

УДК 621.45.037

МЕТОД РАСЧЕТНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ 2D-ТЕЧЕНИЯ В МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРАХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Л. Г. Бойко¹, А. Е. Демин², О. Н. Дрынов³, В. А. Калюжная⁴

k201@d2.khai.edu

¹⁻³ Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

^{3, 4} Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. акад. А. Г. Ивченко
(ГП «Ивченко-Прогресс»)

Поступила в редакцию 16 июня 2014 г.

Аннотация. Приведены основные положения метода поверочного расчета двумерного до- и трансзвукового течения в осевом многоступенчатом компрессоре, предназначенного для исследования структуры течения и суммарных характеристик этого объекта. Представлены результаты численных исследований течения в трансзвуковой ступени осевого компрессора, осевом многоступенчатом компрессоре современного авиационного двигателя. Приведено сопоставление полученных результатов с данными экспериментальных исследований. Рассмотрено влияние программы регулирования направляющих аппаратов многоступенчатого осевого компрессора на его суммарные характеристики.

Ключевые слова: многоступенчатый осевой компрессор; расчет до- и трансзвукового течения; суммарные характеристики; структура течения.

ВВЕДЕНИЕ

Процесс проектирования, доводки и модернизации многоступенчатых осевых компрессоров (МОК) современных авиационных газотурбинных двигателей основан на широком использовании расчетно-теоретических методов исследования. В зависимости от требований к полноте и достоверности получаемой информации о параметрах течения в компрессорах авиационных двигателей применяются методы поверочного расчета различного уровня сложности. С помощью одномерных моделей на стадии эскизного проектирования проводится анализ согласованности работы лопаточных венцов компрессора на средней по высоте проточной части поверхности тока, коррекция их основных геометрических параметров, а также определение суммарных характеристик.

Методы 2D-моделирования течений в турбомашинах, несмотря на наличие ограничений, связанных с двухмерной схематизацией реального течения в межлопаточном канале, широко используются при проектировании и доводке турбомашин.

Наиболее полное представление о структуре потока в многоступенчатом компрессоре может быть получено с помощью численного моделирования трехмерного течения на основе решения системы уравнений Навье–Стокса как в

стационарной, так и нестационарной постановках в сочетании с различными моделями турбулентности. Достаточно широкое распространение для моделирования вязкого сжимаемого течения в компрессорах получили зарубежные коммерческие пакеты, основанные на решении системы уравнений Навье–Стокса, такие как ANSYS CFX, NUMECA, Concepts NREC, разработанные в «дальнем» зарубежье, а также FlowER (Украина), FlowVision, 3D-IMP-MULTI-2000 (Россия) и др., специализированные для исследования течения в турбомашинах.

Следует отметить, что, несмотря на значительный объем получаемой информации и возможность подробных исследований газодинамических процессов, происходящих при обтекании лопаточных венцов, существующим методам расчета вязкого 3D-течения на этапе газодинамического проектирования компрессора не удалось заменить более быстрые и гибкие 2D-подходы, используемые для выполнения большого количества вариантных расчетов. С помощью этих методов результаты могут быть получены достаточно быстро, что дает возможность проводить совершенствование геометрических параметров лопаточных венцов в интерактивном режиме.

Двумерные подходы позволяют провести оценку согласованности работы лопаточных венцов в сечениях, расположенных на различ-

ных радиусах в многоступенчатой машине, определить суммарные характеристики отдельных ступеней и компрессора в целом в широком диапазоне режимов работы, оценивать целесообразность использования принятой программы регулирования направляющих аппаратов. Поэтому создание новых и совершенствование существующих методов расчета двумерных течений в элементах газотурбинного двигателя является важной задачей, направленной на повышение качества проектирования.

Отдавая дань ставшим классическими работам 2D-подходов к расчету осесимметричного течения в турбомашине, выполненным в 60–70 гг. прошлого столетия [1–4], сыгравшим значительную роль в становлении современного турбомашиностроения, и более поздним работам, выполненным в ЦИАМ им. П. И. Баранова и ВВИА им. Н. Е. Жуковского [5, 6], предназначенным непосредственно для анализа течения в многоступенчатых осевых компрессорах, следует подчеркнуть необходимость совершенствования таких подходов. Распад научных связей и уход многих советских научных школ, а также практическая необходимость использования расчетных методов приводит либо к применению морально устаревших программных комплексов, либо к созданию новых методов, базирующихся при описании процессов в лопаточных венцах на представлении о струйном характере течения без учета взаимодействия в радиальном направлении, что не является приемлемым в современных условиях.

В данной статье представлен метод расчета до- и трансзвукового течения в многоступенчатых осевых компрессорах, разработанный в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», в течение ряда лет применяемый при решении практических задач на этапе проектирования и доводки.

МЕТОД РАСЧЕТА

Представленный ниже метод поверочного расчета 2D-течения позволяет на основе заданных значений геометрических параметров проточной части и лопаточных венцов, а также режима работы по частоте и расходу определить структуру двумерного, осредненного в окружном направлении течения в ступени компрессора, блоке ступеней, многоступенчатых компрессорах, а также подводящих и отводящих каналах. Данный метод в силу своих возможностей, определяемых использованием численного метода второго порядка точности,

мелких расчетных сеток, детального описания лопаточных поверхностей, может быть отнесен к новому поколению 2D-методов расчета течения в компрессоре. Область применения разработанного метода определена до- и трансзвуковыми (до $M < 1,4$) режимами течения, при численном моделировании которых особую трудность представляет реализация перехода течения через звуковую линию. Для расчета трансзвуковых течений обычно применяют методы установления по времени, основанные на нестационарной форме записи уравнений газовой динамики, вследствие чего обеспечивается устойчивый сквозной счет во всей области течения. Такой подход является универсальным, и его применение оправдано при наличии мощных скачков уплотнения и их взаимодействия. Однако, когда скорость сверхзвукового течения невелика ($M < 1,4$), альтернативой методам установления может служить решение системы уравнений газовой динамики в стационарной форме. Для обеспечения устойчивости счета при $M \geq 1,0$ вводится аналогично ряду известных работ [7, 8] коррекция плотности в виде искусственной сжимаемости.

