

УДК 621.45.037: 533.6

Л.Г. БОЙКО, Е.С. БАРЫШЕВА, А.Е. ДЕМИН, Ю.П. МАКСИМОВ, К.В. ФЕСЕНКО

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

МЕТОДЫ РАСЧЕТНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕЧЕНИЙ В ОСЕВЫХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРАХ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИХ ПРАКТИЧЕСКОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Представлены методы поверочного расчета до-, транс- и сверхзвукового течения в ступенях осевых и центробежных компрессоров и их элементах. Показано место методов расчета двумерного течения в процессе проектирования компрессорной техники. Представлены метод расчета дозвукового течения в многоступенчатом осевом компрессоре (МОК) с учетом турбулентного обмена между струйками тока, метод расчета трансзвукового осесимметричного течения в МОК ($M_{W1} < 1,3$) и метод расчета течения в высоконапорной осевой компрессорной ступени ($M_{W1} < 1,6$), а также метод расчета до-, транс- и сверхзвукового течения в компрессорных решетках профилей. Также представлены метод расчета дозвукового течения в центробежных нагнетателях и метод расчета до- и трансзвукового ($M_{W1} < 1,3$) течения в высоконапорных компрессорных ступенях. Проведена верификация представленных методов путем сопоставления результатов расчета с опытными данными и приведены ее результаты

Ключевые слова: осевой компрессор, центробежный компрессор, центробежный нагнетатель, структура течения, суммарные характеристики, проектирование.

Введение

При определении газодинамических параметров новых и усовершенствованных конструкций компрессорных машин для анализа структуры течения, а также оценки согласованности работы лопаточных венцов на различных режимах в практике проектирования используются методы поверочного расчета, реализованные в виде соответствующих программных продуктов.

Большой объем работ при проектировании и доводке компрессорной техники в настоящее время выполняется с помощью методов расчета двумерного течения, которые отражают основные особенности его структуры, позволяют определить суммарные характеристики и ориентированы на приемлемые ресурсы ЭВМ. На базе этих методов могут быть проведены вариантные расчеты и построены реальные оптимизационные алгоритмы, направленные на обоснование выбора геометрических параметров лопаточных венцов, формы проточных частей ступеней и многоступенчатых машин.

В лаборатории Аэродинамики компрессоров Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ" в течение ряда лет созданы методы поверочного аэродинамического расчета компрессорных ступеней, их элементов и многоступенчатых компрессоров, а также соответствующие программные комплексы. Основой для их верификации и доводки явились результаты экспе-

риментальных исследований, проведенных в лаборатории. Все программные продукты прошли всестороннее тестирование и используются в практике проектирования в качестве комплекса методов, который включает в себя: метод расчета дозвукового течения в осевых компрессорах с учетом турбулентного смешения [1], метод расчета до-, транс- и сверхзвукового осесимметричного течения в осевых компрессорах [2], метод расчета до-, транс- и сверхзвукового течения в решетках профилей [3], метод расчета течения в радиальных ступенях центробежных нагнетателей [4], а также метод расчета течения в высоконапорных осерадиальных центробежных компрессорных ступенях [5].

Составляющие комплекс пакеты программ отвечают современным требованиям и могут применяться как совместно, так и самостоятельно, в зависимости от решаемой задачи.

1. Расчет течения в осевых компрессорах

1.1. Моделирование дозвукового течения

Программный комплекс (ПК) PROK [1] предназначен для поверочного расчета дозвукового сжимаемого осесимметричного течения в дозвуковых осевых компрессорных ступенях и многоступенчатых компрессорах и дает возможность определять радиальную структуру течения в межвенцовых зазорах и суммарные характеристики в широком

диапазоне режимов с учетом влияния входной радиальной неравномерности. Особенностью используемого метода является учет турбулентного обмена массой, импульсом и энергией в радиальном направлении между струйками тока, что позволяет моделировать выравнивание неравномерности параметров потока венцами компрессора и стабилизацию нарастания толщин торцевых пограничных слоев на средних и последних ступенях. В основу метода положен вариационный принцип максимума потока механической энергии [6].

