

УДК 621.515.1

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ОСЕЦЕНТРОБЕЖНОМ КОМПРЕССОРЕ АВИАЦИОННОГО ГТД

Л. Г. Бойко¹, Е. С. Барышева², А. Е. Демин³, О. Н. Дрынов⁴

k201@d2.khai.edu

^{1–3} Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

⁴ Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. акад. А. Г. Ивченко
(ГП «Ивченко-Прогресс»)

Поступила в редакцию 27.08.2013

Аннотация. Приведены основные положения метода поверочного расчета двумерного до- и трансзвукового течения в осецентробежном компрессоре, предназначенного для исследования структуры течения и суммарных характеристик этого объекта. Проведено численное исследование течения в осевых ступенях, концевой центробежной ступени и осецентробежном компрессоре в целом. Показаны суммарные характеристики и структура течения в компрессоре. Представлено сопоставление результатов расчетов с данными экспериментальных исследований.

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

ВВЕДЕНИЕ

Осецентробежные компрессоры (ОЦК) все чаще находят применение в конструкциях современных авиационных газотурбинных двигателей. Свойственные им высокие степени повышения давления, реализуемые в достаточно малом числе ступеней, являются их существенным преимуществом. Однако при этом необходимо учитывать сложности проектирования и доводки таких объектов. Как правило, осевые и центробежные ступени (ЦБС) осецентробежного компрессора проектируются с использованием различных, часто не согласованных между собой методов расчета. Возможны случаи, когда одна из частей конструкции получена путем моделирования на другой режим отработанных и доведенных ранее ступеней. Тогда возникает вопрос о возможности совместной работы осевой и центробежной частей и их согласованности. Ответ на него помогут дать соответствующие расчетные методы, позволяющие проводить анализ структуры течения, определять характеристики осецентробежных компрессоров.

Широкое распространение в практике получило «проектирование на основе анализа», базирующееся на серии поверочных расчетов течения в проточной части исследуемых объектов

и соответствующей, направленной, коррекции ее формы и геометрии лопаточных венцов.

Учитывая необходимость проведения большого числа вариантных расчетов, трудно предположить, что при решении задачи можно опираться только на методы расчета трехмерных течений. Большой объем предварительных работ должен быть выполнен с использованием двумерных подходов, их роль в иерархической структуре методов, применяемых при проектировании, велика.

Методы расчета двумерного течения позволяют учесть геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов и, несмотря на допущения, обладают достаточными для практики точностью и быстродействием.

Известны методы расчета двумерного течения, позволяющие проводить исследования проточных частей осевых многоступенчатых компрессоров [1, 2 и др.], а также методы расчета центробежных компрессорных ступеней [3–5 и др.]. В то же время в открытой печати не представлены двумерные методы, позволяющие проводить анализ структуры течения в осецентробежных компрессорах ГТД и определять их характеристики. Основные положения такого метода расчета и результаты его практического применения представлены в данной статье.

МЕТОД РАСЧЕТА

В проблемной лаборатории газотурбинных двигателей и установок Национального аэрокосмического университета «ХАИ», на основании имеющегося собственного опыта создания численных методов расчета течения в ступенях осевых и центробежных компрессоров, а также осевых многоступенчатых компрессорах [6–8], успешно прошедших верификацию и показавших в течение ряда лет свою надежность и эффективность при решении практических задач, при участии специалистов ГП «Ивченко-Прогресс» разработан метод расчета трансзвукового течения в осецентричном компрессоре, основные положения которого представлены ниже.

Предлагаемый метод предназначен для определения структуры течения и суммарных характеристик компрессора и составляющих его ступеней на основании заданных геометрических параметров лопаточных венцов и проточной части, а также режима работы по расходу и частоте вращения.

Аналогично [7, 8], метод базируется на решении системы уравнений Эйлера, записанной в стационарной форме:

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

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

$$\vec{\nabla} \cdot (\vec{w} \rho H) = 0,$$

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, $H = c_p T + \frac{w^2 - u^2}{2}$ – ротальпия, T –

температура, c_p – удельная теплоемкость при $p = \text{const}$.

Для ее замыкания используется уравнение состояния совершенного газа

$$p = \rho R T,$$

где R – газовая постоянная.

Данная задача решается в обобщенной криволинейной системе координат (ξ, η, φ) , представленной на рис. 1. Направление оси φ этой системы совпадает с окружным направлением, а осей ξ и η в меридиональной плоскости – с физическими границами области интегрирования. Физическая область отображается на прямоугольную расчетную область $ABCD$ (см. рис. 1, б). Такой подход позволяет упростить постановку граничных условий и получение решения.

