

УДК 621.452.33

Л.Г. БОЙКО, Е.Л. КАРПЕНКО

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

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОВЕНЦОВЫМ ОПИСАНИЕМ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА И ЕЕ ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

Представленная математическая модель газотурбинного двигателя позволяет определять его эксплуатационные характеристики на установившихся режимах с учетом геометрических параметров проточной части и лопаточных венцов многоступенчатого осевого компрессора на среднем радиусе. Приведены результаты применения данной математической модели для исследования влияния перепуска воздуха из проточной части компрессора турбовального газотурбинного двигателя на его характеристики, изменение параметров потока в проточной части и запасы газодинамической устойчивости.

Ключевые слова: математическая модель, газотурбинный двигатель, эксплуатационные характеристики, граница области устойчивой работы.

Введение и постановка задачи

Математическое моделирование газотермодинамических процессов в проточной части газотурбинных двигателей (ГТД) является важным направлением, которое позволяет повысить информативность теоретических и экспериментальных исследований и сократить сроки процессов проектирования и доводки ГТД.

В настоящее время в разных странах мира разрабатываются и используются системы моделирования процессов в двигателях, имеющие различный уровень сложности (GASTURB, GSP, EcosimPro, комплекс ЦИАМ, ГРАД, DVIW [1 – 9]). Эти программные комплексы позволяют проводить газодинамический расчет ГТД (комплекс GASTURB [1]), расчет характеристик любого типа ГТД на установившихся и переходных режимах моделирование (комплекс GSP [2]) и могут использоваться на этапе термогазодинамического проектирования двигателя и его узлов (комплекс ЦИАМ [3]). Программный комплекс ГРАД [4, 5] обеспечивает выполнение большинства термогазодинамических расчетов рабочего тела в проточной части газотурбинных, комбинированных двигателей и установок, а также двигателей с изменяемым рабочим процессом на различных этапах жизненного цикла, включая проектирование, испытания, доводку, серийное производство и эксплуатацию двигателя. Комплекс DVIW [6, 7] предназначен для математического моделирования термогазодинамических процессов ГТД различных схем на установившихся и переходных режимах. Система EcosimPro – система имитационного моделирования

силовых установок в аэрокосмической области [8].

В большинстве этих мощных систем реализован модульный принцип, т.е. собственно ГТД формируется из модулей, которые являются математическими моделями узлов (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина) с соответствующей библиотекой их характеристик. Эти характеристики могут задаваться либо в виде таблиц, либо с помощью аппроксимирующих обобщенных зависимостей. Такое описание характеристик узлов не раскрывает физической природы процессов, протекающих в составляющих их элементах. Возможность детального описания особенностей регулирования двигателя и управления параметрами отдельных узлов при таком подходе ограничена.

Для более точного моделирования работы ГТД необходимо учитывать геометрические параметры его узлов и составляющих их элементов, т.е. иметь модель более высокого уровня сложности. Повенцовое описание лопаточных машин позволяет существенно расширить возможности и уточнить модель ГТД. Разработанная в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» математическая модель турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого компрессора, входящего в его состав [9], является этапом в создании нового класса моделей ГТД высокого уровня.

В данной статье представлены результаты практического использования математической модели [9] для исследования влияния количества перепускаемого воздуха из проточной части многоступенчатого компрессора на характеристики двигателя.

1. Математическая модель ГТД

В отличие от существующих аналогов особенностью данной математической модели ГТД [9] является использование в качестве базового элемента не узла двигателя, а лопаточного венца, что существенно расширяет возможности модели и позволяет решать следующие задачи:

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

2) оценивать влияние изменения углов установки поворотных лопаток направляющих аппаратов 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, а также определять его рациональное количество;

4) учитывать влияние различных конструктивных мероприятий и способов регулирования компрессора (поворот статорных лопаток, перепуск воздуха) на положение границы области устойчивой работы, линии совместных режимов работы узлов газогенератора;

5) анализировать влияние износа элементов проточной части и лопаточных венцов компрессора на эксплуатационные характеристики ГТД.