Система уравнений Эйлера записана для вращающейся с постоянной угловой скоростью ω системы координат:

$$\vec{\nabla}(\rho \vec{w}) = 0, \quad (1)$$

$$(\vec{w} \vec{\nabla}) \vec{w} + 2 \vec{\omega} \times \vec{w} + \vec{\omega} \times \vec{u} + \frac{1}{\rho} \vec{\nabla} p = 0, \quad (2)$$

$$\vec{\nabla} \cdot [\vec{w} \cdot (\rho E + p)] = 0, \quad (3)$$

где $\vec{\nabla}$ – дифференциальный оператор Гамильтона; ρ – плотность; \vec{w} – вектор относительной скорости; $\vec{\omega}$ – вектор угловой скорости вращения ротора; \vec{u} – вектор окружной скорости; p – давление, удельная полная энергия

$$E = c_v T + \frac{w^2 - u^2}{2},$$

T – температура; c_v – теплоемкость при постоянном объеме.

Для замыкания системы использовано уравнение состояния совершенного газа

$$p = \rho R T. \quad (4)$$

Для упрощения решения задачи и постановки граничных условий введена система обобщенных координат (ξ, η, φ) , рис. 1, *a*, в которой ось φ совпадает с окружным направлением, а оси ξ и η расположены в меридиональной плоскости так, чтобы границы области интегрирова-

ния совпадали с линиями $\xi, \eta = \text{const}$. Физическая область отображается на прямоугольную расчетную область $ABCD$ (рис. 1, б), покрытую равномерной расчетной сеткой с шагом $\Delta\xi = \Delta\eta = h$.

На границах AB и CD возможно задание граничных условий двух типов: распределения плотности тока либо угла наклона линий тока к оси турбомшины по радиусу ($\rho v_n = f(r)$) или $\gamma = f(r)$.

На втулочной поверхности AD задано условие непротекания, функция тока $\psi = 0$. На периферийных поверхностях BE и FC , рис. 1, также задаются условия непротекания, однако функция тока на этих участках может иметь разные значения, это позволяет учитывать влияние отбора воздуха их проточной части [9–11].

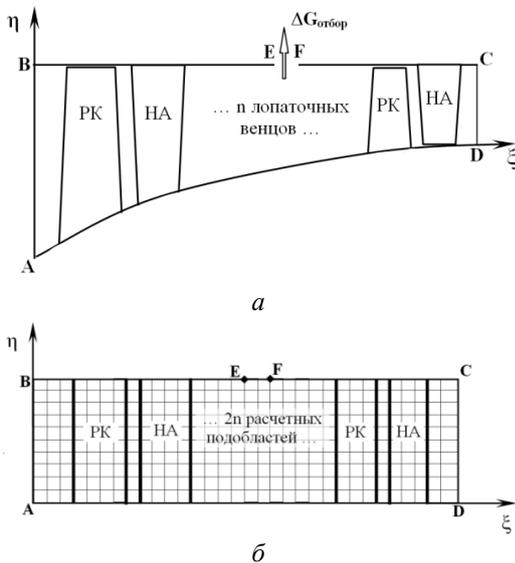


Рис. 1. Физическая и расчетная области

Для вывода уравнения функции тока принято уравнение движения (2), записанное в форме Крокко:

$$\vec{w} \times (\vec{V} \times \vec{v}) = \vec{V}H - T \cdot \vec{V}S, \quad (5)$$

где \vec{v} – вектор абсолютной скорости; ротальпия потока $H = c_p \cdot T + (w^2 - u^2) / 2$; S – энтропия.

После преобразований уравнение для определения функции тока в областях, занятых лопаточными венцами, примет вид

$$\frac{\partial P}{\partial \eta} - \frac{\partial Q}{\partial \xi} = U - P \cdot S_\eta + Q \cdot S_\xi, \quad (6)$$

где

$$P = \frac{1}{\rho \chi \sqrt{g}} \left(\gamma_{\xi\xi} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} - \gamma_{\xi\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \xi} \right),$$

$$Q = \frac{1}{\rho \chi \sqrt{g}} \left(\gamma_{\xi\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} - \gamma_{\eta\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \xi} \right),$$

$$S_\xi = \frac{1}{w^2} \left(\frac{1}{k} \frac{\partial I}{\partial \xi} - \frac{TR}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial \xi} \right),$$

$$S_\eta = \frac{1}{w^2} \left(\frac{1}{k} \frac{\partial I}{\partial \eta} - \frac{TR}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial \eta} \right),$$

$$U = \rho \chi \sqrt{g} \frac{dH}{d\psi} + 2u \left(n_\eta \frac{\partial r}{\partial \xi} - n_\xi \frac{\partial r}{\partial \eta} \right),$$

$$\gamma_{\xi\eta} = g_{\xi\eta} + r^2 \cdot n_\xi \cdot n_\eta,$$

$$\gamma_{\xi\xi} = g_{\xi\xi} + r^2 \cdot n_\xi^2,$$

$$\gamma_{\eta\eta} = g_{\eta\eta} + r^2 \cdot n_\eta^2,$$

где I – энтальпия; χ – коэффициент загромождения проточной части лопаточными венцами; g – определитель метрического тензора; r – радиус; n_ξ, n_η – проекции вектора нормали к поверхности тока S_2 на оси ξ и η .

Для областей, свободных от лопаточных венцов, $u=0, w=v$. Окружная компонента вектора скорости определена из осредненной по окружной координате φ -проекции уравнения движения, которая представляет собой условие сохранения циркуляции $\Gamma = v_u \cdot r = v_\varphi$ вдоль поверхности тока. Аналогично (6) записано уравнение для определения функции тока для свободных каналов.

Ключевой для рассматриваемого метода является задача определения плотности, входящей в качестве неизвестной в уравнение функции тока (6). Зависимость плотности от функции тока является двузначной: одно значение плотности соответствует дозвуковому режиму течения, а другое – сверхзвуковому. Для устранения этой неопределенности при нахождении ρ используется проекция уравнения движения (5), записанного как

$$\vec{w} \times (\vec{V} \times \vec{v}) - \vec{V}H + \vec{V}I - \frac{k-1}{k} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \vec{V}(\rho I) = 0, \quad (7)$$

на вектор относительной скорости.