Решение системы уравнений (1) осуществляется с использованием представления о функции тока. Для определения функции тока и плотности применяется уравнение движения в энергетической форме с учетом моделирования вязких свойств течения:

$$\vec{w} \times (\vec{\nabla} \times \vec{v}) = \vec{\nabla} H - T \vec{\nabla} S - \vec{D}, \quad (2)$$

где \vec{v} – вектор абсолютной скорости, S – энтропия, вектор \vec{D} – имитирующий воздействие диссипативных сил, направлен в сторону, противоположную вектору относительной скорости \vec{w} , и определяется из условия полного преобразования механической энергии, затраченной на преодоление сил сопротивления, в тепловую:

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

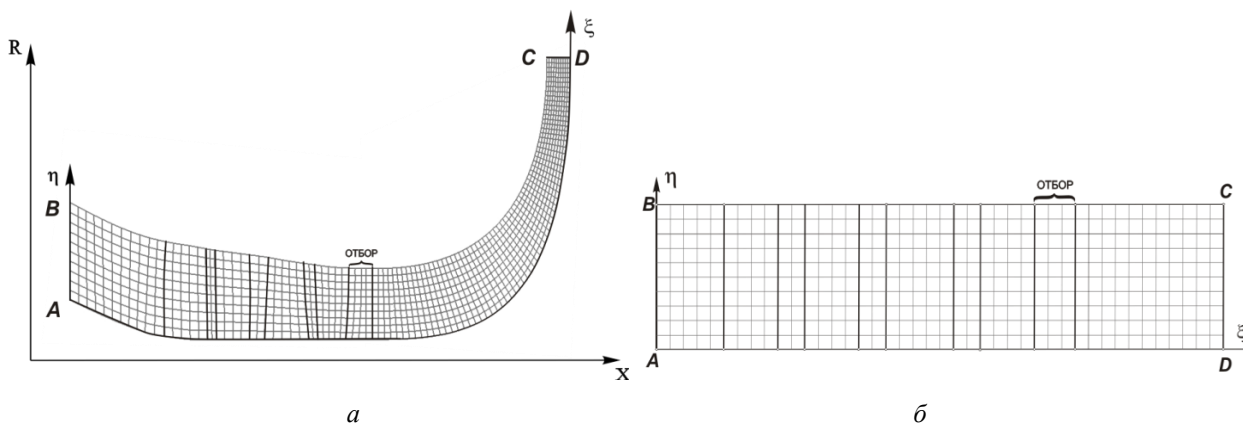


Рис. 1. Схема отображения физической области на расчетную

Такой подход успешно применен в ряде работ [см., например, 9, 10 и др.].

Уравнение движения (2) после проецирования на вектор $\vec{N} = \vec{n} \times \vec{w}$, направленный перпендикулярно вектору скорости и нормали к срединной межлопаточной поверхности тока S_2 и ряда преобразований приводится к дифференциальному уравнению второго порядка:

$$\frac{\partial P}{\partial \eta} - \frac{\partial Q}{\partial \xi} = U + P \cdot A_\eta - Q \cdot A_\xi, \quad (3)$$

где для областей, занятых лопаточными венцами:

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

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

$$A_\eta = \frac{1}{w^2} \left(\frac{\partial H}{\partial \eta} - T \frac{\partial S}{\partial \eta} \right),$$

$$A_\xi = \frac{1}{w^2} \left(\frac{\partial H}{\partial \xi} - T \frac{\partial S}{\partial \xi} \right),$$

$$U = 2u \cdot \left(n_\eta \frac{\partial r}{\partial \xi} - n_\xi \frac{\partial r}{\partial \eta} \right),$$

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

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

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

Для свободных каналов:

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

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

$$A_\eta = \frac{1}{v_m^2} \cdot \left(\frac{\partial H}{\partial \eta} - T \cdot \frac{\partial S}{\partial \eta} - \frac{\Gamma}{r^2} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial \eta} \right),$$

$$A_\xi = \frac{1}{v_m^2} \cdot \left(\frac{\partial H}{\partial \xi} - T \cdot \frac{\partial S}{\partial \xi} - \frac{\Gamma}{r^2} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial \xi} \right),$$

$$U = 0,$$

где χ – коэффициент загромождения проточной части лопаточными венцами; g – определитель метрического тензора; Γ – циркуляция; r – радиус; v_m – проекция абсолютной скорости на меридиональную плоскость, n_ξ , n_η – проекции вектора нормали к поверхности тока S_2 на оси ξ и η .

С помощью девятиточечного шаблона, приведенного на рис. 2, дифференциальное уравнение (3) аппроксимируется конечно-разностными уравнениями второго порядка точности:

$$P_{i,j+1/2} - P_{i,j-1/2} - h \cdot (P \cdot A_\eta)_{i,j} - Q_{i+1/2,j} + Q_{i-1/2,j} + h \cdot (Q \cdot A_\xi)_{i,j} = h \cdot U_{i,j},$$

где h – шаг ячейки.

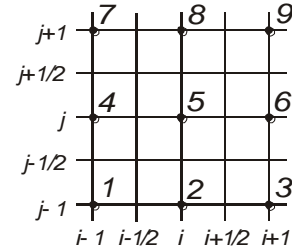


Рис. 2. Конечно-разностный шаблон

Для решения полученной системы уравнений используется метод Зейделя.

