

УДК 621.44.533

Ю.Ф. БАСОВ¹, Н.В. ПИЖАНКОВА²¹ ОАО «Мотор Сич», Запорожье² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ РАБОЧЕМ КОЛЕСЕ

Представлены результаты верификации усовершенствованного комплекса программ AxSum_M, который позволяет проводить поверочный расчет до-, транс- и сверхзвуковых осесимметричных течений в ступенях осевых компрессоров, а также получать их суммарные характеристики в широком диапазоне режимов по числам Маха на входе вплоть до $M_{W1} = 1,5 \dots 1,6$. В качестве объекта исследования выбрано рабочее колесо ступени STAGE 37, спроектированное и испытанное в NASA Lewis Research Center. Проведено сопоставление результатов расчета суммарных характеристик, а также радиальных энтальпий полных давлений, температур, углов и чисел Маха потока на входе и выходе из рабочего колеса с опытными данными. Показано их удовлетворительное согласование.

Ключевые слова: сверхзвуковое течение, поверочный расчет, сопоставление с экспериментальными данными.

Введение

В практике современного авиадвигателестроения все большее распространение получают высоконапорные компрессорные ступени, течение в которых характеризуется высокими сверхзвуковыми значениями скоростей потока в относительном движении в периферийных сечениях. Использование таких ступеней в конструкциях ГТД позволяет существенно снизить габаритные размеры и, соответственно, массу изделия в целом. Проектирование сверхзвуковых ступеней является сложной комплексной задачей, включающей вопросы газодинамики, прочности и технологии изготовления.

Не касаясь других аспектов, следует отметить, что сама по себе газодинамическая часть процесса проектирования сверхзвуковых ступеней достаточно трудна в реализации, что связано с предъявляемыми противоречивыми требованиями обеспечения высоких значений степени повышения давления, высокой эффективности ступеней при достаточных запасах газодинамической устойчивости. В силу этого необходимость получения рациональных параметров лопаточных венцов определяет проведение большого объема расчетных работ.

В процессе проектирования высоконапорных ступеней большая роль отведена методам расчетных исследований, начиная от наиболее простых одномерных (расчет по среднему радиусу) до наиболее сложных методов расчета пространственного течения с использованием системы уравнений Навье-Стокса. Большой объем вычислений выполняется с

помощью методов расчета двумерного течения при решении как обратной, так и прямой задачи теории турбомашин.

В Национальном аэрокосмическом университете "ХАИ" создан ряд методов расчета осесимметричных течений в компрессорных машинах [1 – 4].

Усовершенствованный метод расчета, представленный в [5], и реализующий его комплекс программ AxSum_M позволяют проводить поверочный расчет до-, транс- и сверхзвуковых осесимметричных течений в ступенях осевых компрессоров, а также получать их суммарные характеристики в широком диапазоне режимов по числам Маха на входе, вплоть до $M_{W1} = 1,5 \dots 1,6$. Применение при расчете мелких сеток, а также использование пакетов пространственного твердотельного моделирования при подготовке исходных данных позволяет детально описать лопаточные поверхности, а также учесть парусность, стреловидность, навал лопаток в окружном направлении и другие особенности пространственного профилирования, используемые при профилировании ступеней.

В данной статье представлены результаты верификации усовершенствованного метода расчета [5] и соответствующего комплекса программ AxSum_M.

Постановка задачи исследования

Практическое использование расчетных методов исследования предполагает их предварительную тщательную верификацию путем сопоставления с опытными данными.

Объектом исследования является высоконапорное сверхзвуковое рабочее колесо ступени, спроектированной и испытанной в NASA Lewis Research Center. Колесо обеспечивает на расчетной частоте вращения на режиме максимума КПД степень повышения полного давления $\pi_{рк}^* = 2,05$.

Целью данного исследования является получение суммарных характеристик рабочего колеса на расчетной частоте вращения, анализ структуры течения в нем и сопоставление полученных результатов с экспериментальными данными. Выбор данного рабочего колеса определен не только тем, что оно имеет высокую нагруженность и соответствующий уровень скоростей набегающего потока, но и наличием значительного количества экспериментальных данных, представленных в работе [6].

Результаты расчета

Исследуемая проточная часть, представленная на рис. 1 в соответствии с работой [7], имеет постоянный средний диаметр, относительный диаметр втулки на входе $\bar{d}_{вт} = 0,7$, удлинение лопатки рабочего колеса $h/b = 1,26$. Колесо содержит 36 лопаток, густота решетки в периферийном сечении $b/t = 1,3$. Профили сечений лопатки получены с использованием МСА – технологии. Относительное число Маха на входе в РК на расчетном режиме меняется от 1,493 на периферии до 1,125 на втулке.

