УДК 621.438
Р 69

ОБОБЩЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ СОПРОТИВЛЕНИЙ НА ЧАСТИЧНЫХ РЕЖИМАХ

Г. Ф. Романовский, д-р техн. наук, проф.;
А. А. Тарасенко, асп.

Национальный университет кораблестроения, г. Николаев

Аннотация. Приведена методика построения обобщенных характеристик турбины и устройств типа «газодинамическое сопротивление» на основе использования газодинамических функций и общин соотношений. Предложена новая мнемоническая модель турбины. Дана трактовка характеристик рассматриваемых элементов газотурбинного двигателя.

Ключевые слова: турбина, газодинамическое сопротивление, газодинамические функции, характеристики, модель турбины, экспериментальное подтверждение.

Анотація. Наведено методику побудови узагальнених характеристик турбіни й пристроїв типу «газодинамічний опір» на основі використання газодинамічних функцій і загальних співвідношень. Запропоновано нову мнемонічну модель турбіни. Подано трактування характеристик елементів газотурбінного двигуна, що розглядаються.

Ключові слова: турбіна, газодинамічний опір, газодинамічні функції, характеристики, модель турбіни, експериментальне підтвердження.

Abstract. The method of construction of turbine general characteristics and devises of gas-dynamic resistance type on the basis of usage of gas-dynamic function sand general relations is introduced. New mnemonic turbine model is performed. The interpretation of gas turbine engine elements characteristics, which are under considerationare shown.

Keywords: turbine, gas-dynamic resistance, gas-dynamic functions, characteristics, turbine model, experimental verification.

ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

При анализе частичных режимов работы газотурбинного двигателя (ГТД) и процесса запуска важно знать характеристики элементов ГТД. При расчете параметров процесса запуска характеристики требуются в начале диапазона, и однолинейные характеристики турбины для этой цели непригодны. Существующие методики неудобны для реализации с помощью вычислительной техники и в них затруднительно использовать при расчетах в начале диапазона экспериментальные данные, полученные на режимах, близких к номинальному.

АНАЛИЗ ПОСЛЕДНИХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИКАЦИЙ

В работах [2, 3] приведены методики, позволяющие получить характеристики элементов ГТД. Эти методики не предназначены для использования в вычислительной технике. Они базируются на использовании экспериментальных данных, что накладывает ограничения на применение и делает невозможным использование конкретных экспериментальных данных для рассматриваемого двигателя. На практике для конкретного двигателя требуется специальное исследование, например работа [1].

ЦЕЛЬЮ ИССЛЕДОВАНИЯ является разработка методик, которые основываются на общих теоретических результатах и позволяют с помощью вычислительной техники получить характеристики элементов газотурбинного двигателя во всем диапазоне их работы.

ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА

Характеристика ***устройств типа «газодинамическое сопротивление»*** представлена в виде зависимости от параметров номинального режима и параметра расхода на рассматриваемом частичном режиме [1–3].

В экспериментальной газодинамике потери полного давления в устройстве оцениваются с помощью следующего выражения [2]:

$$\Delta P^* = P_1^* - P_2^* = \xi \cdot \frac{\rho_1 \cdot V_1^2}{2},$$

где P_1^* — полное давление на входе в устройство; P_2^* — полное давление на выходе из устройства; ξ — коэффициент потерь в устройстве; ρ_1, V_1 — плотность и скорость газа на входе в устройство соответственно.

При исследовании газотурбинных двигателей потери оценивают коэффициентом восстановления полного давления $\upsilon = P_2^* / P_1^* = 1 - \xi \cdot \dfrac{\rho_1 \cdot V_1^2}{2 \cdot P_1^*}$.

Используя газодинамические функции, это выражение можно преобразовать к виду

$$1 - \upsilon = \xi \frac{k}{2} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \frac{q_{in}^2}{\bar{\varepsilon}}, \qquad (1)$$

где q_{in}, ε — газодинамические функции, причем $\bar{\varepsilon} = \varepsilon(\lambda)/\varepsilon(1)$; k — показатель адиабаты.

