

УДК 621.452.33.037.01

МЕТОД РАСЧЁТА ГАЗОТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ГТД С ПОВЕНЦОВЫМ ОПИСАНИЕМ ОСЕВОГО МНОГОСТУПЕНЧАТОГО КОМПРЕССОРА

© 2013 Л. Г. Бойко¹, Е. Л. Карпенко¹, Ю. Ф. Ахтеменко²

¹Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»,
г. Харьков, Украина

²ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина

Разработан метод расчёта эксплуатационных характеристик турбовального ГТД на установившихся режимах работы, в основу которого положена поузловая математическая модель с повенцовым представлением многоступенчатого осевого компрессора. В отличие от существующих методов позволяет определять газотермодинамические параметры ГТД на различных режимах с учётом таких факторов, как отбор и перепуск воздуха непосредственно из проточной части, изменение геометрических параметров лопаточных венцов компрессора и меридиональных обводов, изменение программы регулирования поворотных статорных лопаток. Представлены результаты исследования газотермодинамических параметров основных узлов, их элементов и эксплуатационных характеристик турбовального ГТД в широком диапазоне режимов по частотам вращения (дрессельные характеристики). Проведено их сопоставление с экспериментальными данными, показано их удовлетворительное согласование.

Математическая модель, газотурбинный двигатель, эксплуатационные характеристики, осевой многоступенчатый компрессор, лопаточный венец.

Введение

В настоящее время в различных научно-исследовательских и проектных организациях разработано достаточно большое количество поузловых моделей газотурбинных двигателей (ГТД) и соответствующих программ (ГРАД, АСТРА, DVIGw, комплекс ЦИАМ, GASTURB, GSP), использование которых позволяет на всех этапах создания двигателя без проведения дорогостоящего эксперимента получать необходимую информацию об оптимальных размерах, соотношениях конструктивных параметров узлов и их элементов, а также моделировать процессы в двигателе в широком диапазоне внешних условий [1-9]. Программный комплекс ГРАД [1, 2] обеспечивает выполнение большинства газотермодинамических расчётов параметров рабочего тела в проточной части газотурбинных, комбинированных двигателей и установок, а также двигателей с изменяемым рабочим процессом на различных этапах жизненного цикла, включая проектирование, испытание, доводку, серийное производство и

эксплуатацию двигателя. Автоматизированная система газотермодинамического расчёта и анализа (АСТРА) газотурбинных двигателей предназначена для проектирования ГТД и его доводки [3]. Комплекс DVIGw [4, 5] направлен на математическое моделирование газотермодинамических процессов ГТД различных схем на установившихся и переходных режимах. Комплекс ЦИАМ может использоваться на этапе газотермодинамического проектирования различных типов двигателей и их узлов [6]. Программные комплексы позволяют проводить газодинамический расчёт ГТД (комплекс GASTURB [7]), расчёт характеристик любого типа ГТД на установившихся и переходных режимах моделирования (комплекс GSP [8]). В основу моделей двигателей, как правило, положены математические модели отдельных узлов нулевого уровня.

Разрабатываются также модели, позволяющие детализировать течение в отдельных узлах и повысить точность получаемых результатов. В работе [9] представлена модель ГТД с использованием

повенцового описания турбины, а в работе [10] – модель ГТД с применением повенцового описания компрессора.

Во многих моделях учёт таких факторов, как перепуск воздуха из проточной части, поворот направляющих аппаратов, осуществляется с использованием поправочных коэффициентов к обобщённым характеристикам, что сказывается на точности получаемых результатов.

Повышение точности моделирования газотермодинамических процессов в ГТД возможно при учёте влияния изменения геометрических параметров его узлов и составляющих их элементов, отбора и перепуска воздуха из проточной части, изменения углов установки поворотных направляющих аппаратов, т. е. при построении модели двигателя более высокого уровня. Одним из путей повышения точности таких моделей является повенцовое описание лопаточных машин, входящих в состав газотурбинного двигателя.