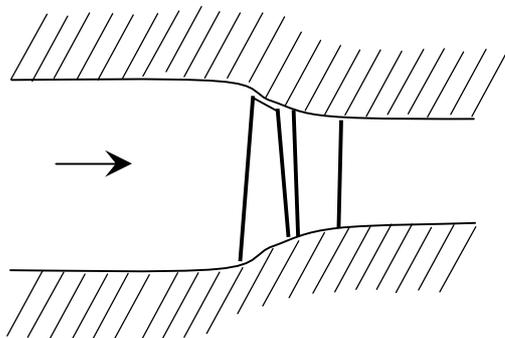


Рис. 1. Схема проточной части ступени для испытания ступени STAGE 37 [7]

Необходимая для подготовки исходных данных информация о геометрических параметрах проточной части и лопаток рабочего колеса, а также условиях на входе представлена в работе [7].

На рис. 2 приведена суммарная характеристика рабочего колеса в виде зависимостей изоэнтропического КПД (рис. 2, а) и степени повышения полного давления (рис. 2, б) от расхода воздуха через РК, полученная на режиме $\bar{p} = 1,0$. Маркерами нанесены результаты экспериментальных исследований NASA [6], сплошной линией – результаты расчета по ПК AxSym_M.

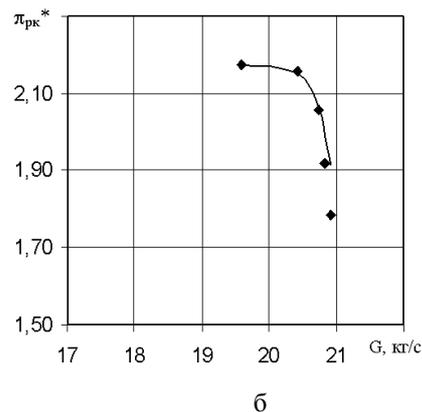
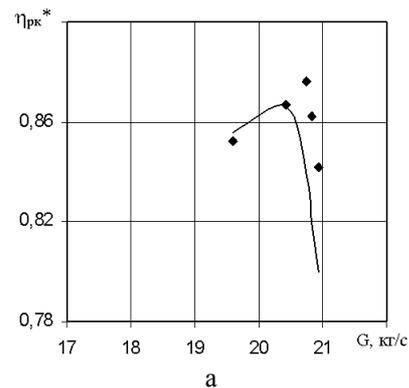


Рис. 2. Характеристика рабочего колеса ступени STAGE 37

На рис. 3 приведены полученные в расчете распределения меридиональной составляющей скорости W_m и углов потока на входе β_1 (сплошная линия) и выходе β_2 (штриховая линия) из лопаточного венца по радиусу для трех режимов по расходу при $\bar{p} = 1,0$ в сопоставлении с экспериментальными данными.

На рис. 4 показаны радиальные эпюры чисел Маха потока в относительном движении в сечениях на входе (сплошная линия) и выходе (штриховая линия) из лопаточного венца. Для всех рассмотренных режимов получено удовлетворительное согласование расчетных и опытных радиальных эпюр параметров.

Блок обработки результатов расчета кроме радиальных эпюр параметров потока на входных и выходных кромках лопаточного венца и интегральных параметров рабочего колеса, ступени или многоступенчатого компрессора (в зависимости от решаемой задачи) позволяет получить поля газотермодинамических параметров потока (например, чисел Маха, давлений и т.п.) в межлопаточном канале, а также их изменение вдоль линий расчетной сетки вдоль проточной части.

Структура осредненного в окружном направлении течения на различных режимах по расходу при $\bar{p} = 1,0$ показана на рис. 5 в виде изолиний чисел Маха. Приведенное распределение изолиний чисел Маха, посчитанных по относительной скорости по-

тока, M_w в лопаточном венце в меридиональной плоскости на трех представленных режимах, позволяет сделать вывод о том, что профилирование рассматриваемого рабочего колеса обеспечивает равномерное торможение потока при отсутствии градиента давления в радиальном направлении. Скачок уплотнения по мере снижения расхода смещается к входу в лопаточный венец. Представленные изолинии позволяют получить значения чисел Маха в любой точке межлопаточного канала, а также их распределение вдоль линий расчетной сетки.