В качестве объекта исследования взят турбовальный двигатель с двухкаскадным газогенератором и свободной турбиной, схематически представленный на рис. 1.

Определение значений параметров рабочего тела в характерных сечениях проточной части двигателя и его характеристик производится на основе решения системы уравнений, отражающих условия совместной работы базовых элементов ГТД при заданной программе регулирования. К ним относятся:

– уравнения баланса расходов

а) балансы расходов воздуха через лопаточные венцы компрессора низкого давления (КНД):

$$G_{B1,i} - \Delta G_{B1,i} = G_{B1,i+1}, \quad i = 1, 2, \dots, 2z_j, \quad (1)$$

б) балансы расходов воздуха через лопаточные венцы компрессора высокого давления (КВД):

$$G_{B2,i} - \Delta G_{B2,i} = G_{B2,i+1}, \quad i = 1, 2, \dots, 2z_j, \quad (2)$$

в) баланс расходов воздуха между каскадами компрессора

$$G_{K1} - \Delta G_{\text{Вотб1}} = G_{B2}, \quad (3)$$

г) баланс расходов через КВД и турбину высокого давления (ТВД):

$$G_{K2} - \Delta G_{\text{Вотб2}} + G_T = G_{\Gamma 2}, \quad (4)$$

д) баланс расходов через ТВД и турбину низкого давления (ТНД):

$$G_{\Gamma 2} + \Delta G_{\text{Вохл2}} = G_{\Gamma 1}, \quad (5)$$

е) баланс расходов через ТНД и свободную турбину (СТ):

$$G_{\Gamma 1} + \Delta G_{\text{Вохл1}} = G_{\Gamma 0}, \quad (6)$$

где индекс 1 – для параметров каскадов низкого давления;

индекс 2 – для параметров каскадов высокого давления;

индекс 0 – для параметров свободной турбины;

i – номер венца ($i = 1, 2, \dots, 2z_j + 1$);

z_1, z_2 – число ступеней в КНД и КВД;

$G_{B1,i}, G_{B2,i}$ – расход воздуха на входе в i -й венец КНД и КВД, кг/с;

G_{K1}, G_{K2} – расход воздуха на выходе из КНД и КВД, кг/с;

$\Delta G_{B1,i}, \Delta G_{B2,i}$ – расход перепускаемого воздуха за i -м венцом КНД и КВД, кг/с;

$\Delta G_{\text{Вотб1}}, \Delta G_{\text{Вотб2}}$ – расход отбираемого воздуха за КНД и КВД, кг/с;

$\Delta G_{\text{Вохл1}}, \Delta G_{\text{Вохл2}}, \Delta G_{\text{Вохл0}}$ – расход охлаждающего воздуха для ТНД, ТВД и СТ, кг/с;

G_T – расход топлива, кг/с;

$G_{\Gamma 1}, G_{\Gamma 2}, G_{\Gamma 0}$ – расход газа на входе в ТНД, ТВД и СТ, кг/с.

– уравнение баланса мощности для ротора низкого давления

$$N_{K1} = L_{T1} G_{\Gamma 1} \eta_{M1}, \quad (7)$$

– уравнение баланса мощности для ротора высокого давления

$$N_{K2} = L_{T2} G_{\Gamma 2} \eta_{M2}, \quad (8)$$

где N_{K1}, N_{K2} – мощность КНД и КВД, соответственно, которые определяются с учетом отбора и перепуска рабочего тела по зависимостям:

$$N_{K1} = \sum_{i=1}^{z_1} (G_{B1,i} - \Delta G_{B1,i}) L_{CT1,i}, \quad i = 1, 2, \dots, z_1,$$

$$N_{K2} = \sum_{i=1}^{z_2} (G_{B2,i} - \Delta G_{B2,i}) L_{CT2,i}, \quad i = 1, 2, \dots, z_2,$$

$L_{CT1,i}, L_{CT2,i}$ – удельная работа i -й ступени КНД и КВД, Дж/кг;

L_{T1}, L_{T2} – удельная работа ТНД и ТВД, Дж/кг;

η_{M1}, η_{M2} – механический КПД ротора НД и ВД.