Решение уравнения (2) на околосвуковых режимах затруднено неоднозначностью зависимости плотности от расхода, которая в предлагаемом подходе преодолевается путем использования проекции уравнения движения в форме Крокко, записанного с учетом диссипативного члена:

$$\vec{w} \times (\vec{\nabla} \times \vec{v}) - \vec{\nabla} H + \vec{\nabla} I - \frac{k-1}{k} \cdot \frac{I}{\rho} \cdot \vec{\nabla}(\rho I) = -\vec{D},$$

где I – энтальпия, k – показатель изоэнтропы, на вектор относительной скорости.

Это уравнение после ряда преобразований принимает вид:

$$w^\xi \frac{\partial \rho}{\partial \xi} + w^\eta \frac{\partial \rho}{\partial \eta} = \rho \cdot F,$$

$$\text{где } F = \frac{I}{k-1} \cdot \frac{1}{I} \left[\left(w^\xi \frac{\partial I}{\partial \xi} + w^\eta \frac{\partial I}{\partial \eta} \right) - k \cdot T \left(w^\xi \frac{\partial S}{\partial \xi} + w^\eta \frac{\partial S}{\partial \eta} \right) \right],$$

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

Для численного интегрирования полученного уравнения применена неявная одношаговая схема. Полученная система уравнений решается методом прогонки.

Использование проекции уравнения движения в форме Крокко на вектор относительной скорости и введение искусственной сжимаемости, аналогично классическим подходам работ

[11], позволило распространить область применения данного метода на трансзвуковые режимы течения ($M < 1.4$).

Вязкие свойства течения учитываются с помощью обобщенных полуэмпирических зависимостей для определения значений углов отставания потока в решетках профилей и коэффициентов потерь, соответствующих исследуемому диапазону скоростей течения.

В предлагаемом методе используются различные схемы, обеспечивающие второй порядок аппроксимации, достаточно подробные расчетные сетки, позволяющие существенно снизить уровень погрешностей расчета (схемной вязкости), а также детально описать поверхность лопаточных венцов и меридиональных обводов. Данный подход дает возможность определять структуру осредненного в окружном направлении трансзвукового течения и суммарные характеристики осецентрированного компрессора и его элементов, учитывать влияние отбора рабочего тела из проточной части, аналогично [12], и поля параметров потока на входе.

РАСЧЕТНЫЙ АНАЛИЗ ТЕЧЕНИЯ

Представленный метод положен в основу программного комплекса *AxSymOCB* для расчета до- и трансзвукового течения в осецентрированном компрессоре.

Исходными данными для расчета являются:

- геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов;
- режим работы по расходу и частоте вращения ротора;
- распределения по высоте проточной части параметров потока на входе в ступень: полного давления и температуры, величины закрутки потока во входном сечении;
- распределение по высоте канала плотности тока во входном сечении.

С помощью программного комплекса *AxSymOCB* исследовано течение проточной части осецентрированного компрессора современного авиационного двигателя, в состав которого входят:

- осевая часть – двухступенчатая, с поворотными регулируемыми входным и первым направляющими аппаратами (ВНА, НА),
- центробежная ступень, состоящая из осерадиального высоконапорного рабочего колеса, лопаточного диффузора, поворотного колена и двухрядного спрямляющего аппарата.

На рис. 3 схематически показан объект исследования.

В процессе анализа возможностей исследуемого метода отдельно рассмотрена осевая часть, центробежная ступень и осецентрированный компрессор в целом.

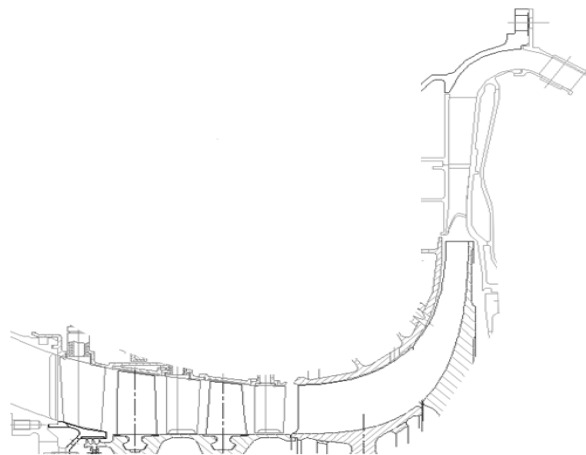


Рис. 3. Компрессор высокого давления современного авиационного двигателя

При моделировании течения в осевых ступенях поле полных температур и давлений на входе принято равномерным по высоте канала и соответствующим стандартным атмосферным условиям ($T^* = 288 \text{ К}$, $P^* = 101325 \text{ Па}$), а также учтена программа регулирования ВНА и первого НА.

С помощью предложенного метода и программного комплекса выполнен расчет характеристик осевых ступеней компрессора на заданных режимах по частоте вращения ротора и расходу, а также проведено сопоставление полученных результатов с опытными данными, представленное на рис. 4.