Заключение

1. Представлены результаты верификации усовершенствованного варианта метода поверочного расчета течения в высоконагруженных компрессорных ступенях.
2. В качестве объекта исследования выбрано рабочее колесо ступени STAGE 37, спроектированное и испытанное в NASA Lewis Research Center.
3. Показано удовлетворительное согласование результатов расчета и опытных данных.

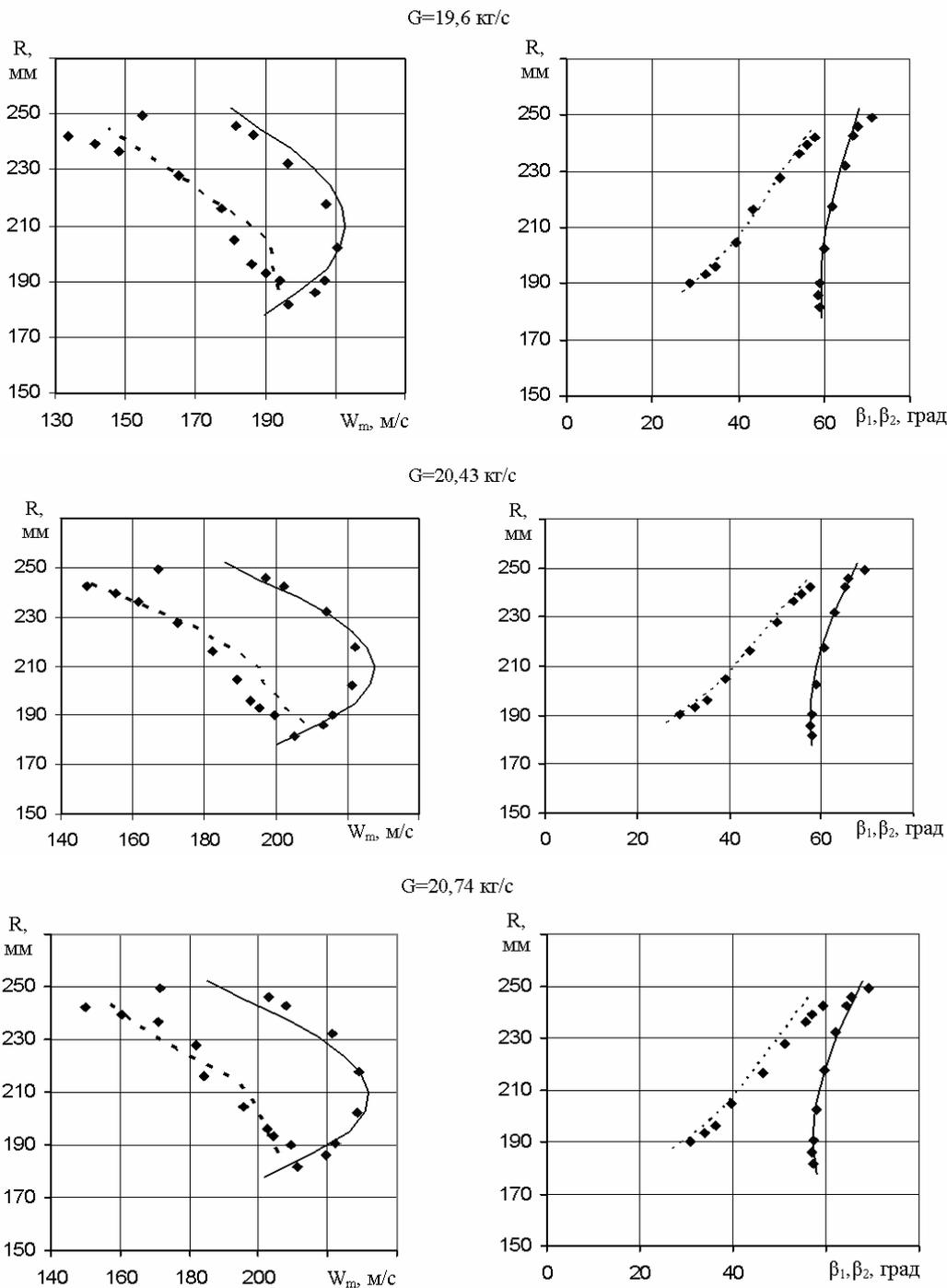


Рис. 3. Распределения параметров потока по радиусу в рабочем колесе при $n=100\%$