После осреднения по координате φ уравнение (7) принимает вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \xi} + \theta \frac{\partial \rho}{\partial \eta} = \rho \cdot F, \quad (8)$$

где

$$\theta = \frac{w^\xi}{w^\eta} = - \frac{(\partial \psi / \partial \eta)}{(\partial \psi / \partial \xi)}, \quad F = \frac{1}{k-1} \cdot \frac{1}{I} \left(\frac{\partial I}{\partial \xi} + \theta \frac{\partial I}{\partial \eta} \right),$$

где w^ξ, w^η – контравариантные компоненты вектора скорости.

Моделирование реальных свойств течения осуществляется путем введения, аналогично ряду работ [1, 2, 11], в правую часть уравнения (5) дополнительного члена, моделирующего диссипативные свойства течения:

$$\vec{w} \times (\vec{V} \times \vec{v}) = \vec{\nabla}H - T\vec{\nabla}S - \vec{D}. \quad (9)$$

Вектор \vec{D} , являясь аналогом сил трения, направлен в сторону, противоположную вектору относительной скорости \vec{w} , и определяется из условия полного перехода работы сил трения в тепло:

$$\vec{D} = -\vec{w}D/w, \quad \vec{D} \cdot \vec{w} = T \cdot \vec{w} / \vec{\nabla}S. \quad (10)$$

Используемый в представленном методе расчета способ учета вязких свойств потока в лопаточных венцах предполагает вычисление в ходе итераций потерь полного давления и углов отставания потока в решетке.

При расчете профильных потерь и углов отставания потока используется методика [12] с учетом поправок [13, 14].

Величина суммарных потерь ζ_{Σ} в произвольном сечении по радиусу венца принимается равной сумме определяемых на основе полуэмпирических зависимостей профильных [12], волновых [13, 14], вторичных, концевых потерь в радиальном зазоре [15, 16]

$$\zeta_{\Sigma} = \zeta_{np} + \zeta_{волн} + \zeta_{вт} + \zeta_{к} + \zeta_{рад.з.з.}$$

Оценка потерь в скачках уплотнения при сверхзвуковых скоростях потока на входе в решетку производится в соответствии с односкачковой моделью Хартмана-Льюиса [17], достаточно хорошо работающей при низких сверхзвуковых скоростях потока на входе $M_1 < 1,4$.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС AxSym

Представленный алгоритм реализован в программном комплексе AxSym [18], который позволяет производить поверочный расчет до- и трансзвукового осесимметричного течения в проточной части осевых компрессоров в меридиональной плоскости с отбором воздуха на заданном режиме работы (расход воздуха, частота вращения ротора, расход перепускаемого или отбираемого воздуха), при заданных геометрических параметрах лопаточных венцов и проточной части с указанием места расположения областей отбора (перепуска) воздуха и условий на входе (распределения полного давления, температуры и углов потока по радиусу).

РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕСТИРОВАНИЯ И ПРАКТИЧЕСКОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Разработанный на базе представленного метода ПК AxSym применен для численного исследования до- и трансзвуковых течений в ступенях и многоступенчатых осевых компрессорах. Представленные в статье результаты расчета сопоставлены с экспериментальными данными.

ТРАНСЗВУКОВАЯ КОМПРЕССОРНАЯ СТУПЕНЬ

Выбранная в качестве объекта исследования трансзвуковая ступень является моделью первой ступени осецентробежного компрессора, рис. 2, спроектирована на фирме Pratt&Whitney [19]. На «расчетном» режиме модельная ступень обеспечивает степень повышения давления $\pi_{cm}^* = 1.65$ при массовом расходе $G = 3.97$ кг/с. При помощи ПК AxSym проведен анализ течения в данной ступени в «расчетной» точке. Условия на входе в ступень приняты соответствующими стандартным атмосферным.

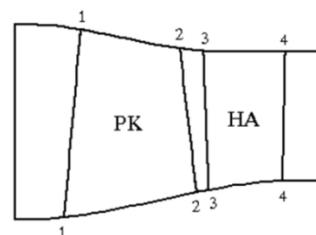


Рис. 2. Схема проточной части трансзвуковой ступени

На рис. 3 показаны результаты расчета с помощью предложенного комплекса программ в виде распределений углов натекания и чисел Маха потока во входном и выходном сечениях РК и НА в абсолютном и относительном движении, степени повышения давления в рабочем колесе и в ступени, а также величины $\Delta T^*/T_1^* = (T_2^* - T_1^*)/T_1^*$ по высоте проточной части \bar{h} (сплошная линия). На этом же рис. 3 штриховой линией показаны результаты расчетов фирмы P&W, положенных в основу при проектировании ступени, а маркерами обозначены экспериментальные значения соответствующих параметров [19].

Представленные результаты расчетов получены без использования каких-либо настроечных коэффициентов и позволяют продемонстрировать удовлетворительное согласование расчетных и опытных данных.