Профильные, вторичные, концевые потери, углы отставания потока в различных сечениях по высоте лопатки определяются с помощью обобщенных зависимостей. Режимы, соответствующие возникновению срывных явлений, рассчитываются с использованием полуэмпирических критериев.

Верификация ПК PROK проведена путем сопоставления результатов расчетов и экспериментальных исследований, проведенных в разные годы в ГП "Ивченко-Прогресс", ОКБ им. В.Я.Климова,

ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, ЦКТИ им. И.И. Ползунова, Харьковском ОАО "Турбоатом".

ПК PROK используется в процессе проектирования и доводки многоступенчатых осевых компрессоров. С его помощью также может быть проведена оценка влияния малых технологических отклонений геометрических параметров лопаточных венцов и проточной части на характеристики компрессора. На рис. 1 представлены результаты расчета дозвукового течения в двенадцатиступенчатом осевом компрессоре авиационного газотурбинного двигателя с учетом турбулентного обмена с помощью ПК PROK.

Суммарная характеристика показана в виде зависимости безразмерного параметра $\overline{\pi}_k^* = \pi_k^* / \pi_{k,p}^*$ от $\overline{G}_{пр} = G_{пр} / G_{пр,p}$ в сопоставлении с экспериментальными данными. Индекс "р" обозначает "расчетный" режим. Анализ течения выполнен с учетом поворота лопаток ВНА и НА первых ступеней в соответствии с программой регулирования.

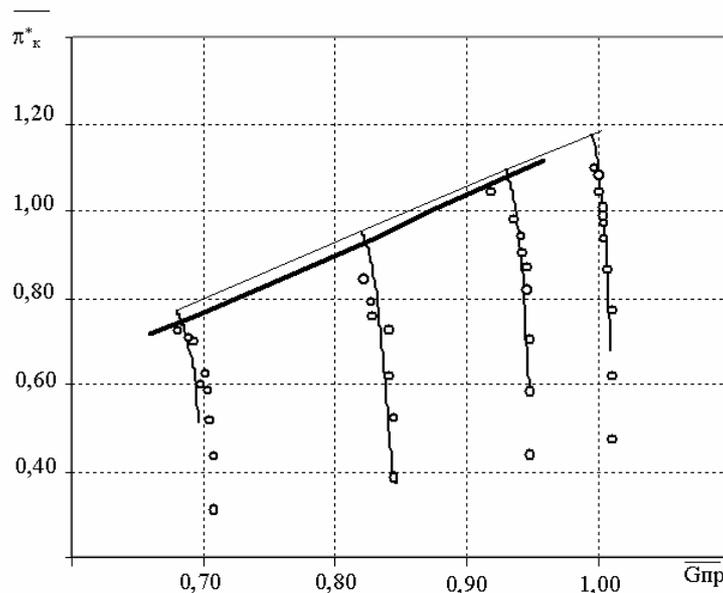


Рис. 1. Характеристика многоступенчатого осевого компрессора современного ГТД:
 ○ — эксперимент; — — расчет ПК PROK;
 — — экспериментальная граница области устойчивой работы компрессора

1.2. Моделирование до- и трансзвукового течения

Программный комплекс AxSym [2] предназначен для поверочного расчета осесимметричного до- и трансзвукового течения в изолированных ступенях, многоступенчатых осевых компрессорах и криволинейных каналах. Он позволяет получать поля газотермодинамических параметров потока во всей проточной части, включая и области, занятые лопаточными венцами, а также суммарные характеристики.

В основе ПК AxSym лежит решение системы уравнений Эйлера, записанной в стационарной

форме. Использование обобщенной системы координат позволяет моделировать течение в проточных частях и осесимметричных каналах произвольной формы. Использование представления об искусственной сжимаемости (Хафез, Лоувел) повышает устойчивость решения при переходе через звуковую линию. Осредненное в окружном направлении число Маха потока в относительном движении не превышает $M_w < 1,4$, что во многих случаях является достаточным для проведения практических расчетов в многоступенчатых компрессорах.