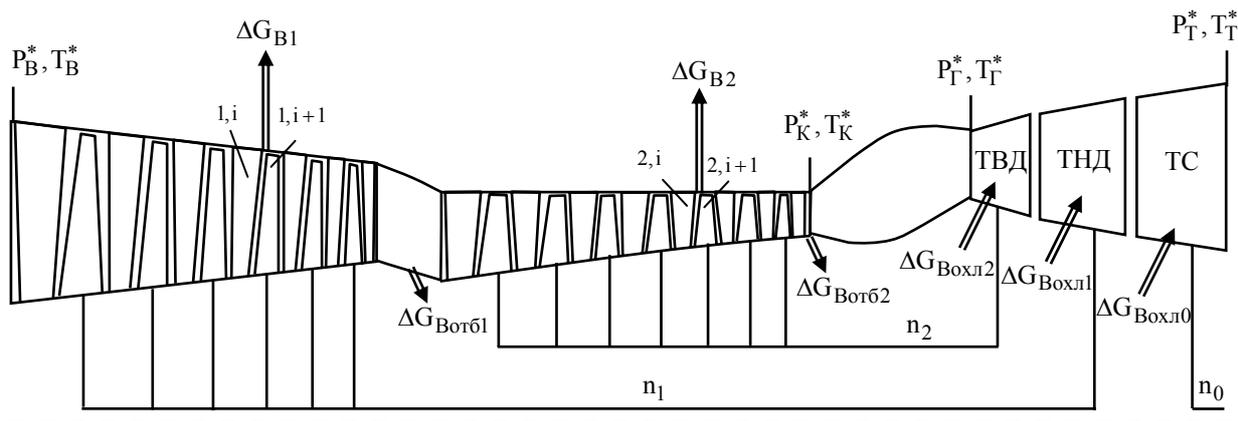


Рис. 1. Расчетная схема ГТД

– условия, накладываемые программами регулирования двигателя

$$y_n = f(x_n), \tag{9}$$

где y_n – регулирующий фактор;

x_n – регулируемый параметр.

Расчет дроссельной характеристики турбовального двигателя осуществляется по программе регулирования $n_{ВД} = var$.

Математическая модель осевого многоступенчатого компрессора является составной частью общей модели ГТД и позволяет определять параметры потока в осевых зазорах между венцами, а также суммарные характеристики отдельных ступеней, групп ступеней каскадов и компрессора в целом.

Определение характеристик многоступенчатого осевого компрессора основано на решении системы уравнений газовой динамики в одномерной невязкой стационарной постановке и позволяет учитывать проявление реальных свойств потока (углы отставания и потери) с помощью обобщенных полуэмпирических зависимостей. Величины потерь включают в себя обобщения результатов продувок плоских и кольцевых решеток различной геометрии.

Потери в лопаточном венце являются результатом суммирования профильных, вторичных, концевых потерь, а также потерь, вызванных перетеканиями в радиальном зазоре. При расчете характеристик ступеней и компрессора учитываются геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов компрессора на среднем радиусе.

В данной модели ГТД использована математическая модель газовой турбины, основанная на соотношениях работы [10].

2. Исследование влияния перепуска воздуха на характеристики двигателя

Ниже представлены результаты применения математической модели ГТД для анализа влияния

перепуска воздуха из проточной части компрессора на пониженных режимах работы на запасы газодинамической устойчивости и интегральные параметры двигателя.

Расчетная схема исследуемого двигателя представлена на рис. 1. Отбор воздуха (периодический) производится из 4-й ступени КВД. В КВД отбор воздуха (постоянный) производится из-за 3 и 7 ступени.