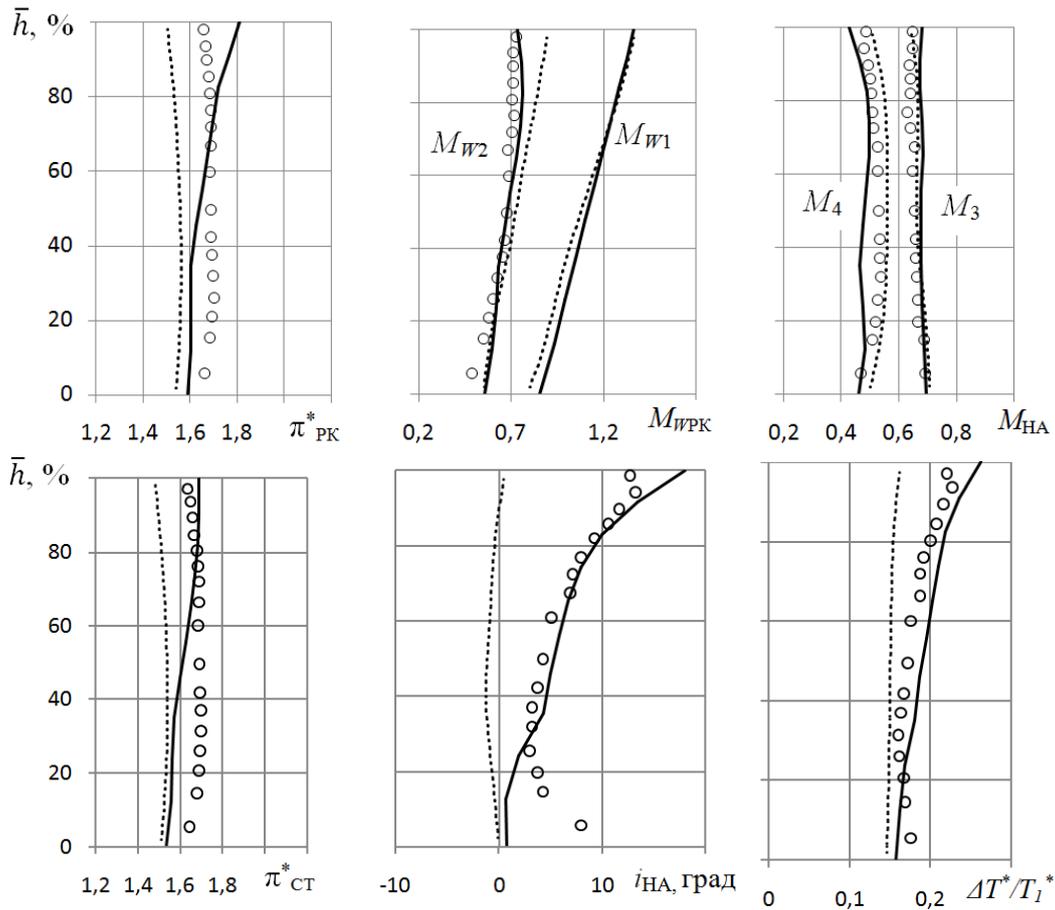


Рис. 3. Результаты расчета течения в трансзвуковой ступени:

— расчет AxSym; – расчет [19]; ○ – эксперимент [19]

МНОГУСТУПЕНЧАТЫЙ ОСЕВОЙ КОМПРЕССОР АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

С помощью ПК AxSym совместно с ГП «Ивченко-Прогресс» и ОАО «Мотор Сич» (Украина) исследованы структура течения и суммарные характеристики ряда многоступенчатых осевых компрессоров газотурбинных двигателей различного назначения. Ниже представлены результаты численного анализа до- и трансзвукового течения в многоступенчатом осевом компрессоре современного авиационного двигателя, показанного на рис. 4, а.

На рис. 4, б приведена принятая в расчете схема его проточной части с нанесенной на нее расчетной сеткой (густота сетки на рисунке занижена). Моделирование течения проведено на режимах без отбора воздуха. При выполнении расчетов поле давлений на входе в ВНА задавалось неравномерным по высоте лопатки, что соответствовало опытным данным и позволяло моделировать реальные условия обтекания.

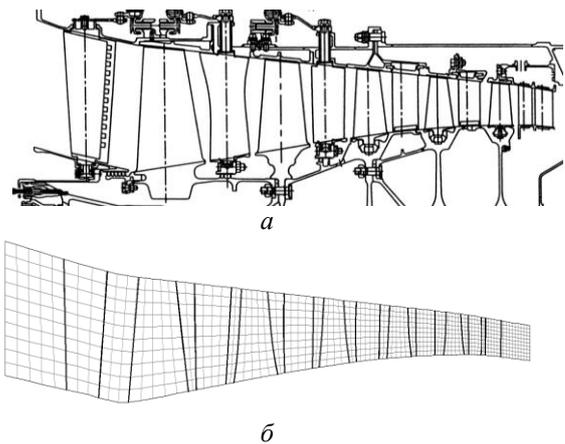


Рис. 4. Многоступенчатый осевой компрессор и его численная схематизация

Результаты расчетов и их сопоставление с экспериментальными данными приведены на рис. 5, на котором показаны характеристики компрессора в виде зависимостей степени повышения полного давления от приведенных к стандартным условиям на входе расхода воздуха и частоты вращения $\bar{\pi}_k = f(\bar{G}_{впр})$.