Учет реальных свойств течения осуществляется с использованием обобщенных зависимостей для определения углов отставания и коэффициентов потерь (Liblein, Swan, Al-Daini и др.). Исходными данными для расчета являются геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов, режим работы и радиальные эпюры параметров потока в сечении на входе.

Программный комплекс AxSym также позволяет учитывать влияние отбора (перепуска) воздуха из проточной части компрессора на его суммарные характеристики и поля параметров потока [7].

На рис. 2 представлены суммарные характеристики компрессора современного двухвального ГТД, полученные расчетным путем, в сопоставлении с результатами эксперимента.

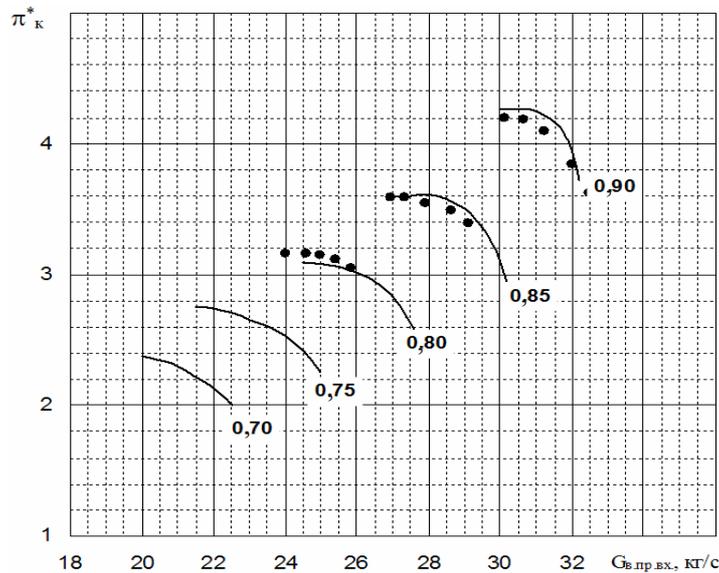


Рис. 2. Характеристика компрессора современного двухвального двигателя:
 ● – экспериментальные данные; — – расчет ПК AxSym

Увеличение степени повышения давления в одной ступени, рост окружных скоростей и, как следствие, возможность уменьшения числа ступеней осевого компрессора повышает актуальность исследования транс- и сверхзвуковых режимов обтекания. Высоконапорные компрессорные ступени, имеющие степень повышения полного давления, превышающую $\pi_{ст}^* \geq 1,6 \dots 2,0$ становятся неотъемлемыми элементами конструкций современных авиационных ГТД. Эти ступени имеют высокий уровень скоростей потока на входе, вплоть до чисел Маха на периферии в относительном движении $M_{w1} = 1,5 \dots 1,6$.

Для анализа течения в высоконапорных осевых компрессорных ступенях программный комплекс AxSym был усовершенствован – ПК AxSym_M [8]. Область его применения была расширена до уровня чисел Маха на входе в лопаточный венеч $M_1 = 1,4 \dots 1,6$.

На рис. 3 приведена суммарная характеристика высоконапорного рабочего колеса вентиляторной ступени в виде зависимости $\pi_{к}^*$ от $\overline{G}_{пр} = G_{пр} / G_{пр.р}$ в сопоставлении с результатами эксперимента в широком диапазоне режимов по расходу и частоте вращения. Здесь же показана твердотельная модель РК исследованной ступени.

Полученные в результате расчета осесимметричного течения поля газотермодинамических параметров потока в лопаточных венцах в различных сечениях по высоте могут служить основой при совершенствовании их геометрических параметров с целью повышения напорности, минимизации потерь, расширения диапазона устойчивой работы и др. [9].

