

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:

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

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

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 α_1 и угол выхода потока из рабочих лопаток β_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:

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

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

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

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

После подстановки и некоторых преобразований получим:

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

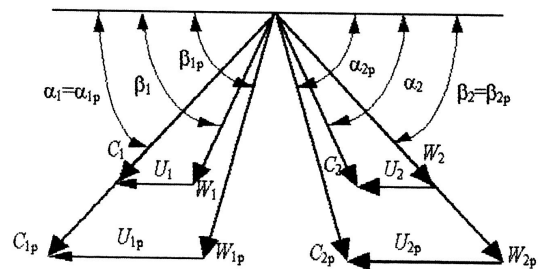


Рис. 1. Треугольники скоростей турбинной ступени на номинальном и авторотационном режимах

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

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

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, характеризующий 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;

ρ_1 и ρ_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).

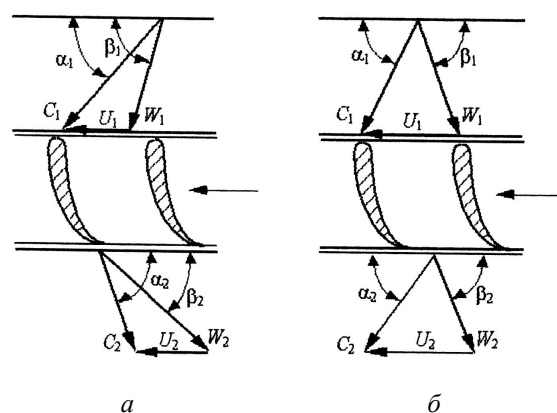


Рис. 2. Схема лопаточного аппарата рабочего колеса турбины и треугольники скоростей при авторотации:

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-

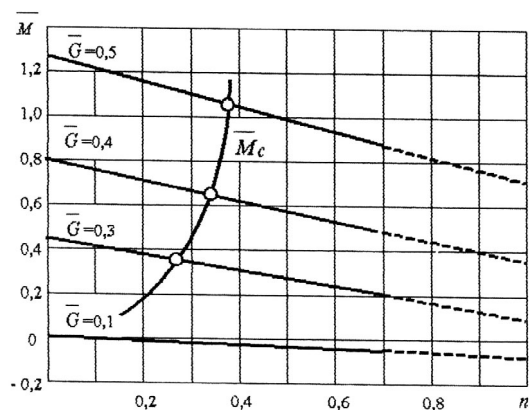


Рис. 3. Зависимость вращающего момента от частоты вращения ротора турбины на режимах авторотации при различных расходах воздуха

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.