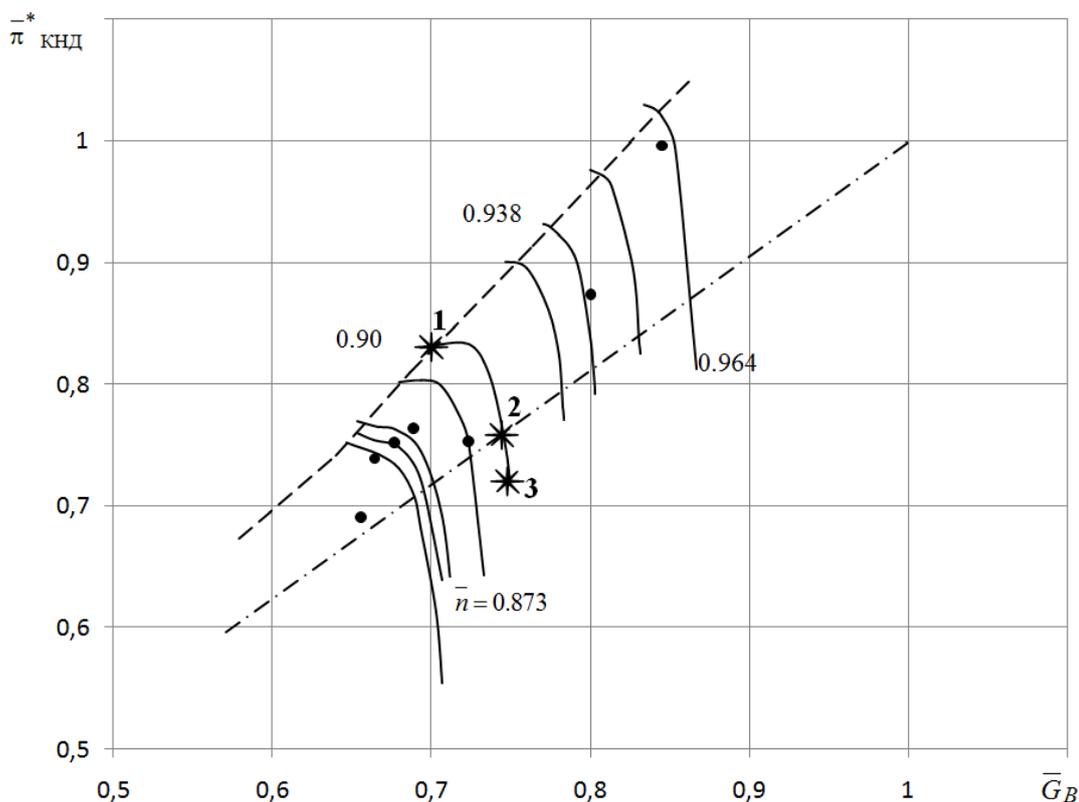


Рис. 5. Характеристика компрессора авиационного ГТД:

● — экспериментальные данные ГП «Ивченко-Прогресс»;
 - - - - - граница устойчивой работы, — · — · — линия рабочих режимов;
 — — — — — расчет AxSym

Здесь $\pi_{к}^* = \frac{\pi_{к}^*}{\pi_{к\text{ расч}}^*}$, $\pi_{к\text{ расч}}^*$ $G_{в\text{ пр расч}}$ — парамет-

ры на «расчетном» режиме, на режимах $\bar{n}_{\text{пр}} = 0.873, 0.877, 0.88, 0.90, 0.938, 0.964$. Там же представлены соответствующие опытные данные ГП «Ивченко-Прогресс» (Украина). Как видно из рис.5, получено удовлетворительное их соответствие.

Использование параметра диффузорности [20] позволило провести оценку границы области устойчивой работы рассматриваемого КНД. На рис. 6 приведено сопоставление запасов устойчивости, полученных расчетным и экспериментальным путем (сплошная линия) в зависимости от частоты вращения.

На рис. 7 показаны радиальные распределения полных давлений P^* и температур T^* в сечениях за ступенями. Как видно из рис. 7, при проектировании удалось получить близкие к равномерным распределения полных давлений по высоте лопатки. Значительная неравномерность полной температуры по радиусу свидетельствует о повышенных величинах энергии, передаваемой потоку концевыми сечениями ра-

бочих колес. Полученная потоком энергия расходуется на компенсацию дополнительных потерь, которые неизбежно имеют место в этих областях.

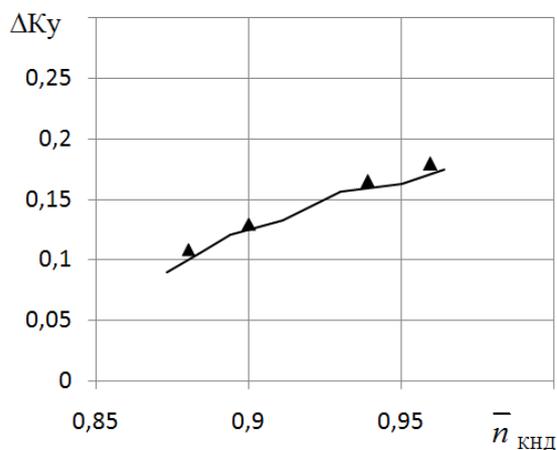


Рис. 6. Запасы устойчивости компрессора на различных режимах:

▲ — экспериментальные данные;
 — — — — — расчет AxSym

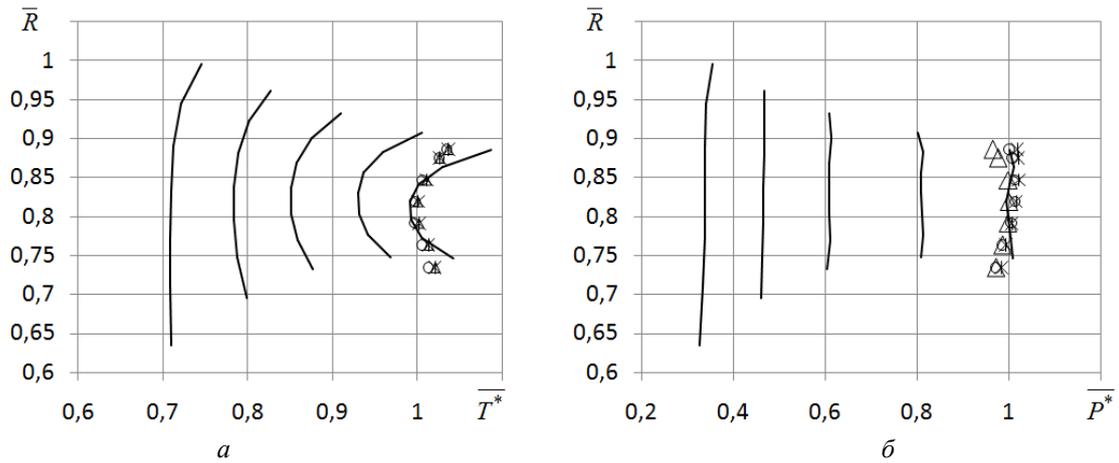
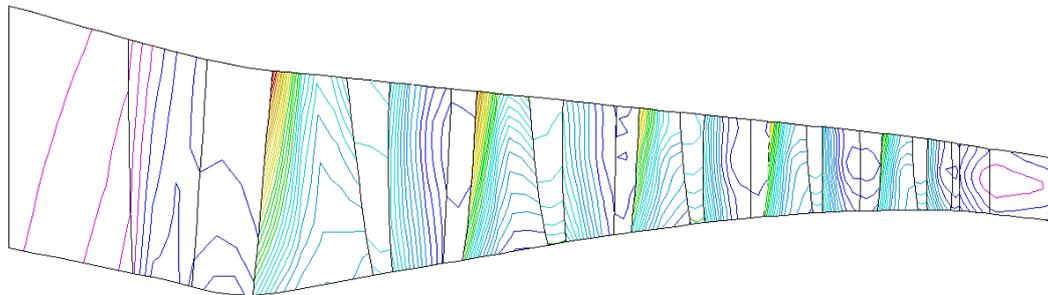