Здесь и далее суммарные характеристики представлены в виде зависимостей степени повышения давления $\bar{\pi}^*$, КПД $\bar{\eta}^*$ от расхода воздуха $\bar{G}_{в пр}$. Значения параметров отнесены к соответствующим значениям для ступени на расчетном режиме:

$$\bar{G}_{в пр} = \frac{G_{в пр}}{G_{в пр р}}, \quad \bar{\pi}^* = \frac{\pi^*}{\pi_{ст р}^*}, \quad \bar{\eta}^* = \frac{\eta^*}{\eta_{ст р}^*}.$$

Следующим этапом исследования является расчетный анализ течения в центробежной ступени рассматриваемого компрессора (рис. 5). Расчетные исследования выполнены при стандартных атмосферных условиях на входе $T^* = 288 \text{ К}$, $P^* = 101325 \text{ Па}$ на «расчетной» приведенной частоте вращения ($\bar{n}_{пр} = 1.0$). Распределения параметров потока на входе в расчетную область приняты равномерными по высоте про-

точной части при постоянном угле входа потока.

На рис. 5 показаны безразмерные суммарные характеристики ступени в виде зависимости степени повышения полного давления и КПД ступени от приведенного по входу расхода воздуха, полученные в результате расчета (сплошная линия), в сопоставлении с результатами экспериментальных исследований (маркер).

Расчетное исследование трансзвукового течения в осецентрибежном компрессоре проведено в широком диапазоне режимов по частоте вра-

щения ($\bar{n}_{пр} = 1.0, 0.92, 0.85$ и 0.8) и расходу.

При этом имитировались реальные условия работы объекта с учетом всех имеющихся отборов рабочего тела из проточной части: перед центробежным рабочим колесом, из его проточной части и за РК, а также за лопаточным диффузором (ЛД). На рис. 6 представлена суммарная характеристика осецентрибежного компрессора. Маркерами показаны экспериментальные данные.

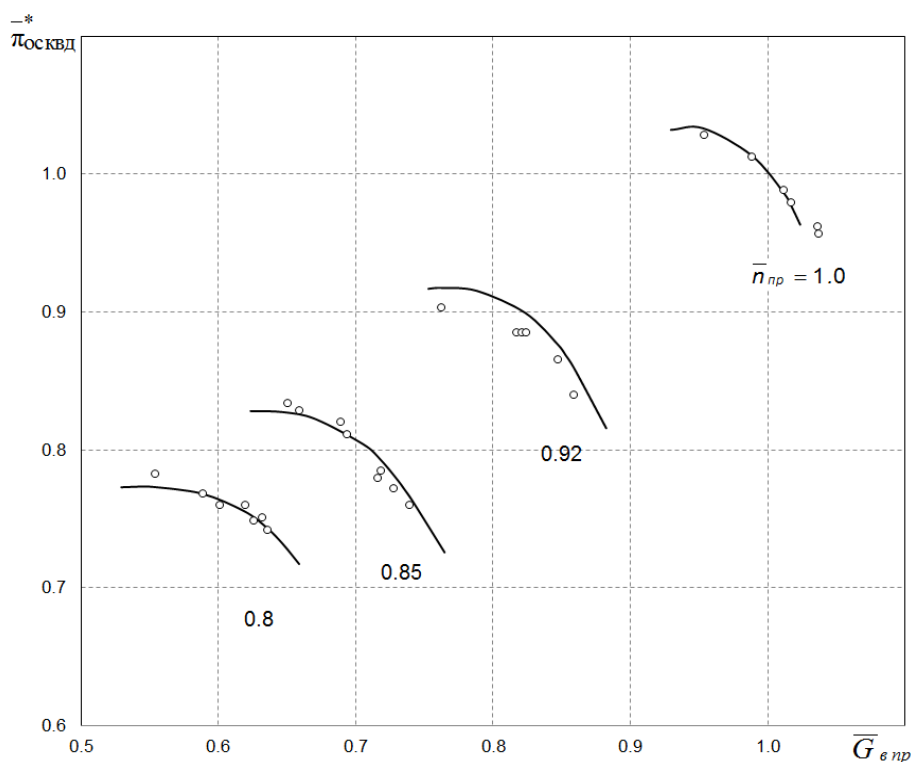


Рис. 4. Характеристика осевых ступеней: расчетная характеристика (—) и экспериментальные данные (○)