Описание осевого компрессора с учётом геометрических параметров составляющих его лопаточных венцов и проточной части, а также детализация процессов, проходящих в проточной части, позволяет существенно расширить круг задач, решаемых с помощью математической модели ГТД:

1) в процессе проектирования оценивать влияние изменения геометрических параметров отдельных лопаточных венцов на среднем радиусе и проточной части на характеристики компрессора и ГТД в целом;

2) оценивать влияние изменения углов установки поворотных лопаток компрессора на эксплуатационные характеристики и запасы устойчивости ГТД с целью выбора рационального закона регулирования;

3) учитывать влияние на эксплуатационные характеристики ГТД переменного по режимам количества отбираемого (или перепускаемого) воздуха из проточной части компрессора на параметры двигателя, а также определять его рациональное количество;

4) учитывать влияние изменения количества перепускаемого воздуха из-за ступеней компрессора на положение границы области устойчивой работы компрессора, линии совместных режимов работы узлов газогенератора, запасы устойчивости двигателя.

На кафедре теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» имеется опыт создания поузловых моделей ГТД различного назначения [11].

В данной статье представлен метод расчёта эксплуатационных характеристик газотурбинного турбовального двигателя на установившихся режимах работы на основе его поузлового моделирования и повенцового описания течения в многоступенчатом осевом компрессоре. Общая информация о данном методе представлена в работе [12].

Структурная схема метода расчёта газотермодинамических параметров

В основу метода расчёта положена математическая модель турбовального двигателя, которая описывает установившиеся процессы, происходящие в узлах и элементах ГТД и в двигателе в целом. Её структура определена применяемой схематизацией конструкции исследуемого ГТД.

Объектом исследования является газотурбинный двигатель с двухвальным газогенератором и свободной турбиной. Расчётная схема двигателя представлена на рис. 1.

При записи системы уравнений введена следующая индексация: каскад низкого давления (КНД и ТНД) – индекс 1; каскад высокого давления (КВД и ТВД) – индекс 2; силовая турбина (ТС) – индекс 0. Количество ступеней в компрессоре низкого давления составляет z_1 , а количество ступеней в компрессоре высокого давления – z_2 . Сечения на входе и выходе из компрессора обозначены как В и К, сечения на входе и выходе из турбины – как Г и Т.

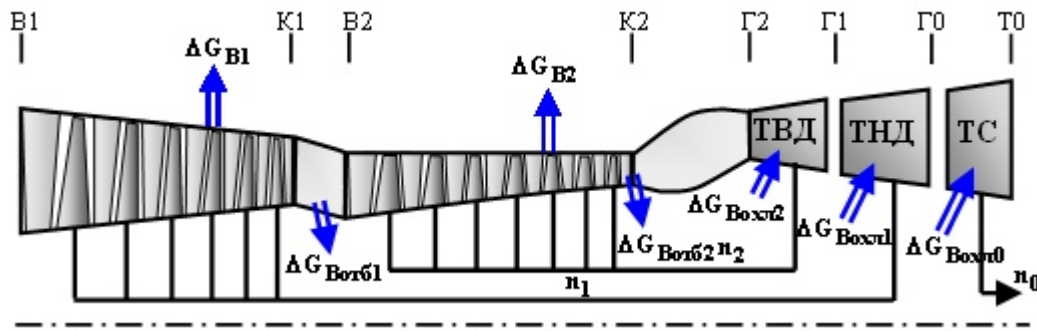


Рис. 1. Схематическое представление проточной части турбовального ГТД

Модульный принцип построения математической модели ГТД предусматривает создание системы взаимосвязанных и взаимодействующих между собой моделей его узлов и их элементов, к которым отнесены: входное устройство, лопаточный венец многоступенчатого компрессора, камера сгорания, многоступенчатая турбина, выходное устройство.

При определении газотермодинамических параметров основных узлов ГТД и их элементов в процессе их согласования на отличных от «расчётного» режимах производится обращение к соответствующим модулям. Многоступенчатый компрессор представлен повенцово, его параметры определяются на основании уравнений газотермодинамики, а также кинематических соотношений, используемых в теории лопаточных машин. В модели компрессора величины потерь и углов отставания потока в лопаточных венцах рассчитываются с использованием обобщённых результатов продувок плоских и кольцевых решёток [13] и других более поздних работ.

