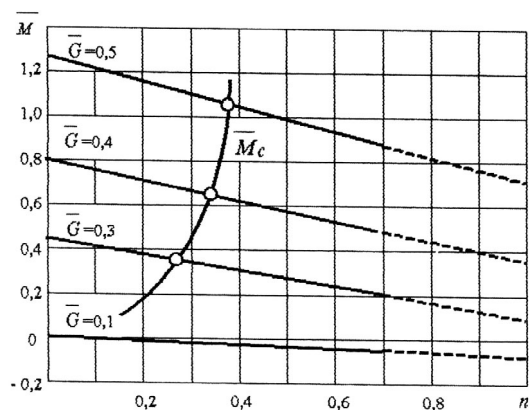


Рис. 3. Зависимость вращающего момента от частоты вращения ротора турбины на режимах авторотации при различных расходах воздуха

гии набегающего потока. Поскольку при выводе предлагаемых формул использовались самые общие уравнения (уравнение неразрывности и уравнение Эйлера), формулы (11) и (12) являются универсальными и обладают достаточной точностью для практических расчетов.

### Литература

1. Сосунов В.А., Литвинов Ю.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей.- М.: Машиностроение, 1975.-216 с.
2. Алабин М.А., Кац Б.Н., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных двигателей.- М.: Машиностроение, 1968.- 228 с.
3. Горелов А.П. Эксплуатация корабельных газотурбинных установок.- М.: Воениздат, 1972.- 312 с.
4. Стечкин Б.С. Теория реактивных двигателей.- М.: Оборонгиз, 1959.- 533 с.
5. Васильев В.К. Теория судовых турбин.- Л.: Судпромгиз, 1955.- 481 с.
6. Дайнеко В.И. К вопросу исследования режимов авторотации ГТД // Изв. вузов. Авиаци. техника.- 1987.- № 4.- С. 36-37.

Поступила в редакцию 14.06.03

**Рецензенты:** канд. техн. наук, доцент каф. ЭМСС А.И. Мальчиков, СевНТУ, г Севастополь; начальник НИЛ В.Ф. Барабанщиков, Казенный Проектно-исследовательский Центр кораблестроения ВМСУ, г. Севастополь.