На пониженных частотах вращения режимы работы первых ступеней соответствуют левым ветвям их характеристик и приближаются к границе области устойчивой работы (ступени работают с повышенными углами натекания), а режимы работы последних ступеней располагаются на правых ветвях при отрицательных углах натекания. Для улучшения работы компрессора в различных условиях эксплуатации ГТД применяют его регулирование. Одним из способов регулирования является перепуск воздуха из проточной части.

На рис. 2 показаны треугольники скоростей на входе в рабочее колесо первой и последней ступени компрессора при наличии перепуска воздуха и без него.

Открытие клапана перепуска приводит к увеличению расхода воздуха через группу первых ступеней, расположенных до сечения перепуска (рис. 2, а), что приводит к повышению уровня осевых скоростей и уменьшению углов натекания i . В результате увеличиваются запасы устойчивости первых ступеней и компрессора в целом. Возможно возрастание КПД первых ступеней.

Расход воздуха через группу ступеней расположенных за клапаном перепуска, несколько уменьшается, снижаются осевые скорости и увеличиваются углы натекания на лопаточные венцы (рис. 2, б).

В двигателе режим работы компрессора согласуется с режимами работы других узлов при заданной частоте вращения. Поэтому рассматривать

влияние перепуска воздуха на суммарные характеристики компрессора целесообразно в зависимости от расхода на выходе из него G_K .

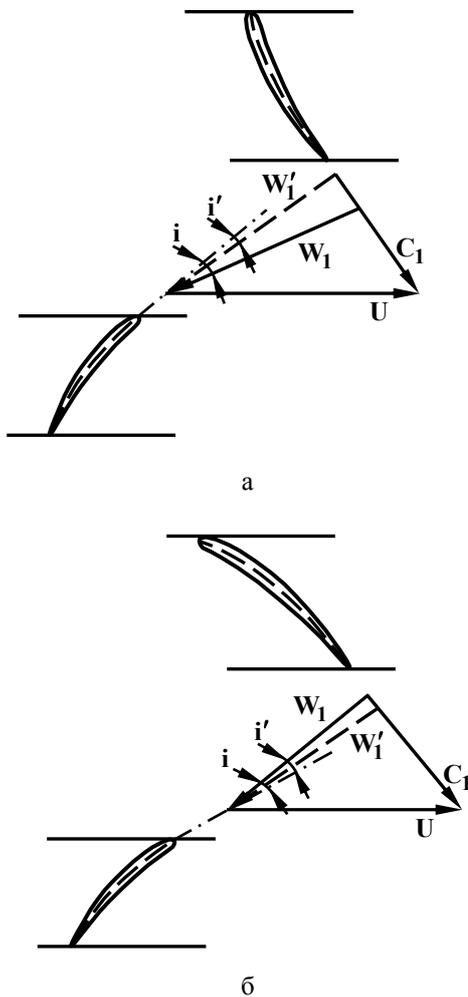


Рис. 2. Треугольники скоростей в ступенях компрессора при пониженных частотах вращения: а – первая ступень; б – последняя ступень

На рис. 3 представлена суммарная характеристика КНД при включенном перепуске воздуха за третьей ступенью при $\bar{n}_{НДпр} \leq 0,9$ в относительных величинах

$$\left(\bar{G}_K = \frac{G_K}{G_{Kр.р.}}, \quad \bar{\eta}_{КНД}^* = \frac{\eta_{КНД}^*}{\eta_{КНДр.р.}^*} \right),$$

$$\bar{\pi}_{КНД}^* = \frac{\pi_{КНД}^*}{\pi_{КНДр.р.}^*}, \quad \bar{n}_{НДпр} = \frac{n_{НДпр}}{n_{НДпрр.р.}},$$

где индекс «р.р.» – означает расчетный режим). При включении перепуска расход воздуха на выходе из компрессора несколько снижается, снижаются также $\pi_{КНД}^*$ и $\eta_{КНД}^*$. Характеристика меняет свою форму и смещается влево по расходу, режимы совместной рабо-

ты узлов газогенератора на характеристике переходят в область высоких расходов.