В модель многоступенчатого осевого компрессора входят геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов, которые формируют массив геометрических параметров данного узла. Массив содержит следующие компоненты:

– форма обводов проточной части задаётся в виде зависимостей изменения наружного $R_H = f(z)$ и внутреннего

$R_{BT} = f(z)$ радиусов вдоль направления оси вращения двигателя;

– геометрические параметры лопаточных венцов входного направляющего аппарата (ВНА), рабочих колёс (РК) и направляющих аппаратов (НА): конструктивные углы лопаток на входе и выходе $b_{1Л}$, $b_{2Л}$, $(a_{1Л}, a_{2Л})$, угол установки профиля g , хорда b и максимальная толщина профиля c_{max} , форма средней линии профиля, число лопаток $z_{Л}$, радиальный зазор $Dr_{p.зaz}$ и др.

Основная система уравнений

Условия совместной работы определяются уравнениями баланса расходов через основные узлы и элементы проточной части и уравнениями баланса мощностей.

Баланс расходов воздуха через ступени компрессора низкого давления с учётом отбора или перепуска рабочего тела имеет вид:

$$G_{B_{l,i+1}} = G_{B_{l,i}} - DG_{B_{l,i}}, \quad i = 1, 2, \mathbf{K} z_{z_1} - 1, \quad (1)$$

где $G_{B_{l,i}}$, $G_{B_{l,i+1}}$ – расход воздуха на входе в i -ю и $(i+1)$ -ю ступень КНД, $DG_{B_{l,i}}$ – расход перепускаемого или отбираемого воздуха за i -й ступенью КНД.

Аналогично баланс расходов воздуха через ступени компрессора высокого давления запишем как

$$G_{B2,i+1} = G_{B2,i} - DG_{B2,i}, \quad i = 1, 2, \mathbf{K} z_2 - 1, \quad (2)$$

где $G_{B2,i}$, $G_{B2,i+1}$ – расход воздуха на входе в i -ю и $(i+1)$ -ю ступень КВД, $DG_{B2,i}$ – расход перепускаемого и (или) отбираемого воздуха за i -й ступенью КВД.

Баланс расходов воздуха между каскадами низкого и высокого давления компрессора:

$$G_{B2,1} = G_{B1,z1} - DG_{B1,z1} - DG_{Bom61}, \quad (3)$$

где DG_{Bom61} – расход отбираемого воздуха за КНД. Это выражение связывает расходы рабочего тела между входным сечением последней ступени КНД и входным сечением первой ступени КВД.

Баланс расходов через сечение на выходе из компрессора и на входе в турбину высокого давления запишем как

$$G_{Г2} = G_{К2} - DG_{Bom62} + G_T, \quad (4)$$

где G_T – расход топлива, DG_{Bom62} – расход отбираемого воздуха за КВД.

Баланс расходов через узлы турбины высокого и низкого давления:

$$G_{Г1} = G_{Г2} + DG_{Boхл2}, \quad (5)$$

где $DG_{Boхл2}$ – расход воздуха, возвращающегося в проточную часть после охлаждения ТВД.

Баланс расходов через турбину низкого давления и свободную турбину представим как

$$G_{Г0} = G_{Г1} + DG_{Boхл1}, \quad (6)$$

где $DG_{Boхл1}$ – расход воздуха, возвращающегося в проточную часть после охлаждения ТНД.

Баланс расходов через свободную турбину и выходное устройство имеет вид:

$$G_{Вых.у} = G_{Г0} + DG_{Boхл0}, \quad (7)$$

где $DG_{Boхл0}$ – расход воздуха для охлаждения ТС.