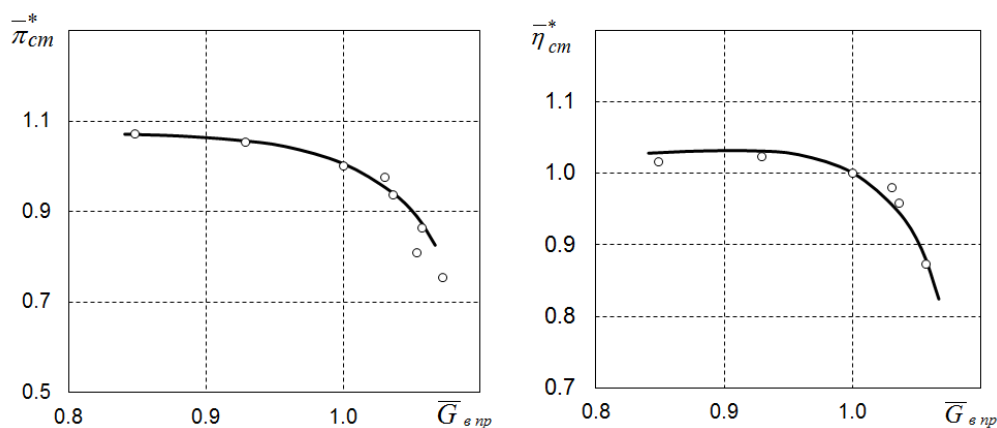


Рис. 5. Суммарная характеристика центробежной ступени: расчетная характеристика (—) и экспериментальные данные (○)

На рис. 7 представлены изолинии чисел Маха в проточной части осецентрированного компрессора на «расчетном» режиме при $\bar{n}_{пр} = 1.0$ и $\bar{G}_{пр} = 1.0$. Следует отметить, что в рабочих колесах первой и второй ступеней осевой части, а также в рабочем колесе и лопаточном диффузоре центробежной ступени наблюдаются области с высокими дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями потока. Осредненные по окружности числа Маха потока в абсолютном движении на выходе из РК ЦБС достигают $M_{v,2} = 0.95$ на «расчетном» режиме, что говорит о наличии сверхзвуковых зон в реальном потоке.

На этом режиме в ЛД наблюдается наличие сверхзвуковой зоны на входном участке и замыкающего скачка уплотнения в виде сгущения изолиний чисел Маха осредненного потока, что свидетельствует о работе ЛД в режиме «запирания». Перед скачком значение числа Маха составляет $M_v \approx 1.23$. Такие особенности совместной работы колеса и диффузора ограничивают пропускную способность данного варианта

ОЦК и, по-видимому, требуют коррекции его геометрических параметров.

На рис. 8 представлены распределения углов натекания на лопатки рабочих колес и направляющих аппаратов данного варианта осевой части, а также рабочего колеса и лопаточного диффузора центробежной ступени по высоте проточной части на «расчетном» режиме. На середине высоты осевых лопаточных венцов значения углов натекания меняются в диапазоне от 2 до 5 град. Что касается РК и ЛД центробежной части, то там углы натекания составляют около нуля град.

Полученные результаты позволяют анализировать согласованность работы лопаточных венцов осевых и центробежных ступеней в различных сечениях по высоте.

Проведенные исследования особенностей течения на этом и других режимах дали основания для коррекции геометрических параметров лопаток осецентрированного компрессора.

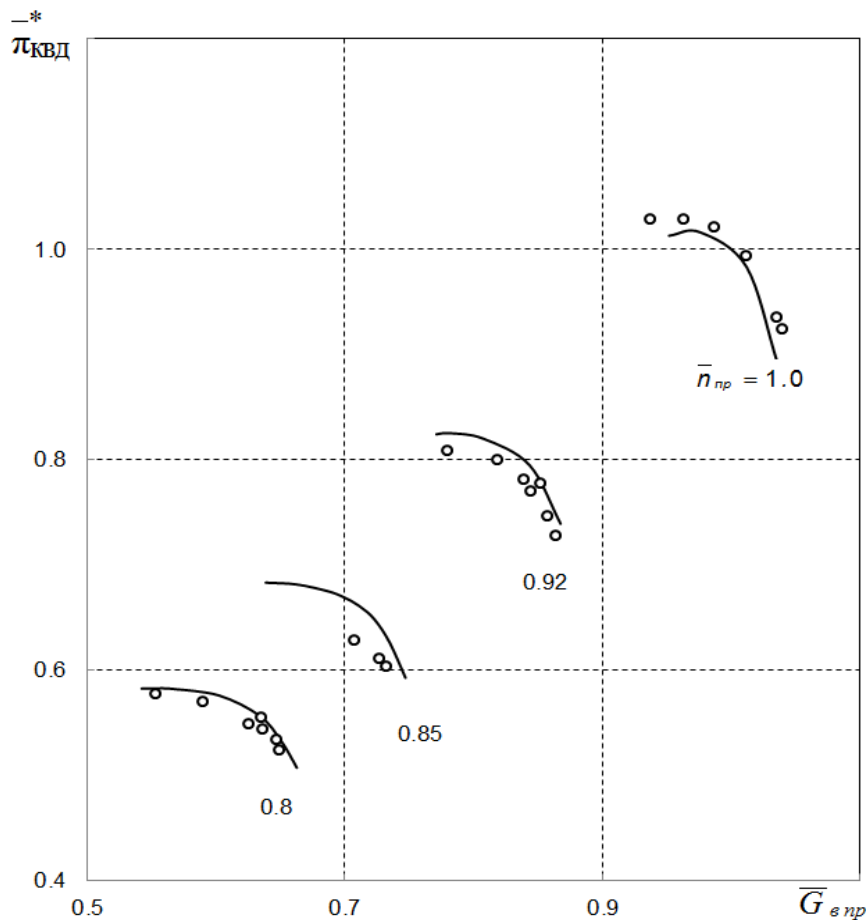


Рис. 6. Суммарная характеристика осецентрированного компрессора: расчетная характеристика (—) и экспериментальные данные (○)