Расчетный анализ течения в компрессоре показывает, что на пониженных частотах вращения углы натекания на лопатки рабочих колес первых ступеней достаточно велики (рис. 4, 5). На линии рабочих режимов (ЛРР) газогенератора без перепуска воздуха, они достигают значений $i=6$ градусов и еще больших значений на границе области устойчивых режимов (ГУР) (рис. 4, 5). Перепуск, увеличивая расход воздуха, приводит к уменьшению углов натекания на лопатки первых ступеней. На ступенях, расположенных за клапаном перепуска, углы натекания возрастают.

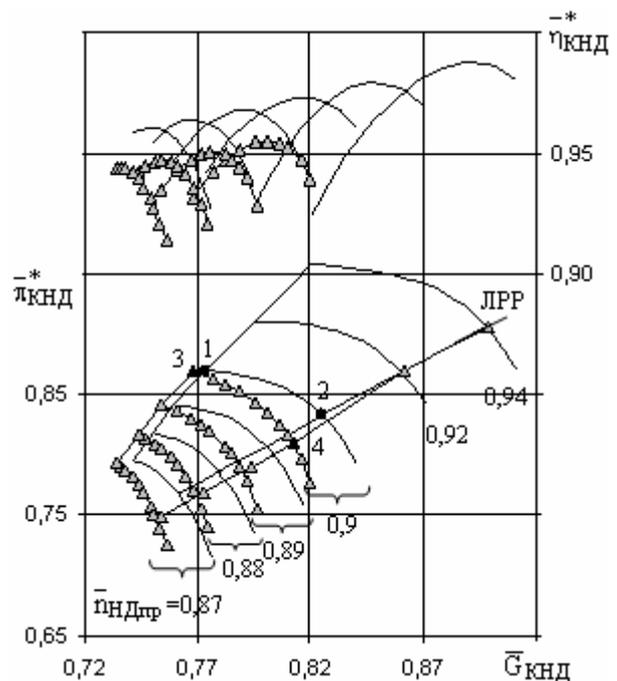


Рис. 3. Характеристика КНД. — — — без перепуска; —△— перепуск 8%

Открытие клапана перепуска позволяет при пониженных частотах вращения повысить запас устойчивой работы первых ступеней и компрессора в целом. Изменение $\Delta K_{yнд}$ представлено на рис. 6.

Для многоступенчатого осевого компрессора при отсутствии перепуска воздуха изоэнтروпический КПД определен как

$$\eta_K^* = \frac{T_B^* \left(\pi_K^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{(T_K^* - T_B^*)}. \quad (10)$$

При наличии перепуска воздуха из проточной части компрессора величину изоэнтропического КПД следует определять с учетом изменения массового расхода воздуха, проходящего через клапаны.

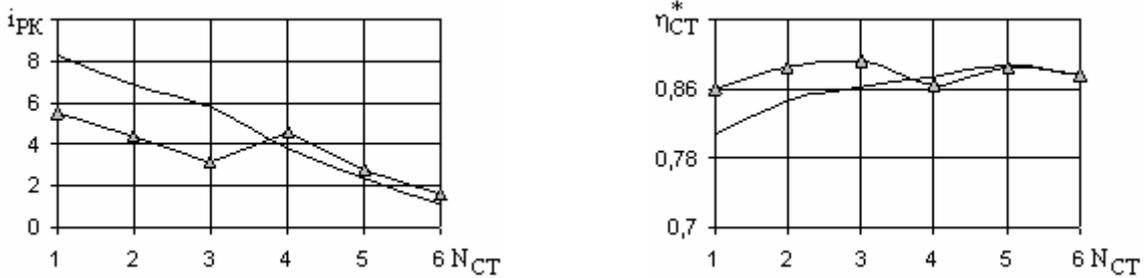


Рис. 4. Влияние перепуска воздуха на углы натекания на рабочие колеса и КПД ступеней на режиме $\bar{p}_{НДпр}=0,9$ вблизи ГУР (точки 1 и 3)
 — без перепуска; —△— перепуск 8%