Уравнение баланса мощности для ротора высокого давления запишем как

$$\sum_{i=1}^{z2} (G_{B2,i} - DG_{B2,i}) L_{CT2,i}^* = L_{T2}^* G_{Г2} h_{m2}. \quad (8)$$

В свою очередь, уравнение баланса мощности для ротора низкого давления имеет вид

$$\sum_{i=1}^{z1} (G_{B1,i} - DG_{B1,i}) L_{CT1,i}^* = L_{T1}^* G_{Г1} h_{m1}, \quad (9)$$

где $L_{CTi}^* = Cp T_{Bi}^* \left(\left(p_{CTi}^* \frac{k_i-1}{k_i} - 1 \right) / h_{CTi}^* \right)$ – работа i -й ступени компрессора;

$L_T^* = Cp_T T_{Г}^* \left(1 - \left(1 / p_T^* \frac{k_T-1}{k_T} \right) \right) h_T^*$ – работа каскада турбины; h_m – механический КПД.

Уравнения регулирования двигателя

$$y_n = f(x_n), \quad (10)$$

где y_n – параметры, которые обеспечивают регулирование (регулирующие, управляющие воздействия); x_n – параметры, поддержку значений которых реализует система регулирования (регулируемый параметр).

В качестве неизвестных переменных приняты величины, которые определяют режим работы элементов и узлов турбокомпрессорной группы и камеры сгорания исследуемого двигателя. Следовательно, как неизвестные переменные в системе уравнений (1-10) определены следующие величины:

$$X_{1,1}, \mathbf{K}, X_{1,i}, \mathbf{K}, X_{1,z1}, \bar{n}_{np1},$$

$$X_{2,1}, \mathbf{K}, X_{2,k}, \mathbf{K}, X_{2,z2}, \bar{n}_{np2}, a_{КС}, p_{T2}^*, p_{T1}^*, p_{T0}^*$$

где i, k – номера ступеней ($i = 1, \mathbf{K}, z1, k = 1, \mathbf{K}, z2$);

$X_{j,i} = \bar{p}_{CT,j,i}^* / q(I_{j,i})$, $\bar{p}_{CT,j,i}^* = p_{CT,j,i}^* / p_{CT,j,i}^*$ – относительная степень повышения давления в ступени, индекс p определяет «расчётный» режим; \bar{n}_{np1} , \bar{n}_{np2} – относительные приведённые частоты вращения КНД и КВД; a_{KC} – коэффициент избытка воздуха в камере сгорания; p_{T2}^* , p_{T1}^* , p_{T0}^* – степени понижения полного давления в турбине высокого давления, турбине низкого давления и турбине силовой.

Решение системы уравнений, описывающих режим работы двигателя, производится численно с использованием последовательных приближений. После то-

го, как на заданном режиме работы достигнута заданная точность решения, осуществляется расчёт газотермодинамических параметров ГТД в различных сечениях проточной части и в межвенцовых зазорах компрессора, а также расчёт интегральных параметров.

Расчётное исследование параметров ГТД

Исследуемый газотурбинный турбовальный двигатель выполнен по двухвальной схеме со свободной турбиной. Продольный разрез двигателя приведён на рис. 2.

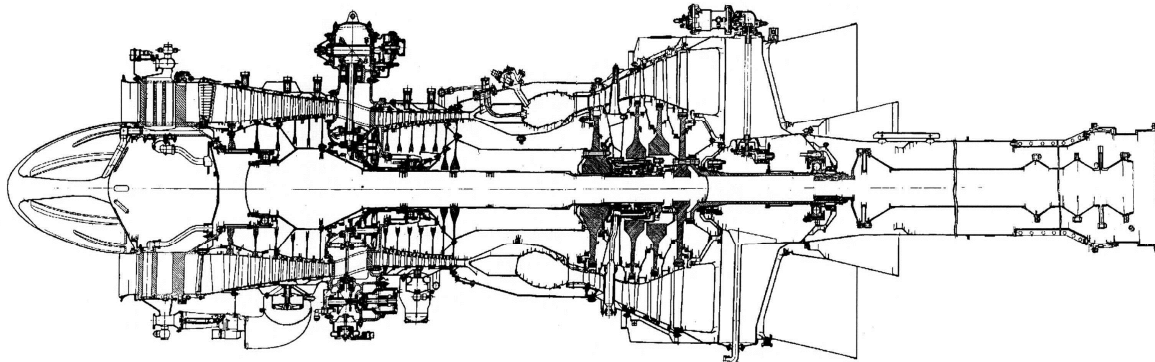


Рис. 2. Продольный разрез двигателя

Его основными элементами являются:

- шестиступенчатый компрессор низкого давления;
- одноступенчатая осевая турбина низкого давления, сопловые лопатки которой охлаждаются воздухом, отбираемым за третьей ступенью КВД;
- семиступенчатый компрессор высокого давления;
- одноступенчатая осевая турбина высокого давления, сопловые лопатки которой охлаждаются воздухом, отбираемым за КВД.

В исследуемом двигателе основным регулирующим фактором является расход топлива. Воздействуя на подачу топлива, можно изменить температуру газа, частоты вращения валов, расход воздуха, т. е. режимы работы всех его узлов.

На рис. 3 представлена дроссельная характеристика рассматриваемого ГТД в виде безразмерных зависимостей мощности $\bar{N}_e = N_e / N_{e_p}$ и расхода топлива $\bar{G}_T = G_T / G_{T_p}$ от суммарной степени повышения полного давления в компрессоре $\bar{p}_K^* = p_K^* / p_{Kp}^*$ в сопоставлении с экспериментальными данными в диапазоне частот вращения ротора высокого давления $\bar{n}_{ВД} = 1,0 - 0,93$, что соответствует изменению частот вращения ротора низкого давления $\bar{n}_{НД} = 1,0 - 0,89$. Как видно из рис. 3, предложенный метод расчёта и комплекс программ позволяют получить достаточно хорошее согласование опытных и расчётных данных.

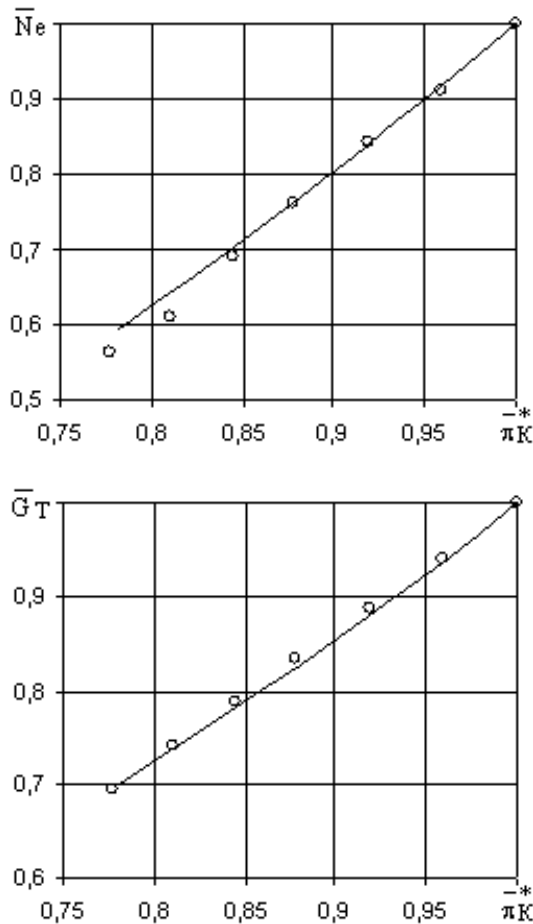


Рис. 3. Дроссельная характеристика турбовального ГТД:
 — - расчёт, O - эксперимент