С помощью выражения (1) для случая критического истечения можно записать

$$1 - \nu_{\text{кр}} = \xi \frac{k}{2} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \qquad (2)$$

где $\nu_{\text{кр}}$ — степень восстановления полного давления при критическом истечении.

Тогда степень восстановления полного давления на частичном режиме можно определить из следующего выражения:

$$1 - \nu = (1 - \nu_{\text{кр}}) \frac{q_{in}^2}{\bar{\varepsilon}}. \qquad (3)$$

Для построения характеристик элементов ГТД [1–3] используют параметр расхода $g = \dfrac{G \cdot \sqrt{T}}{P}$, или

$$\bar{g} = \frac{g}{g_{\text{н}}} = \frac{G \cdot \sqrt{T}}{P} \cdot \frac{P_{\text{н}}}{G_{\text{н}} \cdot \sqrt{T_{\text{н}}}} = \frac{q}{q_{\text{н}}} = \bar{q}, \qquad (4)$$

где $\bar{g}$ — отношение параметра расхода к этому же параметру на номинальном режиме.

Из приведенного выше соотношения следует, что $q = \bar{g} \cdot q_{\text{н}}$. Рассмотрев (4) для номинального и частичного режимов, получим

$$\nu = 1 - (1 - \nu_{\text{н}}) \cdot \bar{g}_{in}^2 \cdot \frac{\varepsilon(\lambda_{\text{н}})}{\varepsilon(\lambda)}. \qquad (5)$$

С помощью выражения (5) получены графики на рис. 1.

Из рис. 1 видно слабое влияние $\lambda_{\text{н}}$ на зависимость $\nu = \nu(\bar{g}_{in})$. Поэтому на практике часто полагают $\varepsilon(\lambda_{\text{н}})/\varepsilon(\lambda) = 1$ и пользуются приближенной формулой [4]:

$$\nu = 1 - (1 - \nu_{\text{н}}) \cdot \bar{g}_{in}^2.$$

При расчетах, результаты которых приведены на рис. 1, по известной $\lambda_{\text{н}}$ вначале вычислялось $q_{in}(\lambda_{\text{н}})$, а затем для требуемого $\bar{g}_{in}$ отыскивались $q_{in}(\lambda) = \bar{g}_{in} \cdot q_{in}(\lambda_{\text{н}})$ и λ.

Параметр, аналогичный $\bar{g}_{in}$, можно рассмотреть на выходе из устройства.

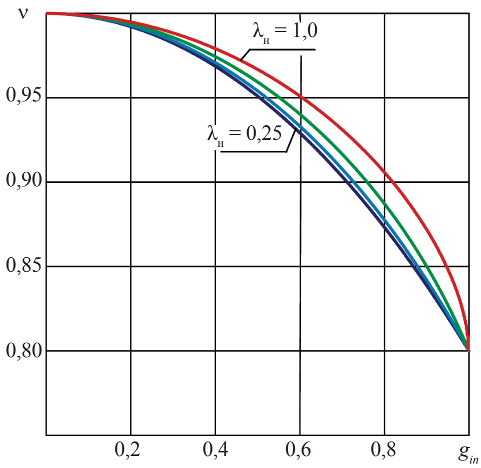

Рис. 1. Зависимость $v = v(\bar{g}_{in})$ для $v_н = 0{,}8$ при $\lambda_н = 1{,}00$; 0,75; 0,50 и 0,25

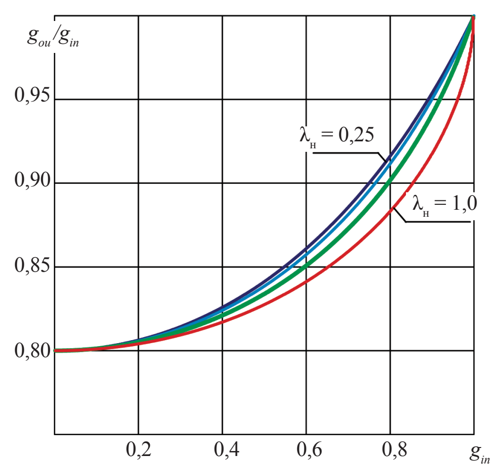

Рис. 2. Зависимость $\bar{g}_{ou}/\bar{g}_{in} = v_н/v = f(\bar{g}_{in})$ для $v_н = 0{,}8$ при $\lambda_н = 1{,}00$; 0,75; 0,50 и 0,25