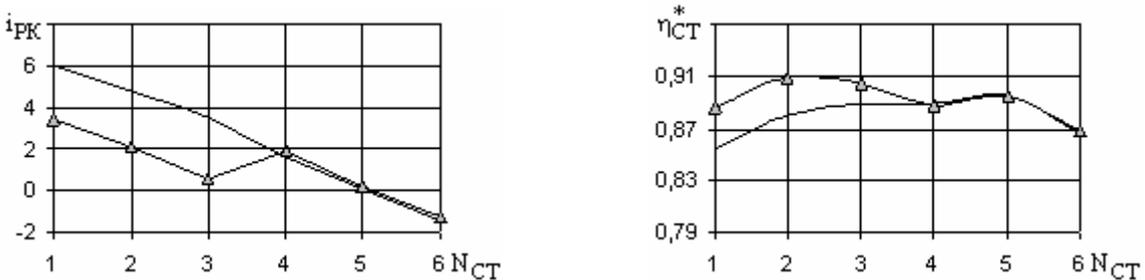


Рис. 5. Влияние перепуска воздуха на углы натекания на рабочие колеса и КПД ступеней на режиме $\bar{p}_{НДпр}=0,9$ на ЛРР (точки 2 и 4)
 — без перепуска; —△— перепуск 8%

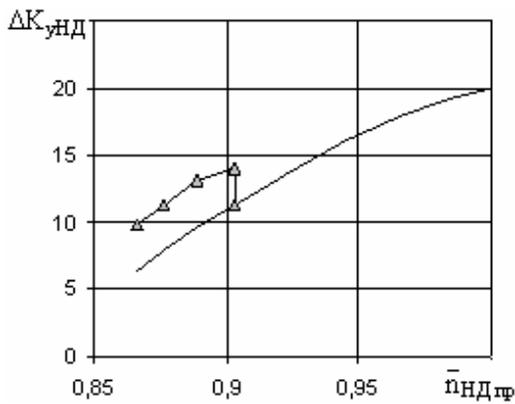


Рис. 6. Изменение запаса устойчивости КНД вдоль линии рабочих режимов
 — без перепуска; —△— перепуск 8%

Так в случае, когда осуществляется перепуск (отбор) воздуха только в одном сечении проточной части компрессора зависимость для расчета КПД имеет вид:

$$\eta_{Кпер}^* = \frac{G_K T_B^* \left(\pi_K^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{G_K (T_K^* - T_B^*) + \Delta G_B (T_{пер}^* - T_B^*)}, \quad (11)$$

где G_K – расход воздуха через компрессор в сечении на выходе, кг/с;

T_B^* – полная температура перед компрессором, К;

π_K^* – степень повышения полного давления;

k – показатель изоэнтропы процесса;

T_K^* – полная температура за компрессором, К;

ΔG_B – количество перепускаемого (отбираемого) воздуха, кг/с;

$T_{пер}^*$ – полная температура в сечении перепуска, К.

Из рис. 3 следует, что перепуск воздуха за одной из ступеней приводит к снижению КПД компрессора. При увеличении количества перепускаемого воздуха этот эффект становится более ощутимым.

Рис. 7 отражает влияние количества перепускаемого воздуха на величины углов натекания на лопатки рабочих колес вблизи ГУР.

В табл. 1 представлены изменения значений КПД, запасов устойчивости компрессора и углов натекания на лопатки рабочего колеса первой ступени на среднем радиусе в зависимости от количества перепускаемого воздуха при $\bar{p}_{НДпр}=0,9$.