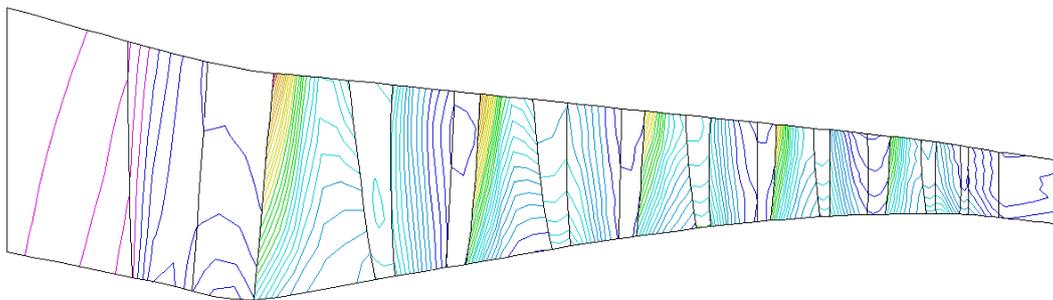
Рис. 7. Распределение $\bar{T}^* = T^*/T_k^*$ и $\bar{P}^* = P^*/P_k^*$ по высоте проточной части за 5-й ступенью

компрессора на режиме $\bar{n}_{пр} = 0,9$, $\bar{G}_{в пр} = 0,72$, $\bar{\pi}_k^* = 0,75$.

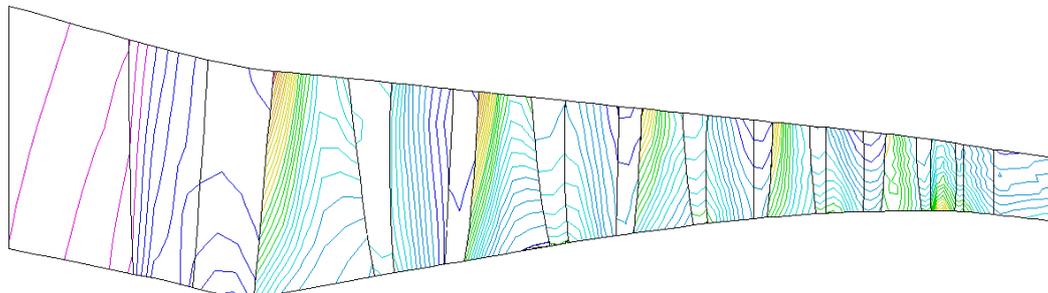
$\Delta \circ \text{Ж}$ — экспериментальные данные; — — расчет AxSym



точка 1



точка 2



точка 3



Рис. 8. Изолинии чисел Маха в компрессоре при $\bar{n} = 0,9$
(рисунок в цвете размещён в электронном виде)

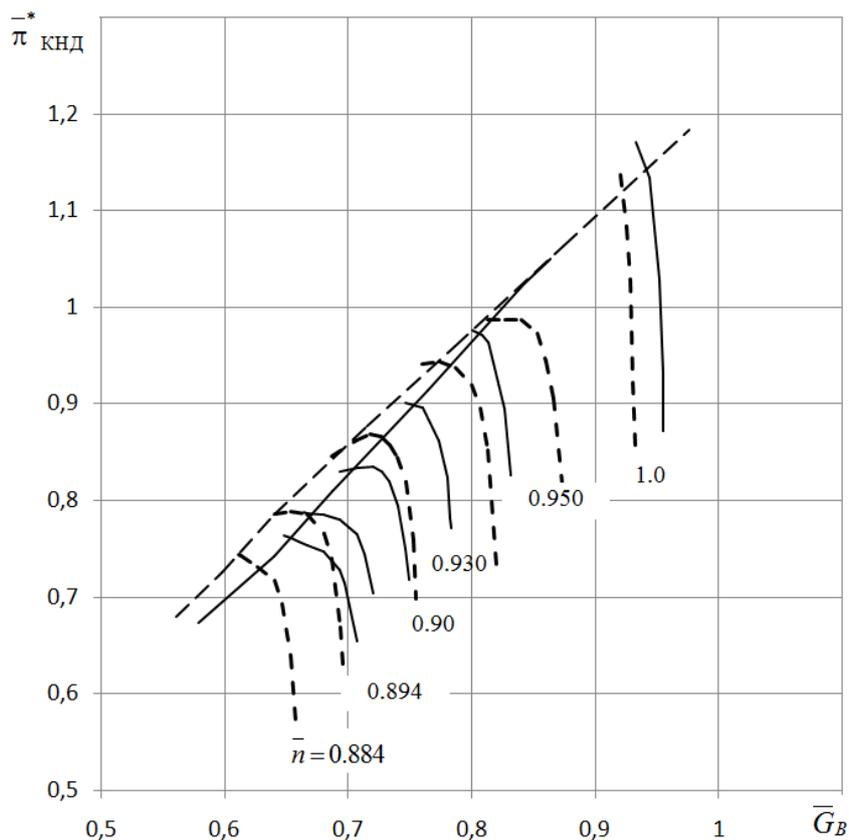


Рис. 9. Характеристика КНД при различных законах изменения угла установки лопаток НА КНД

Кроме этого, на рис. 7 представлено сопоставление результатов расчета полного давления и полной температуры за последней ступенью компрессора с данными экспериментальных замеров (различные маркеры соответствуют различным точкам замеров по окружности).

ПК AxSym позволяет исследовать структуру потока во всей расчетной области. На рис. 8 представлены изолинии чисел Маха в проточной части компрессора при $\bar{n} = 0.9$ на режимах, отмеченных на рис. 5 точками 1, 2, 3.

Разработанный программный комплекс использован при исследовании влияния различных программ регулирования направляющих аппаратов представленного выше многоступенчатого компрессора авиационного двигателя на его суммарные характеристики.