Обозначим его через $\bar{g}_{ou}$. Учитывая $P_2 = P_1 \cdot v$ и $P_{2н} = P_{1н} \cdot v_н$, запишем

$$\bar{g}_{ou} = \frac{G \cdot \sqrt{T_1}}{P_2} \cdot \frac{P_{2\,н}}{G_н \cdot \sqrt{T_{1н}}} =$$

$$= \frac{\nu_н}{\nu} \cdot \frac{G \cdot \sqrt{T_1}}{P_1} \cdot \frac{P_{1\,н}}{G_н \cdot \sqrt{T_{1н}}} = \frac{\nu_н}{\nu} \cdot \bar{g}_{in},$$

тогда

$$\frac{\bar{g}_{ou}}{\bar{g}_{in}} = \frac{\nu_н}{\nu}. \qquad (6)$$

Из выражения (6) следует, что характеристика устройства может быть задана зависимостью $\bar{g}_{ou}/\bar{g}_{in} = v_н/v = f(\bar{g}_{in})$, показанной на рис. 2, или зависимостью $\bar{g}_{ou}(\bar{g}_{in})$, построенной на рис. 3.

Зависимости на рис. 1–3 могут быть вычислены согласно [6] с помощью выражения (5). Если известно отношение $\bar{g}_{ou}(\bar{g}_{in})$, то согласно (6) коэффициент $v = v_н/(\bar{g}_{ou}/\bar{g}_{in})$. Следует отметить, что при $\bar{g}_{in} = 0$ отношение (6) будет стремиться к $v_н$, что видно на рис. 2, на котором приведены функции $\bar{g}_{ou}/\bar{g}_{in} = v_н/v = f(\bar{g}_{in})$. Действительно, при отсутствии расхода, т. е. когда $\bar{g}_{in} = 0$, сопротивления нет и $v = 1$, а соотношение $v_н/v = v_н$.

Разработанная методика позволяет получить характеристику, аналогичную рис. 2, для любого значения $v_н$ и $\lambda_н$ в дозвуковой области.

При сравнении рис. 2 и рис. 3 может показаться, что представление информации на рис. 2 более содержательно. Но в случае применения вычислительной техники форма рис. 3 более универсальна. Требуемая точность при применении вычислительной техники вполне достижима.

Применим зависимости (1–6) для получения ***характеристик турбин***. В работе [2] подчеркнуто, что параметр расхода через турбину $g_{in} = \dfrac{G_{in}\sqrt{T^*_{in}}}{P^*_{in}}$ определяется отношением $x = \dfrac{\pi_т - 1}{\pi_{т.кр} - 1}$, где $\pi_т = P^*_{in} / P^*_{ou}$ — степень понижения давления в турбине по полным параметрам — отношение полного давления на входе к полному давлению на выходе — аналог v в выражении (1); $\pi_{т.кр}$ — критическая степень понижения давления для данной турбины. Данные экспериментов [2] показаны на рис. 4.