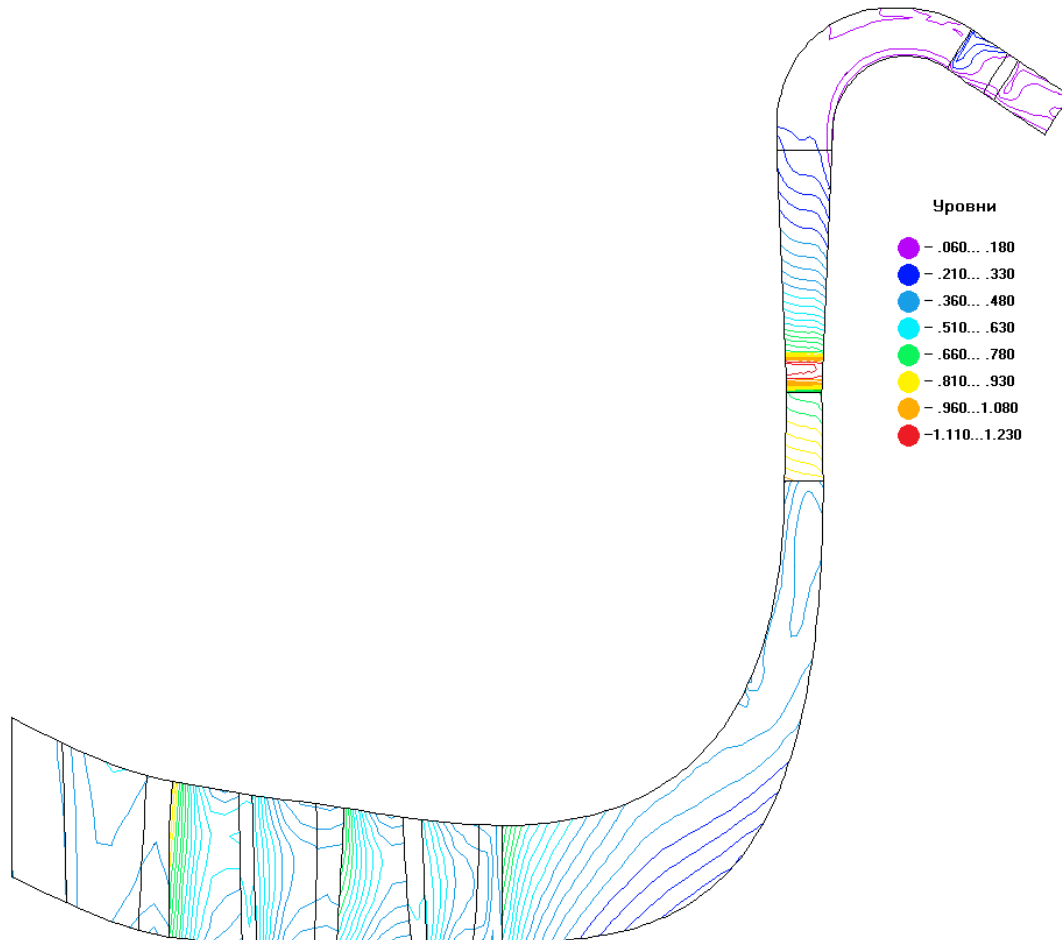


Рис. 7. Изолинии чисел Маха в проточной части осецентрибежного компрессора (цветное изображение приведено в электронной версии статьи)