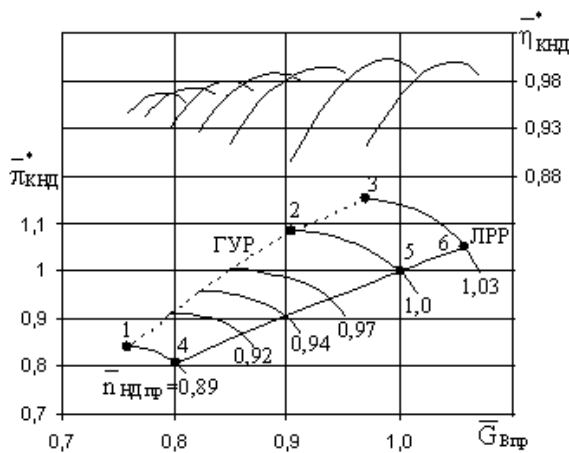


Рис. 4. Расчётная характеристика КНД

Кроме представленной выше информации об изменении параметров ГТД в целом, предложенный метод даёт возможность исследовать газотермодинамические параметры узлов и особенности обтекания ступеней и лопаточных венцов каскадов многоступенчатого осевого компрессора на различных режимах работы.

На рис. 4 представлена полученная расчётным путём характеристика КНД, на которой приведена линия рабочих режимов (ЛРР), граница устойчивой работы (ГУР), а также точками указаны режимы, на которых проводился анализ условий обтекания различных ступеней.

Рис. 5 иллюстрирует изменение условий обтекания лопаточных венцов на частотах вращения $\bar{n}_{НД\text{ пр}} = 0,89, 1,0$ и $1,03$ вдоль линии рабочих режимов (точки 4, 5 и 6 на характеристике компрессора) и вблизи границы области устойчивых режимов (точки 1, 2 и 3).

Как видно из рис.5, на «расчётной» частоте вращения ($\bar{n}_{НД\text{ пр}} = 1,0$) при перемещении от линии рабочих режимов к границе области устойчивых режимов работы существенно возрастают углы натекания на рабочие колеса всех ступеней.

При уменьшении частоты вращения ($\bar{n}_{НД\text{ пр}} = 0,89$) по сравнению с «расчётным» режимом наблюдается увеличение углов натекания на лопатки рабочих колес первых ступеней. При некотором увеличении частоты вращения ($\bar{n}_{НД\text{ пр}} = 1,03$) по сравнению с «расчётным» режимом увеличиваются углы натекания на лопатки средних ступеней. Эти же особенности обтекания рабочих колес подтверждаются распределениями эквивалентной степени диффузорности Deq на среднем радиусе, полученными на основании расчёта газотермодинамических параметров ступеней, представленными на рис. 6 для исследуемых режимов.

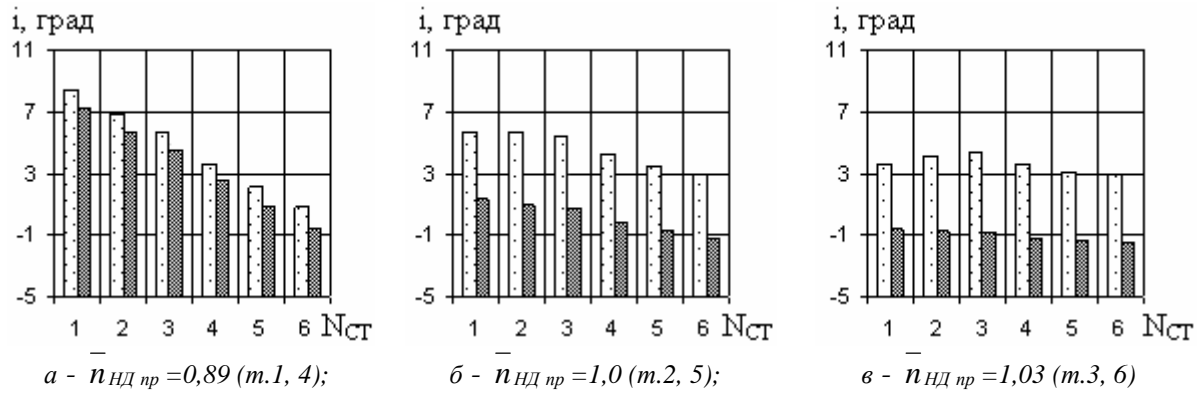


Рис. 5. Углы натекания $i = b_{1Г} - b_1$ на рабочие колеса ступеней компрессора на двух режимах по расходу:
 □ — граница области устойчивых режимов; ■ — линия рабочих режимов