1.3 Моделирование трансзвукового течения в компрессорных решетках профилей

Программный комплекс TRANSPTS [3] позволяет моделировать до-, транс- и сверхзвуковое течение в решетках профилей осевых компрессоров с учетом вязких эффектов в пограничных слоях. В его основу положено решение системы уравнений Эйлера, записанной в нестационарной форме, с использованием метода крупных частиц (О.М. Белоцерковский, Ю.М. Давыдов). Для расчета пограничного слоя на профиле использован метод, позволяющий определять его интегральные параметры, а также положение точек отрыва ламинарного и турбулентного слоя. С помощью данного программного комплекса могут быть получены поля параметров потока в межлопаточных каналах и определены суммарные характеристики решеток при безотрывном характере течения.

На рис. 4 приведено сопоставление результатов расчета обтекания трансзвуковой решетки профилей DFVLR [10] с помощью ПК TRANSPS и экспериментальных данных в виде распределения парамет-

ра $C_p = \frac{P_1^* - P}{P_1^* - P_1}$ вдоль хорды профиля при сверхкритических числах Маха на входе. критических числах Маха на входе.

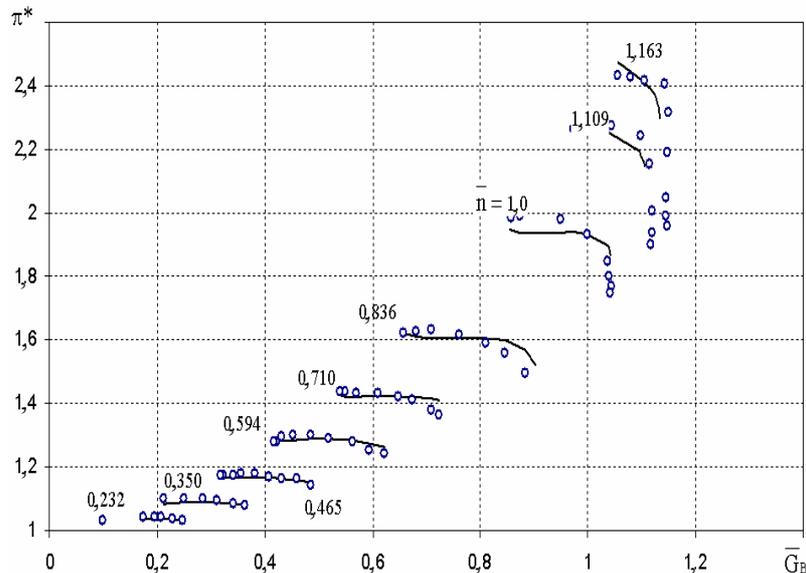
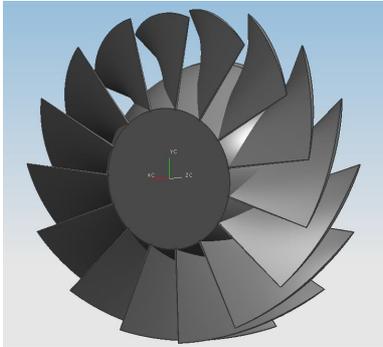


Рис. 3. Характеристика высоконапорного рабочего колеса вентиляторной ступени:
 ○ – экспериментальные данные; — — расчет ХАИ

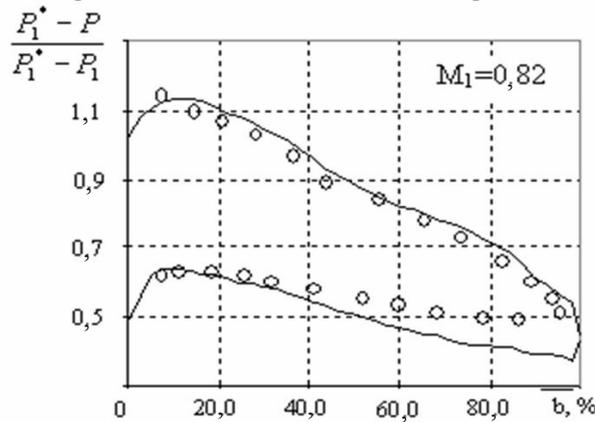


Рис. 4. Распределение параметра $C_p = \frac{P_1^* - P}{P_1^* - P_1}$ вдоль хорды решетки профилей DFVLR:
 ○ – эксперимент [10]; — — расчет ПК TRANSPS

ПК TRANSPS верифицирован путем сопоставления с экспериментальными данными и результатами расчетов других авторов [3] и может использоваться в процессе проектирования решеток специальных форм, обеспечивающих минимальные потери [11], в том числе и для решеток сверхкритических профилей и решеток с управляемой диффузорностью.