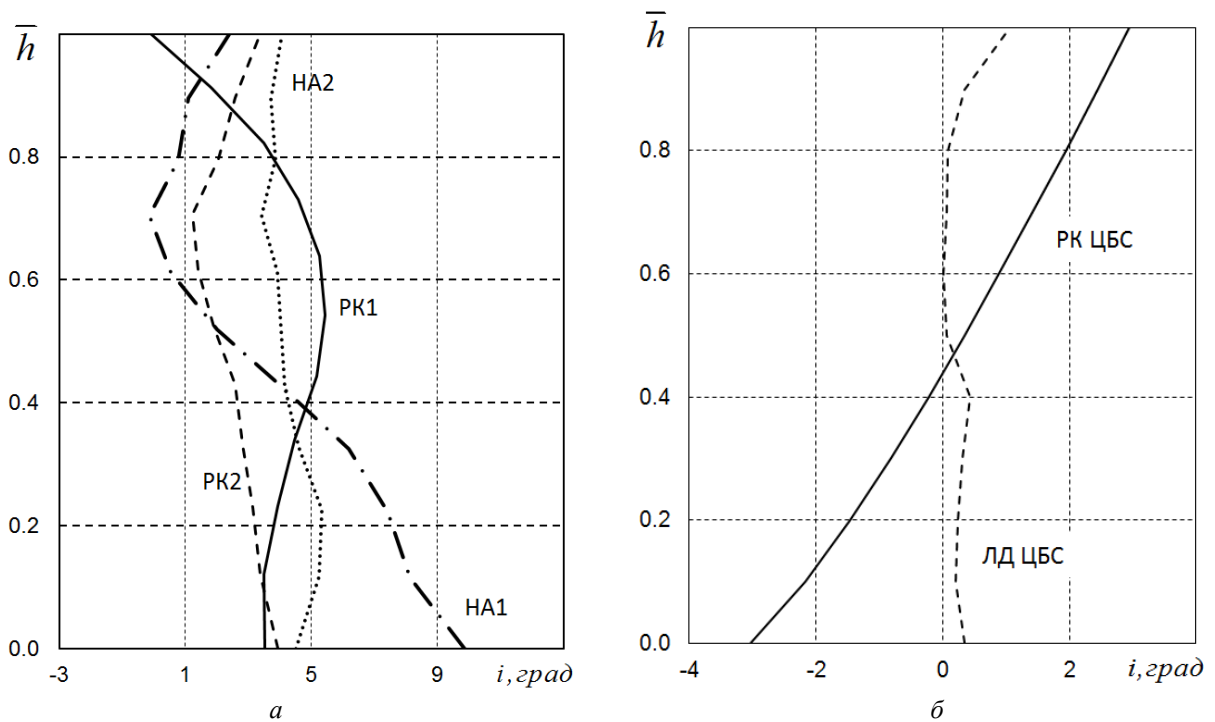


Рис. 8. Распределение углов натекания по высоте проточной части на входе в лопаточные венцы ОЦК на «расчетном» режиме: *a* – осевые ступени; *б* – центробежная ступень

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлен метод поверочного расчета осесимметричного до- и трансзвукового течения в осецентрированном компрессоре газотурбинного двигателя. Он предназначен для определения структуры течения и суммарных характеристик ОЦК на различных режимах работы на основании заданных геометрических параметров лопаточных венцов и проточной части, а также полей параметров на входе и режима работы компрессора с учетом входной неравномерности и отбора воздуха.

С помощью предложенного метода расчета выполнен анализ суммарных характеристик осецентрированного компрессора, результаты расчета сопоставлены с опытными данными, а также проведен анализ особенностей течения в компрессоре и его элементах. В результате получена необходимая при проектировании информация о согласованности режимов работы и условиях обтекания лопаточных венцов, что является основой для совершенствования их геометрических параметров с целью повышения запасов газодинамической устойчивости и КПД.

Материалы, представленные в данной статье, позволяют сделать вывод о возможностях предложенного метода и соответствующего программного комплекса *АхСумОСВ*, а также о перспективах его использования при численном моделировании течения в проточной части как вновь спроектированных ОЦК в широком диапазоне режимов работы, так и на стадии их модернизации и доводки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сальников В. С. К расчету осесимметричного потока в турбомашине // Лопаточные машины и струйные аппараты. 1972. № 6. С. 25–48.
2. Егоров И. Н., Талызина В. С., Фомин В. Н. Комплекс программ по расчету характеристик, оптимальному проектированию и управлению многоступенчатых осевых компрессоров // Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1989. С. 231.
3. Дейч М. Е. Газодинамика решеток турбомашин. М: Энергоатомиздат, 1996. 528 с.
4. Куфтов А. Ф., Сальников С. Ю. Моделирование процесса течения в проточной части центробежного компрессора на основе решения осесимметричной задачи // Изв. вузов. Машиностроение. 2000. № 1–2. С. 50–56.
5. Casey M., Robinson Ch. A new streamline curvature throughflow method for radial turbomachinery // Proc. of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, June 9–13, Berlin. (GT2008-50187). 12 p.
6. Л. Г. Бойко и др. Метод расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре // Изв. вузов. Машиностроение. 1989. № 5. С. 56–60.
7. Бойко Л. Г., Ковалев М. А. Метод расчета до- и трансзвукового течения в осевых компрессорах и результаты его апробации // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: Тр. междунар. науч.-техн. конф. (29 сент. — 2 окт. 1997). Харьков, 1997. С. 231–234.
8. Барышева Е. С., Бойко Л. Г. Метод расчета течения в центробежных компрессорах с осерадialными пространственными лопатками // Авиационно-космическая техника и технология. 2007. № 1 (37). С. 45–51.
9. Смит, мл. Уравнение радиального равновесия турбомашин // Тр. америк. общ. инж.-мех.: Сер. Энергетические машины и установки. 1966. Т. 88, № 1. С. 1–14.
10. Gu F., Anderson M. R. CFD-Based Throughflow Solver in a Turbomachinery Design System // Proc. of GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air. May 14–17. Montreal, Canada, 2007 (GT2007-27389). 9 p.
11. Суй Дж., Ни В., Ду Дж. Численное решение уравнения для функции тока в трансзвуковых течениях // Тр. америк. общ. инж.-мех.: Сер. Энергетические машины и установки. 1988. Т. 110, № 4. С. 34–38.
12. Барышева Е. С., Бойко Л. Г. Расчетный анализ структуры течения и суммарных характеристик центробежных компрессорных ступеней с осерадialными лопатками // Вестник двигателестроения. 2008. № 3. С. 91–98.