Рассматривая турбину как элемент типа «газодинамическое сопротивление», по аналогии с выражением (1) запишем

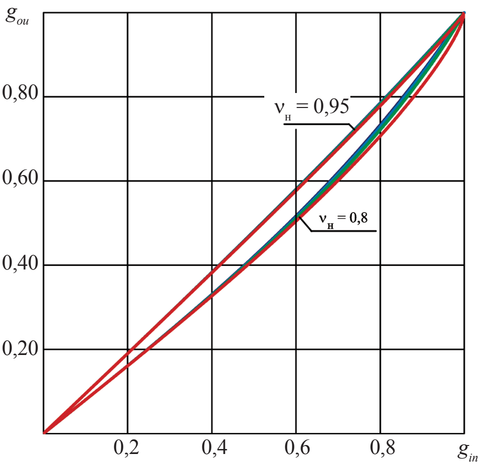

Рис. 3. Зависимость $\bar{g}_{ou}(\bar{g}_{in})$ для $\nu_н = 0{,}95$ и 0,80 при $\lambda_н = 1{,}00$; 0,75; 0,50 и 0,25

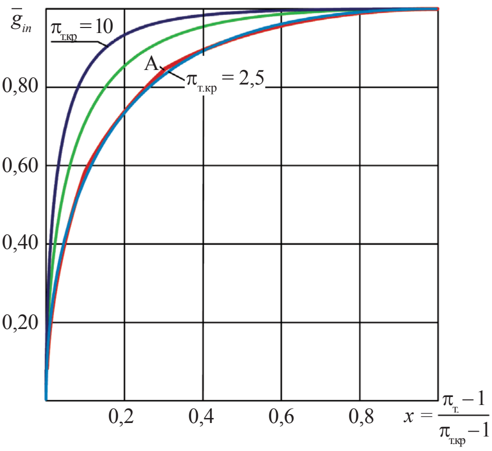

Рис. 4. Сравнение экспериментальных данных [2] с расчетом для $\pi_{т.кр} = 2{,}5$; 5,0; 10,0: А — апроксимация экспериментальных данных согласно [2]

$$1 - \frac{1}{\pi_т} = \xi \frac{k}{2} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \frac{q^2}{\bar{\varepsilon}}. \qquad (7)$$

Для случая критического истечения выражение (7) можно по аналогии с выражением (2) переписать в следующем виде:

$$1 - \frac{1}{\pi_{т.\,кр}} = \xi \frac{k}{2} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \qquad (8)$$

Подставив (8) в (7), получим выражение, аналогичное (3):

$$1 - \frac{1}{\pi_т} = \left(1 - \frac{1}{\pi_{т.\,кр}} \right) \frac{q^2}{\bar{\varepsilon}}. \qquad (9)$$

Сравнительные расчеты по формуле (9) с экспериментальными данными [2] показаны на рис. 4, из которого видно хорошее совпадение результатов расчета с экспериментом для $\pi_{т.кр} = 2{,}5$. Следует отметить, что согласно [2] для двухступенчатой турбины $\pi_{т.кр} = 2{,}5$. Для больших $\pi_{т.кр}$ совпадение не столь удовлетворительное. Это можно объяснить тем, что при получении формулы (9) считалось, что элемент типа «газодинамическое сопротивление» находится на входе турбины. С этим можно согласиться для турбин с малой $\pi_{т.кр}$.

Будем далее полагать, что сопротивление находится на выходе из турбины и входные (условные) параметры для него определены с учетом адиабатического КПД турбины η следующим выражением:

$$g_у = g_{in} \sqrt{1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_т^{\frac{k-1}{k}}} \right) \eta}. \qquad (10)$$

Графики рис. 4 и 5 могут служить экспериментальным подтверждением выражений (9) и (3), которое можно применять для переходников, газоотводов и воздухоподводящих устройств.

Из графиков на рис. 5, полученных с учетом выражения (10), видно удовлетворительное совпадение с экспериментальными данными для широкого диапазона $\pi_{т.кр}$. Следует подчеркнуть, что все графики на рис. 5 построены при постоянном КПД η = 0,9. При приближении к критическому режиму КПД будет падать и для больших πт совпадение с экспериментом будет несколько лучше.