Анализ нагруженности лопаточных венцов рабочих колес, оцениваемой с использованием величины Deq , показывает, что при частоте вращения $\bar{n}_{нд пр} = 0,89$ рабочее колесо первой ступени первым достигает предельных значений степени диффузорности, что определяет устойчивость работы всего компрессора. На более высоких частотах вращения, например при $\bar{n}_{нд пр} = 1,03$, предельных значений $Deq_{пред}$ достигают четвёртая и пятая ступени. Эти же ступени, по-видимому, являются «инициаторами» появления неустойчивых режимов работы компрессора

в целом. Предельные значения $Deq_{пред}$, полученные расчётным путём, соответствуют значениям на линии ГУР экспериментальной характеристики.

Приведённые результаты позволяют получить представления о возможностях при использовании предложенного метода расчёта и соответствующего программного комплекса для исследования и анализа газотермодинамических процессов в проточной части ГТД в широком диапазоне установившихся режимов работы.

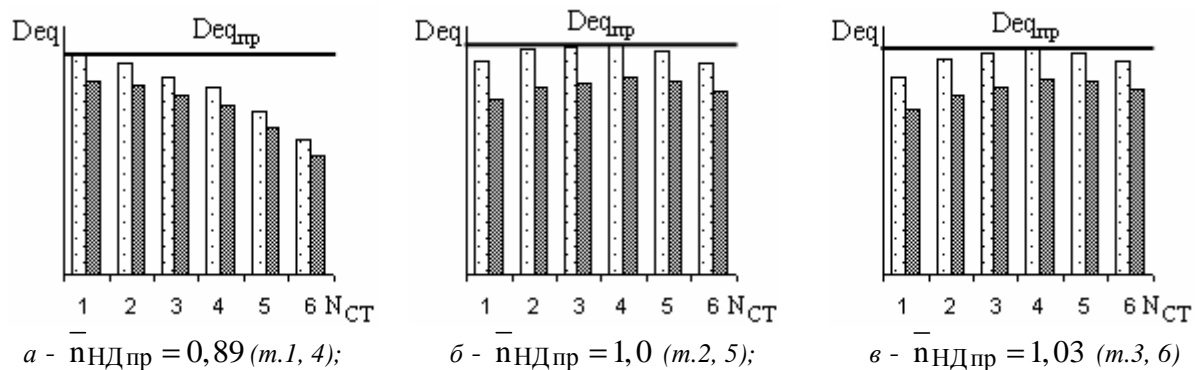


Рис. 6. Распределение параметра диффузорности течения в рабочих колесах на среднем радиусе:
 □ — граница области устойчивых режимов; ■ — линия рабочих режимов

Библиографический список

1. Тунаков, А. П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей [Текст] / А.П. Тунаков. – М.: Машиностроение, 1979. – 184 с.
2. Программный комплекс ГРАД - газодинамические расчёты авиационных двигателей [Текст] / [С. А. Морозов и др.] // Авиакосмические технологии и оборудование: сб. докл. науч.-практ. конф. 14-17 августа 2000 г. – Казань: КГТУ, 2003. – С. 190-96.
3. Автоматизированная система термогазодинамического расчёта и анализа газотурбинных двигателей [Текст] / [И.Н. Крупенич и др.] // Вестник СГАУ. – 2006. – №2 (10). – С. 66-72.
4. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для вузов [Текст] / [А.М. Ахмедзянов и др.]; под ред. А.М. Ахмедзянова. – М.: Машиностроение, 1970. – 610 с.
5. Горюнов, И.М. Термогазодинамический расчёт ГТД и теплоэнергетических установок с использованием системы DVIGwT [Текст] / И.М. Горюнов // Вестн. УГАТУ. – 2006. – № 1 (149). – С. 61-70.
6. Математическое моделирование силовых установок многорежимных сверхзвуковых самолетов [Текст] / [А.Г. Юдин и др.] // Научный вклад в создание авиационных двигателей. – Кн.1.; под ред. В.А. Скибина. – М.: Машиностроение, – 2000. – С. 83-85.
7. Kurzke, J. GasTurb – The Gas Turbine Performance Simulation Program. – (www.gasturb.de).
8. Visser, W.P.J. GSP, a generic object-oriented gas turbine simulation environment [Text] / W.P.J. Visser, M.J. Broomhead. // NLR Technical Publication NLR-TP-2000-267. – 21 p.
9. Дружинин Л. Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей [Текст] / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швец // Тр. ЦИАМ. – 1979. – № 832. – 45 с.
10. Эзрохи, Ю.А. Математическое моделирование авиационных ГТД с повенцовым описанием лопаточных машин в системе двигателя [Текст] / Ю.А. Эзрохи // Авиационное двигателестроение. – 1995. – № 1. – С. 28-51.
11. Павленко, Г.В. Математическое моделирование авиационных ГТД при исследовании их эксплуатационных характеристик [Текст] : учеб. пособие / Г.В. Павленко. – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1986. – 123 с.
12. Бойко, Л.Г. Разработка метода расчёта характеристик турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора [Текст] / Л.Г. Бойко, Е.Л. Карпенко // Вестн. двигателестроения. – 2007. – №3. – С. 143–146.
13. Lieblein, S. Loss and Stall Analysis of Compressor cascade [Text] / S. Lieblein. // Trans. ASME, s. D V. 81. – 1959. – № 3. – P. 387-400.