«Новый» закон регулирования, отмеченный штриховой линией, в отличие от «исходного» обеспечивает увеличение запасов газодинамической устойчивости, а также большие расходы воздуха при $\bar{n} = 0.9 \dots 0.95$, что иллюстрируется представленными на рис. 9 суммарными характеристиками исследуемого КНД.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлен разработанный в Проблемной лаборатории газотурбинных двигателей и установок «ХАИ» метод и соответствующий программный комплекс AxSym, предназначенный для поверочного расчета до-, транс- и сверхзвукового ($M < 1,4$) двухмерного течения в изолированной ступени и многоступенчатом осевом компрессоре в широком диапазоне режимов, включая режимы работы с отбором (перепуском) воздуха. С его помощью проводится анализ особенностей течения в многоступенчатых компрессорах и их суммарных характеристик, что создает основу для совершенствования геометрических параметров лопаточных венцов и проточной части с целью увеличения степени повышения давления, КПД и запасов газодинамической устойчивости. Метод является полезным инструментом для специалистов и используется в процессе проектирования и доводки многоступенчатых компрессоров ГТД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Сироткин Я. А.** Аэродинамический расчет лопаток осевых турбомашин. М.: Машиностроение, 1972. 448 с. [[J. A. Sirotkin, *Aerodynamics calculation of axial turbo-machines blades*, (in Russian). Moscow: Machinostroenie, 1972.]]
2. **Жуковский М. И.** Аэродинамический расчет потока в осевых турбомашинках. Л.: Машиностроение, 1967. 287 с. [[M. I. Zukovsky, *Aerodynamics flow calculation in axial turbomachines*, (in Russian). Leningrad: Machinostroenie, 1967.]]
3. **Дорфман Л. А.** Численные методы в газодинамике турбомашин. Л.: Энергия, 1979. 270 с. [[L. A. Dorfman, *Numerical methods in turbo machines gas dynamics*, (in Russian), Leningrad: Energia, 1979.]]
4. **Гроссман Ф. Е., Тарабрин А. П.** Разработка пакета прикладных программ по расчету проточной части стационарного осевого компрессора // Повышение эффективности, надежности долговечности компрессоров и компрессорных установок: матер. 7-й науч. конф. Казань, 1987. С. 3–10. [[F. E. Grossman and A. P. Tarabrin, "Development of applied program package for calculation of stationary axial compressor setting," (in Russian), in *Proc. 7th scientific conf. Kazan*, 1987.]]
5. **Егоров И. Н., Талызина В. С. Фомин В. Н.** Комплект программ по расчету характеристик осевых компрессоров // Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1989. С. 231–238. [[I. N. Egorov, V. S. Talyzina, and V. N. Fomin, "Programs complex for characteristics calculation, optimum designing and control of multistage axial compressors," (in Russian), in *Scientific-methodical Materials for Aviation Engines Processes and Characteristics*. Moscow: NMEA named after N. E. Zhukovsky, 1989.]]
6. **Егоров И. Н., Талызина В. С. и др.** Оптимизация многоступенчатого осевого компрессора на базе его двумерной математической модели // Лопаточные машины и струйные аппараты. М.: ЦИАМ, 1996. № 13. С. 121–140. [[I. N. Egorov, V. S. Talyzina, et al., "Axial multistage compressor optimization based on it's own 2D mathematical model," (in Russian), in *Lopatochnye mashiny i strujnye apparaty*. No 13, Moscow: CIAM, 1996.]]
7. **Хафез М., Лоувелл Д.** Численное решение уравнения для функции тока в случае трансзвуковых скоростей // Аэрокосмическая техника. 1983. Т. 1, № 11. С. 63–73. [[M. Hafez, D. Lovell, "Numerical solution of transonic stream function equation," (in Russian), in *Aerokosmicheskaja Technika*, vol. 1, no. 11, pp. 63-73, 1983.]]
8. **Хабаси В., Хафез М.** Расчет трансзвуковых течений методом конечных элементов // Аэрокосмическая техника. 1983. Т. 1, № 5. С. 58–68. [[W. Habashi and M. Hafez, "Finite element solutions of transonic flow problems," (in Russian), in *Aerokosmicheskaja Technika*, vol. 1, no. 5, pp. 58-68, 1983.]]
9. **Бойко Л. Г., Муравченко О. Ф., Ковалев М. А.** Двумерная математическая модель течения в осевом компрессоре с учетом отбора (перепуска) воздуха // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Харьков: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2000. Вып. 19. С. 83–87. [[L. G. Boyko, O. F. Muravchenko, and M. A. Kovalev, "Axial compressor two dimensional mathematic model with air bleeding (bypass)," (in Russian), in *Aviatsionno-kosmicheskaya Tekhnika i Tekhnologiya*, vol. 19, pp. 83-87, 2000.]]
10. **Бойко Л. Г. и др.** Исследование влияния отбора воздуха на структуру течения и характеристики многоступенчатого осевого компрессора // Компрессорная техника и пневматика. 2000. № 7. С. 30–32. [[L. G. Boyko, et al., "Multistage axial compressor flow structure and performances air bleeding influence investigation," (in Russian), in *Compressorная техника i pnevmatika*, no. 7, pp. 30-32, 2004.]]
11. **Бойко Л. Г., Барышева Е. С., Демин А. Е., Дрынов О. Н.** Расчетное исследование течения в осецентрированном компрессоре авиационного ГТД // Вестник УГАТУ. 2013. Т. 17, № 4. С. 29–37. [[L. G. Boyko, E. S. Barysheva, A. E. Demin, and O. N. Drynov, "The aviation gas-turbine engine axial-centrifugal compressor flow calculation research," (in Russian), *Vestnik UGATU*, vol. 17, no. 4, pp. 29-37, 2013.]]
12. **Lieblein.** Loss and stall analysis of compressor cascades // *Trans. ASME. Series D*. 1959. No. 3. P. 387–400. [[Lieblein, "Loss and stall analysis of compressor cascades," *Trans. ASME. Series D*, no. 3, pp. 387-400, 1959.]]
13. **Al-Daini.** Loss and deviation model for a compressor blade element // *Int. J. Heat and Fluid Flow*. Vol. 7, no. 1. 1986. P. 69–78. [[Al-Daini, Loss and deviation model for a compressor blade element," *Int. J. Heat and Fluid Flow*, vol. 7, no. 1, 1986.]]
14. **Свэн В. К.** Практический метод расчета характеристик околозвукового компрессора // Тр. амер. общ.-ва инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. 1961. Т. 83, № 3. С. 130–141. [[W. C. Swan, "A practical method of predicting transonic compressor performance," (in Russian), in *Trudy Amerikan. obshchestva ing. mekhanicov. Energeticheskie mashiny i ustanovki*, vol. 83, no. 3, pp. 130-141, 1961.]]
15. **Новиков А. С., Шебакпольский Ф. П.** Расчет коэффициента вторичных потерь в ступени осевого компрессора // Ученые записки ЦАГИ. 1978. Т. IX, вып. 5. С. 116–119. [[A. S. Novikov and F. P. Shebakpolskiy, "Axial stage compressor secondary losses coefficient calculation," (in Russian) in *Uchenye zapiski CAGI*, vol. IX, issue 5, pp. 116-119, 1978.]]
16. **Лакшминараяна Б., Пуагар М., Давино Р.** Трехмерное поле течения в периферийной области рабочего колеса компрессора // Тр. амер. общ.-ва инж.-мех. Сер. Энергетические машины и установки. 1982. Т. 104, № 5. С. 43–55 [[B. Lakshminarayana, M. Pouagare, and R. Davino, "Three-dimensional flow field in the tip region of a compressor rotor passage," (in Russian), in *Trudy american. obshchestva ing. mekhanicov. Energeticheskie mashiny i ustanovki*, vol. 104, no. 5, pp. 43-55, 1982.]]
17. **Miller G. R., et al.** Shock losses in transonic compressor blade rows / G. R. Miller, G. W. Lewis, M. J. Hartmann // *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power*. July, 1961. P. 235–241. [[G. R. Miller, G. W. Lewis, M. J. Hartmann, "Shock losses in transonic compressor blade rows," *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power*, pp. 235-241, 1961.]]
18. **Бойко Л. Г. и др.** Комплекс методов поверочного расчета осевых и центробежных компрессоров // Труды XV Междунар. науч.-техн. конф. по компрессорной технике. Казань, 2011. Т. 1. С. 250–259. [[L. G. Boyko, et al., "Programs complex for test calculation of axial and centrifugal compressors," (in Russian), in *Trudy XV mezhdunarodnoj nauchno tehnikeskoj konferencii po kompressornoj tehnike*, vol. 1, pp. 250-259, Kazan, 2011.]]
19. **Satofuka N., Morinishi K.** Computation of two-dimensional transonic cascade flow using a new Navier–Stokes solver // *AIAA Paper No 86-1386*. 1986. P. 1–9. [[N. Satofuka and K. Morinishi, "Computation of two-dimensional transonic cascade flow using a new Navier–Stokes solver," *AIAA Paper*, no. 86-1386, pp. 1-9, 1986.]]
20. **Schobeiri M. T.** Advanced compressor loss correlations, part i: theoretical aspects // *Int. J. Rotating Machinery*. 1997. Vol. 3, no. 3. P. 163–177. [[M. T. Schobeiri, "Advanced compressor loss correlations, part i: theoretical aspects," *Int. J. Rotating Machinery*, vol. 3, no. 3, pp. 163-177, 1997.]]