ОБ АВТОРАХ

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

Барышева Елена Серафимовна, ст. науч. сотр. той же каф. Дипл. инж.-мех. по газотурб. установкам и компрессорным станциям (ХАИ, 2000). Канд. техн. наук по двиг. и энергет. установкам (там же, 2011). Иссл. в обл. теории лопаточных машин.

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. конструктор. Дипл. инж.-мех. по авиац. двигателям (ХАИ, 1993). Иссл. в обл. авиац. газотурб. двигателей.

METADATA

Title: The aviation gas-turbine engine axial-centrifugal compressor flow calculation research.

Authors: L. G. Boyko¹, E. S. Barysheva¹, A. E. Demin¹, O. N. Drynov²

Affiliation:

¹ National Aerospace University named after N. E. Zhukovsky «Kharkiv 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. 17, no. 4 (57), pp. 29-37, 2013. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The axial-centrifugal compressor two-dimensional sub- and transonic flow throughflow calculation method intended for the study of the flow structure and overall characteristics main positions were provided. The numerical investigation of the flow in the axial stages, end centrifugal stage and axial-centrifugal compressor as a whole was carried out. The overall characteristics and flow structure in compressor were showed. the calculation results and the experimental data comparison was present.

Key words: Axial-centrifugal compressor; calculation method of subsonic and transonic flow; overall characteristics; flow structure.

References (English transliteration):

1. V. S. Salnikov, "To calculation of axisymmetric flow in turbomachines," (in Russian), *Lopatochnye mashiny i Struynnye Apparaty* (Turbomachinery and jet device), no. 6, pp. 25-48, 1972.
2. 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), *Scientific-methodical Materials for Aviation Engines Processes and Characteristics*, Moscow: HMEA named after N. E. Zhukovsky, 1989.
3. E. M. Deych, *Turbomachines Cascades Gas-Dynamic*, (in Russian). Moscow: Energoatomizdat, 1996.
4. A. F. Kuftov and S. U. Salnikov, "The centrifugal compressor setting flow modelling on basis of axisymmetric task solution," (in Russian), *Izvestiya Vuzov. Mashinostroenie*, no. 1-2, pp. 50-56, 2000.
5. M. Casey and Ch. Robinson, "A new streamline curvature throughflow method for radial turbomachinery," in *Proc. ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air*, June 9-13. – Berlin, Germany, (GT2008-50187).
6. L. G. Boyko *et al.*, "Multistage axial compressor two-dimensional flow calculation method," (in Russian), *Izvestiya Vuzov. Mashinostroenie*, no. 5, pp. 56-60, 1989.
7. L. G. Boyko and M. A. Kovalev, "The axial compressors sub- and transonic flow calculation method and its approbation results," (in Russian), *Turbine Powers Improvement by Mathematical and Physical Modelling Methods*, in *Proc. Intern. Scien. and Techn. Conf.* (29 Sept.—2 Oct. 1997), Kharkov, 1997, pp. 231-234.
8. E. S. Barysheva and L. G. Boyko, "Flow calculation method for centrifugal compressor with axial-radial spatial blades," (in Russian), *Aviatsionno-kosmicheskaya Tekhnika i Tekhnologiya* (Aerospace Technique and Technology), no. 1 (37), pp. 45-51, 2007.
9. Jr. Smit, "Turbomachine radial equilibrium equation," in *Proc. ASME: Ser. Energy Machine and Plant*, vol. 88, no. 1, pp. 1-14, 1966.
10. F. Gu and M. R. Anderson, "CFD-based throughflow solver in a turbomachinery design system," in *Proc. GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air*. May 14-17, Montreal, Canada, (GT2007-27389).
11. J. Z. Xu, W. Y. Ni, and J. Y. Du, "Numerical solution of stream function equations in transonic flows," in *Proc. ASME: Ser. Energy Machines and Plants*, vol. 110, no. 4, pp. 34-38, 1988.
12. E. S. Barysheva and L. G. Boyko, "Flow structure and summary performances computation analysis for centrifugal compressor stages with the axial-radial impeller vanes," (in Russian), *Aviatsionno-kosmicheskaya Tekhnika i Tekhnologiya* (Aerospace Technic and Technology), no. 3, pp. 91-98, 2008.

About authors:

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

BARYCHEVA, Elena Serafimovna, Senior Staff Scientist of Aviation Engines Theory Chair. Dipl. Engineer-Mechanic (KhAI, 2000). Ph. D., Specialty Engine and Energy Plant (KhAI, 2011). Area of Research: Turbomachinery Theory.

DEMINS, 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.