2. Расчет течения в центробежных компрессорных ступенях

2.1. Дозвуковые центробежные нагнетатели

В основе метода расчета, позволяющего определять структуру двумерного течения и суммарные

характеристики ступени центробежного нагнетателя (ЦБН), лежит решение системы уравнений движения Эйлера в стационарной форме [4]. Использование обобщенной системы координат позволяет моделировать течение в проточных частях со значительными углами поворота проточной части. Осредненная в окружном направлении скорость потока в относительном движении не превышает скорость звука. Метод реализован в программном комплексе АхСВ, позволяющем на основании геометрии проточной части, лопаточных венцов и режима работы определять поля параметров и суммарные характеристики центробежного нагнетателя.

Расчетная схема ступени нагнетателя представлена на рис. 5, где для подобластей введены сле-

дующие обозначения: 0-1 "К" – канал перед рабочим колесом; 1-2 "РК" – рабочее колесо компрессора; 2-3 – щелевой диффузор; 3-4 "ЛД" – лопаточный диффузор или "БЛД" – безлопаточный диффузор; 4-5 "КОЛ" – поворотное колено перед обратным направляющим аппаратом; 5-6 "ОНА" – обратный направляющий аппарат; 6-0' "ПК" – переходный канал.

Для апробации предложенного метода использованы полученные в ОАО «Сумское НПО им. М.В. Фрунзе» результаты экспериментальных исследований первой ступени нагнетателя НЦ-6,3/67К-1,7 и отдельных ее элементов [4].

Характеристики ступени нагнетателя, полученные с помощью ПК АхСВ, приведены на рис.6 в безразмерных величинах в виде зависимостей коэффициента политропического напора от коэффициента расхода $\psi_n^* = f(\varphi_{r2})$ и политропического КПД от условного коэффициента расхода $\eta_n^* = f(\Phi_0)$.

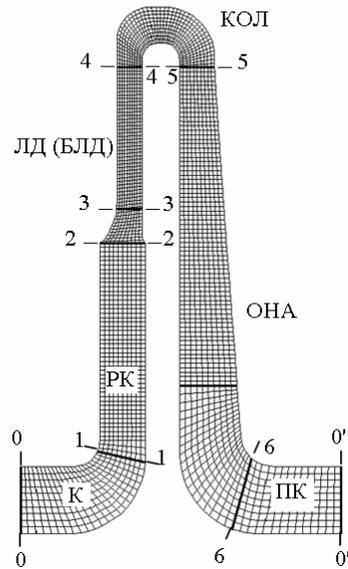


Рис. 5. Схема проточной части ступени ЦБН

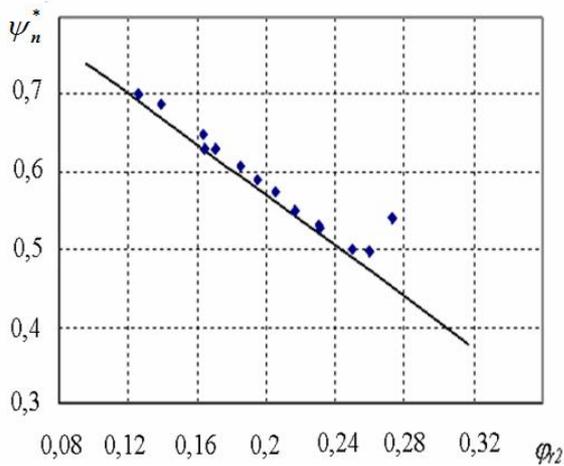
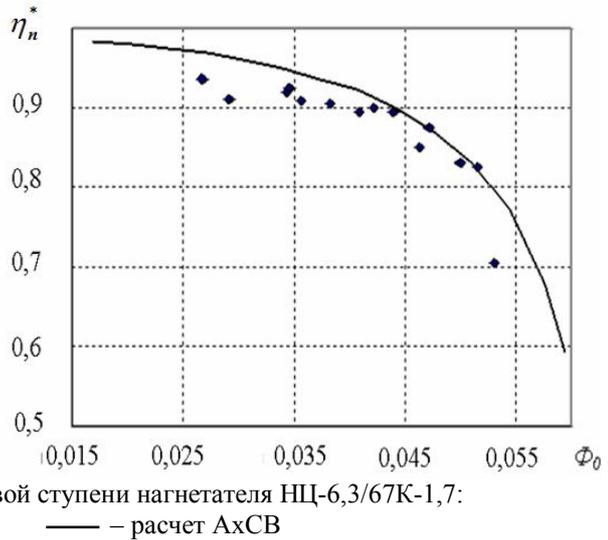