**METHOD OF CALCULATING GTE GAS-THERMODYNAMIC
PARAMETERS WITH BLADE ROW DESCRIPTION
OF AN AXIAL MULTISTAGE COMPRESSOR**

© 2013 L. G. Boyko¹, E. L. Karpenko¹, U. F. Akhtemenko²

¹National Aerospace University named after N. E. Zhukovsky "KhAI", Kharkov, Ukraine

²SE Ivchenko-Progress, Zaporozhye, Ukraine

A method of calculating the operating performance of a turboshaft gas turbine engine for steady- state conditions has been developed based on a mathematical model with a row- after- row presentation of a multi-stage axial compressor. This method as opposed to the existing ones makes it possible to determine gas turbine

engine gas-thermodynamic parameters at different ratings taking into account such factors as air bleeding and blow off directly from the air-gas channel, the variation of geometrical parameters of compressor blade rows and meridian bypasses and changes in the programme of regulating variable stator vanes. The results of investigating the thermodynamic parameters of the main units, their elements and performance characteristics of a turboshaft gas turbine engine are presented for a wide range of rotor speeds (throttle performance). Comparisons between the computational results and the experimental data are made, their agreement is shown to be satisfactory.

Mathematical model, gas-turbine engine, operating characteristics, axial multistage compressor, blade row.

Информация об авторах

Бойко Людмила Георгиевна, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина. E-mail: boyko@d2.khai.edu. Область научных интересов: аэродинамика компрессоров, теория авиационных двигателей.

Карпенко Елена Леонидовна, кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина. E-mail: boyko@d2.khai.edu. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей.

Ахтеменко Юрий Фёдорович, ведущий инженер, ГП «Ивченко Прогресс», г. Запорожье, Украина. E-mail: ahktemenko@gmail.com. Область научных интересов: теория и эксплуатация газотурбинной техники.

Boyko Ljudmila Georgievna, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of the Department of Aircraft Engine Theory, National Aerospace University named after N. E. Zhukovsky "KhAI", Kharkov, Ukraine. E-mail: boyko@d2.khai.edu. Area of research: compressor aerodynamics, aircraft engine theory.

Karpenko Elena Leonidovna, Candidate of Sciences (Engineering), Senior Lecturer of the Department of Aircraft Engine Theory, National Aerospace University named after N. E. Zhukovsky «KhAI», Kharkov, Ukraine. E-mail: boyko@d2.khai.edu. Area of research: gas-turbine engine theory.

Ahtemenko Yuriy Fedorovich, leading engineer, SE Ivchenko-Progress, Zaporozhye, Ukraine. E-mail: ahktemenko@gmail.com. Area of research: theory and exploitation of gas-turbines.