ОБ АВТОРАХ

БОЙКО Людмила Георгиевна, зав. каф. теории авиац. двигателей. Дипл. инж.-мех. по авиац. двигателям (ХАИ, 1973). Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (там же, 1996), проф. Иссл. в обл. аэродинамики компрессоров и теории газотурб. двигателей.

ДЕМИН Александр Евгеньевич, ст. науч. сотр. той же каф. Дипл. инж.-мех. по авиац. двигателям (ХАИ, 1983). Канд. техн. наук по тепл. двиг. ЛА (там же, 1997). Иссл. в обл. теории лопаточных машин.

ДРЫНОВ Олег Николаевич, гл. констр. Дипл. инж.-мех. по авиац. двигателям (ХАИ, 1993). Иссл. в обл. авиац. газотурб. двигателей.

КАЛЮЖНАЯ Вера Алексеевна, вед. инж. Дипл. инж.-мех. по авиац. двигателям (ХАИ, 1975). Иссл. в обл. газодинамической устойчивости авиац. газотурб. двигателей.

METADATA

Title: 2D flow calculation investigation method for GTE multi-stage axial compressors.

Authors: L. G. Boyko¹, A. E. Dyomin¹, O. N. Drynov², V. A. Kaliuzhnaia²

Affiliation:

¹ National Aerospace University named after N. E. Zhukovskiy "Kharkov Aviation Institute", Ukraine.

² State Enterprise Ivchenko-Progress, Ukraine.

Email: k201@d2.khai.edu.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 19, no. 1 (67), pp. 2-12, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The main provisions of the two-dimensional calculation method span pre-and transonic flow in the axial multistage compressor, designed to study the flow structure and the overall characteristics of the object is presented. The results of numerical studies of flow in transonic stage axial compressor, axial multistage compressor modern aircraft engine are shown. The comparison of the results with experimental studies is demonstrated. The influence of the regulatory program guide vanes multistage axial compressor at its summary characteristics is shown.

Key words: multistage axial compressor; sub- and transonic flow calculation; summary performances; flow structure.

About authors:

BOYKO, Ljudmila Georgievna, The Head of Aviation Engines Theory Chair, professor. Dipl. Engineer-Mechanic (KhAI, 1973). Dr of Engineering Science, Specialty Aircraft Heat Engines (KhAI, 1996). Area of Research: Compressors Aerodynamic, Gas-Turbine Engine Theory.

DYOMIN, Aleksandr Evgenjevich, Senior Staff Scientist of Aviation Engines Theory Chair. Dipl. Engineer-Mechanic (KhAI, 1983). Ph. D., Specialty Aircraft Heat Engines (KhAI, 1997). Area of Research: Turbomachinery Theory.

DRYNOV, Oleg Nikolaevich, Chief Designer. Dipl. Engineer-mechanic (KhAI, 1993). Area of Research: Aviation Gas-Turbine Engine Investigations.

KALIUZHNAIA Vera Alecseevna, principal engineer. Dipl. Engineer-mechanic (KhAI, 1975). Area of Research: Aviation Gas-Turbine Engine Gas Dynamics Stability.