Рис. 6. Суммарные характеристики первой ступени нагнетателя НЦ-6,3/67К-1,7:
◆ – эксперимент, — – расчет АхСВ



2.2. Высоконапорные центробежные ступени

Создание высоконапорных центробежных компрессоров (ЦБК) и ступеней, находящих все более широкое применение в авиационных двигателях, газотурбинных установках судового и наземного применения и других объектах, имеет важное теоретическое и практическое значение. Такие ступени имеют осерадиальные рабочие колеса с пространственным профилированием лопаток. Возникновение транс- и сверхзвуковых режимов обтекания рабочих колес и лопаточных диффузоров, вследствие увеличения нагрузки, существенно усложняет структуру течения.

Для проведения поверочного аэродинамического расчета трансзвукового течения в ступени центробежного компрессора с пространственными осерадиальными рабочими колесами разработан подход [12], являющийся развитием представ-

ных выше методов расчета [2] и [4]. Данный метод позволяет моделировать отбор рабочего тела из проточной части. При этом на торцевой поверхности используемое условие непротекания заменяется полиномиальной зависимостью, которая описывает изменение значения функции тока в области отбора.

Ниже приведены результаты верификации предложенного метода путем сопоставления результатов расчета течения в модельной высоконапорной центробежной компрессорной ступени, состоящей из осерадиального рабочего колеса и безлопаточного диффузора, с экспериментальными данными [13]. Расчет этого компрессора проведен при стандартных атмосферных условиях на входе при равномерных по высоте лопатки распределениях значений параметров потока, частота вращения ротора $n = 50000$ об/мин. Трехмерная модель ступени представлена на рис. 7, а. Удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных суммарных

характеристик рабочего колеса, построенных в виде зависимостей степени повышения полного давления, π^* , и изоэнтропического КПД, η^* , от расхода G_B

показано на рис. 7, б, в. Там же приведено сопоставление с результатами расчета других авторов, представленные в работе [13].