График рис. 3 позволяет обосновать нелогичную на первый взгляд ***мнемоническую схему газовой турбины***, при

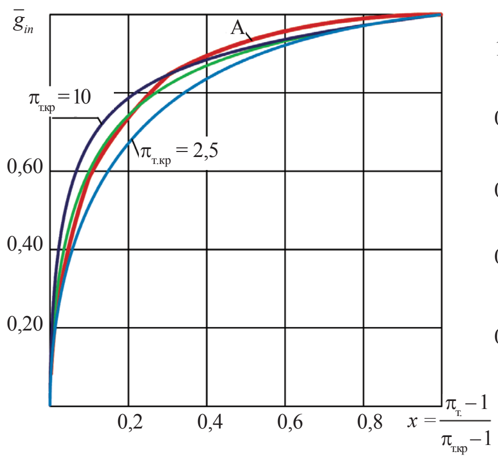

Рис. 5. Сравнение экспериментальных данных [2] с расчетом для $\pi_{т.кр} = 2,5; 5,0; 10,0$ и $\eta = 0,9$: А — апроксимация экспериментальных данных согласно [2]

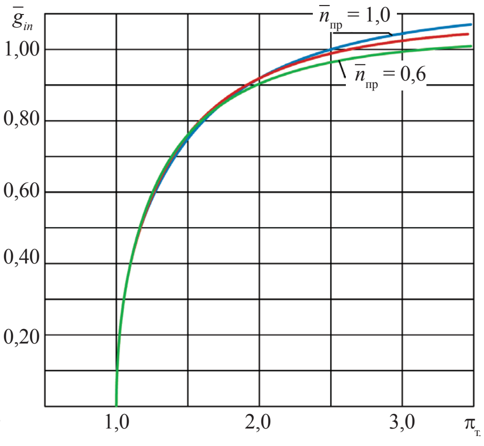

Рис. 6. Характеристика турбины с $\pi_{т.кр} = 5$ для $n_{пр} = 0,6; 0,8$ и $1,0$

которой элемент типа «газодинамическое сопротивление» находится на выходе из газовой турбины после преобразователя энергии и на параметры потока, поступающего в этот элемент типа «газодинамическое сопротивление», существенно влияет адиабатический КПД турбины.

Для построения характеристики турбины нужно определиться с ее адиабатическим КПД. Большинство авторов единодушны в том, что определяющее влияние на КПД турбины оказывает отношение u/c, точнее $\bar{u}/\bar{c}$. Удобно заменить этот параметр отношением $z = \bar{\lambda}_u/\bar{\lambda}_c$. В этих отношениях u — окружная скорость, а $c = c_{ад}$ — скорость на выходе из турбины при адиабатическом расширении [2, 3]. Для вычисления параметра z достаточно вычислить $\bar{\lambda}_u$ и $\bar{\lambda}_c$. Очевидно $\bar{\lambda}_u = \bar{n}_{пр} = \frac{\bar{n}}{\sqrt{\bar{T}}}$, где $\bar{n}_{пр}$, $\bar{n}$ — соответственно приведенные и физические обороты [2, 3]. Можно показать, что

$$\lambda_c = \sqrt{1 - \frac{1}{\pi_т^{\frac{k-1}{k}}}}.$$

Для вычисления КПД необходимо знать параметры точки, в которой КПД максимален, а затем вычислить $\bar{\lambda}_c$ и параметр z, зная который вычисляем КПД согласно рекомендациям [2].

Следует отметить, что для турбин с высокой $\pi_т$ зона оптимальных режимов сужена и для аппроксимации зависимости КПД от z желательно использовать экспериментальные данные.

В качестве исходных данных для построения характеристики турбины используются параметры в точке максимального КПД: $\pi_{тef}$, $n_{ef\,пр}$, η_{max}, а также $\pi_{т.кр}$ — критическое понижение давления в турбине. Задача построения характеристик, приведенных на рис. 6 и 7, — это вычисление степени понижения давления в турбине по известной газодинамической функции q или $\bar{g}_{in}$ на входе в турбину при заданных приведенных оборотах.