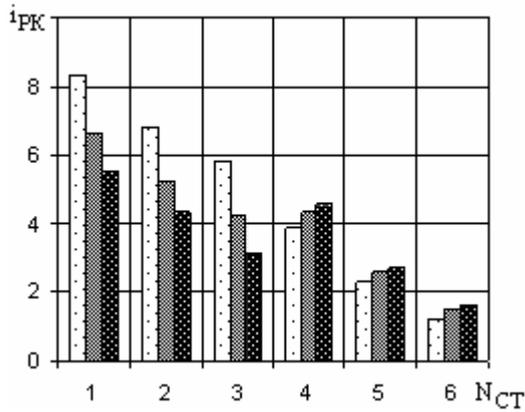


Рис. 7. Влияние количества перепускаемого воздуха на углы натекания на рабочие колеса на режиме

$\bar{n}_{\text{НДпр}}=0,9$ вблизи ГУР:

- – без перепуска;
- ▨ – перепуск 5 %;
- – перепуск 8 %

Таблица 1

Параметры КНД на линии рабочих режимов при различной величине расхода перепускаемого воздуха

$\Delta \bar{G}_B, \%$	0	5	8
$i_{\text{ПК}}, \text{град.}$	6,02	4,39	3,41
$\Delta \eta_{\text{КНД}}^*, \%$	0	-1,2	-1,99
$\Delta(\Delta \bar{K}_{\text{унд}}), \%$	0	19	24

На рис. 8 представлена дроссельная характеристика двигателя в виде безразмерных зависимостей мощности и удельного расхода топлива:

$$\bar{N}_e = \frac{N_e}{N_{e.p.p.}}, \quad \bar{C}_e = \frac{C_e}{C_{e.p.p.}}$$

от часового расхода топлива $\bar{G}_T = \frac{G_T}{G_{T.p.p.}}$. При открытии клапанов пере-

пуска при $\bar{n}_{\text{НДпр}}=0,9$ наблюдается ступенчатое изменение \bar{N}_e и \bar{C}_e . Из-за затрат энергии на сжатие воздуха, который не совершает полезной работы и уменьшения суммарного расхода рабочего тела через проточную часть происходит снижение мощности двигателя и повышение удельного расхода топлива.

Заключение

Представленная математическая модель ГТД с поенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора использована для исследования влияния перепуска и отбора воздуха из проточной части

КНД двигателя с двухвальным газогенератором и свободной турбиной на интегральные параметры двигателя и на запасы газодинамической устойчивости.

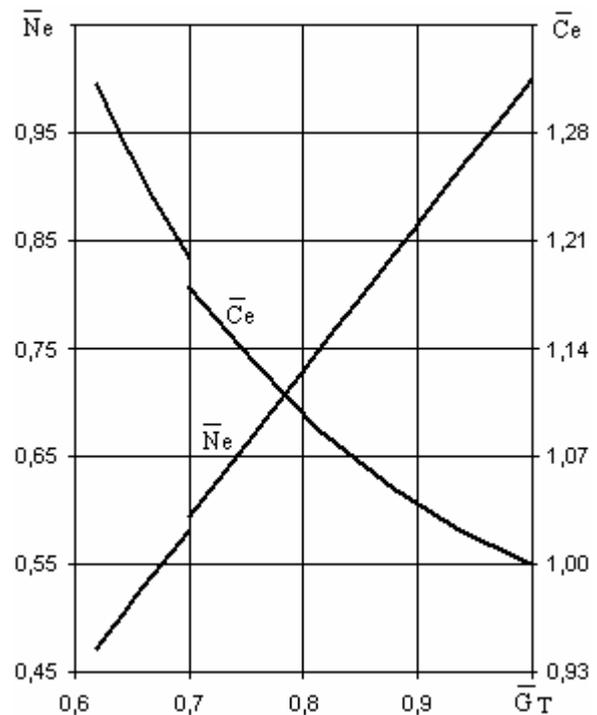


Рис. 8. Дроссельная характеристика двигателя

При закрытых клапанах перепуска на пониженной частоте вращения углы натекания на лопатки первых ступеней весьма велики, что является причиной появления срывных и неустойчивых режимов работы КНД. Открытие клапанов позволяет снизить значения углов натекания на эти ступени, повысить запасы устойчивой работы компрессора, однако приводит к снижению его КПД.