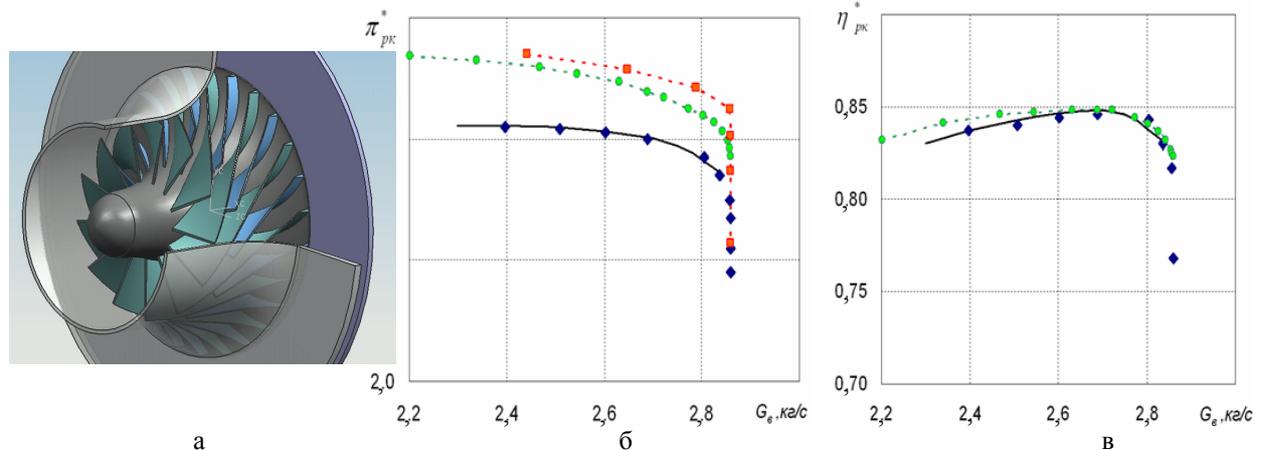


Рис. 7 Суммарные характеристики высоконапорной центробежной ступени:

◆ – эксперимент, — – расчет AxSVM, ● – расчет VISION [13], ■ – расчет TASKFlow [13]

Заключение

Представленные методы расчета позволяют анализировать до-, транс- и сверхзвуковое течение в осевых и центробежных компрессорных ступенях и их элементах, а также совершенствовать их геометрические параметры с целью повышения π_K^* , КПД и запасов газодинамической устойчивости. Приведенные выше результаты наглядно демонстрируют некоторые из возможностей данного комплекса методов.

Литература

1. Метод расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре / Л.Г. Бойко, Г.А. Гирич, В.Н. Еришов, В.Н. Яневич // Изв. ВУЗов. – М.: Машиностроение, 1989. – № 5. – С. 37-41.
2. Бойко Л.Г. Метод расчета до- и трансзвукового течения в осевых компрессорах и результаты его апробации / Л.Г. Бойко, М.А. Ковалев // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: тр. Междунар. науч.-техн. конф., (29 сент. – 2 окт. 1997). – Х.: ИПМаш НАН Украины, 1997. – С. 231-234.
3. Анализ трансзвукового обтекания плоских компрессорных решеток методом крупных частиц / Л.Г. Бойко, В.Н. Еришов, Д.В. Калямин, А.Е. Демин // Изв. ВУЗов. Авиационная техника. – 1990. – № 4. – С. 44-47.
4. Метод поверочного расчета течения в проточной части центробежного компрессора и его апробация / Л.Г. Бойко, А.Е. Демин, Е.С. Барышева, К.В. Фесенко, Ю.С. Бухолдин, В.Н. Довженко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 2 (18). – С. 42-48.
5. Барышева Е.С. Метод расчета течения в

центробежных компрессорах с осерадиальными пространственными лопатками / Е.С. Барышева, Л.Г. Бойко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 1 (37). – С. 45-51.

6. Еришов В.Н. Вариационный принцип максимума потока механической энергии и его приложение к расчету осевых турбомашин / В.Н. Еришов // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1959. – № 1. – С. 46-54.

7. Бойко Л.Г. Двумерная математическая модель течения в осевом компрессоре с учетом отбора (перепуска) воздуха / Л.Г. Бойко, О.Ф. Муравченко, М.А. Ковалев // Авиационно-космическая техника и технология. – Х: ГАКУ «ХАИ», 2000. – Вып. 19. – С. 83-87.

8. Басов Ю.Ф. Совершенствование метода расчета течения в высоконапорной компрессорной ступени / Ю.Ф. Басов, Л.Г. Бойко, А.Е. Демин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 2/59. – С. 63-68.

9. Басов Ю.Ф. Газодинамическое проектирование рабочих колес высоконапорных компрессорных ступеней / Ю.Ф. Басов, А.Е. Демин, Н.В. Пижанкова // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 2. – С. 23-28.

10. Шрейбер А. Исследование течения в элементарном венце трансзвукового компрессора методом испытаний решетки / А. Шрейбер, А. Штаркен // Тр. америк. общ. инж. мех. Сер. Энергетические машины и установки. – 1984. – № 2. – С. 21-29.