На рис. 6 показаны характеристики для турбины с обычной для свободных силовых турбин номинальной $\pi_т = 2,5$. Из него видно, что с уменьшением приведенной скорости вращения на 40%, при номинальном параметре расхода, степень расширения увеличится до 3,2. Это может вызвать проблемы в работе компрессора. Для однокаскадных

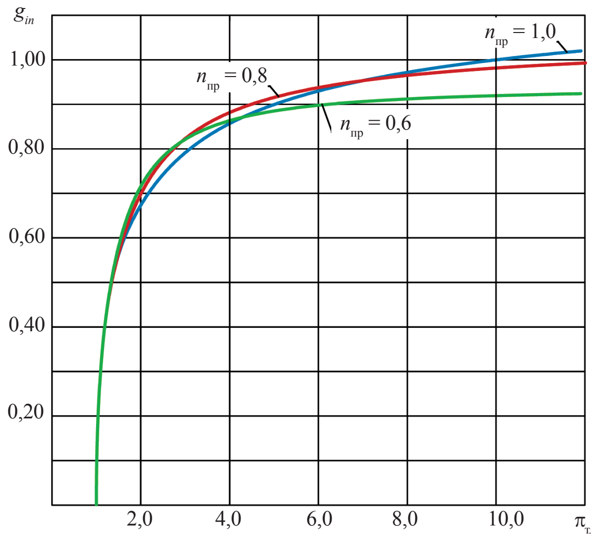

Рис. 7. Характеристика турбины с $\pi_{т.кр}$ = 20 для $n_{пр}$ = 0,6; 0,8 и 1,0

машин с номинальной $\pi_т$ = 10 характеристика приведена на рис. 7.

Из рис. 7 видно, что при резком уменьшении скорости вращения турбины с высокой $\pi_т$ возможны проблемы с компрессором. Для построения характеристики в виде изолиний q_{in} = const можно воспользоваться рекомендациями [5], применив разработанную процедуру

$$\pi_т = \pi_т(q_{in}, \pi_{т.н}, \pi_{т.кр}, \eta).$$

ВЫВОДЫ

1. Предложен новый подход к моделированию характеристик газовой турбины ГТД, когда элемент типа «газодинамическое сопротивление» расположен на выходе, вследствие чего параметры потока, поступающего в этот элемент, существенно зависят от адиабатического КПД турбины.

2. Выявлена взаимосвязь величины потерь полного давления по тракту ГТД при запуске и на частичных режимах и параметра расхода через элемент в виде аналитической зависимости $\nu = 1-(1-\nu_н)\cdot \bar{g}_{in}^2 \cdot \dfrac{\varepsilon(\lambda_н)}{\varepsilon(\lambda)}$.

3. Разработана методика оценки потерь полного давления по тракту ГТД на частичных режимах, что особенно важно для двигателей сложной схемы.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

[1] **Муравченко, О. Ф.** Поэлементная математическая модель турбовентиляторного двигателя Д-27 [Текст] / О. Ф. Муравченко, А. Н. Хусточка // Авиационно-космическая техника и технология. — 2003. — № 6 (41) — С. 61–64.

[2] **Нечаев, Ю. Н.** Теория авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. — Ч. I. — М. : Машиностроение, 1977. — 312 с.

[3] **Романовський, Г. Ф.** Теоретичні основи проектування суднових газотурбінних агрегатів [Текст] : навч. посіб. / Г. Ф. Романовський, М. В. Василенко, С. І. Сербін. — Миколаїв : УДМТУ, 2003. — 304 с.

[4] **Сорока, Я. Х.** Теория и проектирование газотурбинных двигателей [Текст] : учеб. пособие / Я. Х. Сорока. — Л. : Судостроение, 1982. — 112 с.

[5] **Тарасенко, А. А.** Применение обобщенных зависимостей для построения характеристик турбин с помощью ЭВМ [Текст] / А. А. Тарасенко // Авиационно-космическая техника и технология. — 2010. — № 7 (74). — С. 164–167.

[6] **Тарасенко, А. А.** Частичные режимы устройства типа газодинамическое сопротивление в судовых ГТД [Текст] / А. А. Тарасенко // Авиационно-космическая техника и технология. — 2008. — № 8 (55). — 312 с.