Перепуск воздуха из средних ступеней компрессора является эффективным средством увеличения запасов устойчивой работы, но сопровождается значительным ухудшением характеристик двигателя: снижением его мощности и увеличением удельного расхода топлива. Поэтому расход перепускаемого воздуха в совокупности с отбором на различных режимах должен быть регламентирован и определен с учетом двух выше названных факторов.

Литература

1. GasTurb – The Gas Turbine Performance Simulation Program [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.gasturb.de>.
2. Visser W.P.J. GSP, a generic object-oriented gas turbine simulation environment [Электронный ресурс] / W.P.J. Visser, M.J. Broomhead // NLR Tech-

nical Publication NLR-TP-2000-267. – 21 p. – Режим доступа: <http://www.gspteam.com>.

3. ЦИАМ 1990-2000. Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1 / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: Машиностроение, 2000. – С. 59-79.

4. Программный комплекс ГРАД (Газодинамические Расчеты Авиационных Двигателей) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://grad.kai.ru>.

5. Морозов С.А. Программный комплекс ГРАД – газодинамические расчеты авиационных двигателей / С.А. Морозов, Б.М. Осипов, А.В. Титов и др. // Авиакосмические технологии и оборудование: сб. докл. науч.-практ. конференции (14-17 августа 2000 г.) – Казань: КГТУ, 2003. – С. 190-196.

6. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для вузов / А.М. Ахмедзянов, Ю.С. Алексеев, Х.С. Гумеров и др.; под ред. А.М. Ахмедзянова. – М.: Машиностроение, 2000. – 454 с.

7. Ахмедзянов Д.А. Динамика развития и использования математических моделей на различных этапах разработки ГТД / Д.А. Ахмедзянов, И.А. Кривошеев, О.Н. Иванова // Известия вузов. Авиационная техника. – 2003. – № 3. – С. 71-73.

8. José Javier Alvarez. Simulation of compressible internal flow systems with EcosimPro / José Javier Alvarez // 1^a Reunión de Usuarios de EcosimPro, UNED. – Madrid. May 3-4, 2001. – 7 p. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.ecosimpro.com/download/articles/C01_10_en.pdf.

9. Бойко Л.Г. Метод расчета характеристик турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора / Л.Г. Бойко, Е.Л. Карпенко // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 3. – С. 143-146.

10. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.1 / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.

Поступила в редакцию 12.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА З ПОВІНЦЕВИМ ОПИСОМ БАГАТОСТУПЕНЕВОГО ВІСЬОВОГО КОМПРЕССОРА І ЇЇ ПРАКТИЧНЕ ВІКОРИСТАННЯ

Л.Г. Бойко, О.Л. Карпенко

Наведена математична модель газотурбінного двигуна дозволяє визначати його експлуатаційні характеристики на сталих режимах з урахуванням геометричних параметрів проточної частини і вінців лопаток багатоступінчатого осевого компресора на середньому радіусі. Приведені результати застосування даної математичної моделі для дослідження впливу перепуску повітря з проточної частини компресора турбовального газотурбінного двигуна на його характеристики, зміну параметрів потоку в проточній частині і запаси газодинамічної стійкості.

Ключові слова: математична модель, газотурбінний двигун, експлуатаційні характеристики, межа області стійкої роботи.

THE GAS TURBINE ENGINE MATHEMATICAL MODEL WITH MULTISTAGE AXIAL-FLOW COMPRESSOR BLADES DESCRIPTION AND ITS PRACTICAL APPLICATION

L.G. Boyko, E.L. Karpenko

The mathematical model of gas-turbine engine allows determining his performance characteristics on steady state and with a glance of geometrical parameters multi-stage axial compressor blade rows on the middle radius is presented. Application results of the given model for research of air bypass from the compressor on the performance of turboshaft engine, changes of flow characteristics and the stability margin are received.

Key words: mathematical model, gas turbine engine, performance characteristics, surge line.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, професор, зав. кафедрой теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Карпенко Елена Леонидовна – н.с. кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.