11. Бойко Л.Г. Аэродинамическое совершенствование параметров решеток профилей спрямляющего аппарата вентилятора авиационного двигателя на базе метода крупных частиц / Л.Г. Бойко, А.Е. Демин // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: тр. Междунар. науч.-техн. конф., Харьков, 29 сентября – 2 октября 1997 г. – Х: ИПМаш НАН Украины, 1997. – С. 260-263.

12. Барышева Е.С. Расчетный анализ струк-

туры течения и суммарных характеристик центробежных компрессорных ступеней с осерадиальными лопатками / Е.С. Барышева, Л.Г. Бойко // Вестник двигателестроения. – 2008. – № 3. – С. 91-98.

13. Improved High Pressure Ratio Centrifugal Compressor / H. Krain, B. Hoffmann, K. H. Rohne, G. Eisenlohr, F.A. Richter // Proceedings of ASME Turbo Expo 2007 – (May 14-17, 2007). – Montreal, Canada. (GT2007-27100). – 9 p.

Поступила в редакцию 17.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, ст. научн. сотр., проф. кафедры А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

МЕТОДИ РОЗРАХУНКОВОГО ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕЧІЙ В ОСЬОВИХ І ВІДЦЕНТРОВИХ КОМПРЕСОРАХ І РЕЗУЛЬТАТИ ЇХ ПРАКТИЧНОГО ВИКОРИСТАННЯ

Л.Г. Бойко, О.С. Барышева, О.Є. Дьомін, Ю.П. Максимов, К.В. Фесенко

Представлені методи перевірного розрахунку до-, транс – та надзвукової течії в ступенях осьових і відцентрових компресорів і їх елементах. Показано місце методів розрахунку двовимірної течії в процесі проектування компресорної техніки. Представлено метод розрахунку дозвукової течії в багатоступеновому осьовому компресорі (БОК) з урахуванням турбулентного обміну між цівками струму, метод розрахунку трансзвукової осьосиметричної течії в БОК ($M_{w1} < 1,3$) та метод розрахунку течії у високонапірному осьовому компресорному ступені ($M_{w1} < 1,6$), а також метод розрахунку до-, транс- і надзвукової течії в компресорних ґратках профілів. Також представлені метод розрахунку дозвукової течії у відцентрових нагнітачах і метод розрахунку до- і трансзвукової ($M_{w1} < 1,3$) течії у високонапірних відцентрових компресорних ступенях. Проведена верифікація представлених методів шляхом зіставлення результатів розрахунку з експериментальними даними і приведені її результати

Ключові слова: осьовий компресор, відцентровий компресор, відцентровий нагнітач, структура течії, сумарні характеристики, проектування.

AXIAL AND CENTRIFUGAL COMPRESSORS FLOWS COMPUTATION RESEARCH METHODS AND RESULTS OF THEIR PRACTICAL USE

L.G. Boyko, H.S. Barisheva, A.E. Dyomin, U.P. Maksimov, K.V. Fecenko

Verifying computation methods of sub-, trans- and supersonic flow in the stages of axial and centrifugal compressors and their elements are presented. A place of 2D flow computation methods in the compressor design process is shown. Method of computation of subsonic flow in the multi-stage axial compressor (MAC) taking into account the turbulent exchange between flow steams, method of computation of transonic axisymmetric flow in a MAC ($M_{w1} < 1,3$), method of the high-pressure axial compressor stage ($M_{w1} < 1,6$) flow computation, and also method of computation of do-, trans- and supersonic flow in the compressor cascades are presented. Also subsonic flow in the centrifugal superchargers computation method and of sub- and transonic ($M_{w1} < 1,3$) flow in the high-pressure centrifugal compressor stages computation method are presented. Verifying is conducted of the presented methods by comparison of computation results with the experimental data and its results are shown.

Key words: axial compressor, centrifugal compressor, centrifugal supercharger, flow structure, summary performance, design.

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

Барышева Елена Серафимовна – канд. техн. наук, ст. научн. сотрудник кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Демин Александр Евгеньевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., ст. научн. сотрудник кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Максимов Юрий Петрович – научн. сотр. кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Фесенко Ксения Владимировна – ассистент кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.