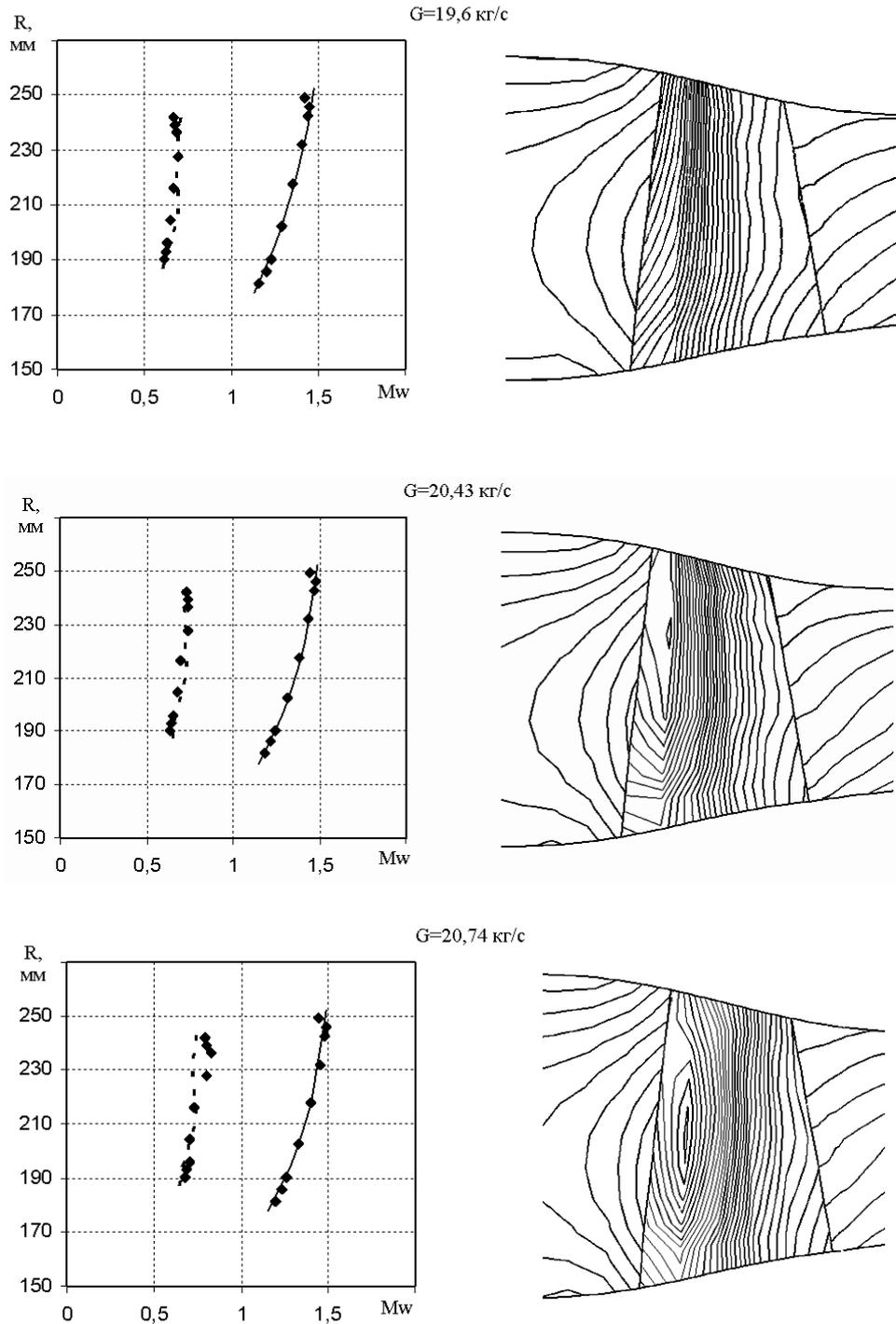


Рис. 4. Распределения M_w по радиусу в рабочем колесе при $n=100\%$

Рис. 5. Изолинии чисел Маха в рабочем колесе при $n=100\%$

Литература

1. Бойко Л.Г. Метод расчета до- и трансзвуковых течений в осевых компрессорных ступенях / Л.Г. Бойко, М.А. Ковалев // Прогресс-Технология-Качество: Тр. Втор. Конгр. авиадвигателестроителей Украины. – Киев-Харьков-Рыбачье, 22-25 сентября 1997г. – С. 145-148.

2. Метод поверочного расчета 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.

3. Барышева Е.С. Расчетный анализ структуры течения и суммарных характеристик центро-

бежных компрессорных ступеней с осерадиальными лопатками / Е.С. Барышева, Л.Г. Бойко // Вестник двигателестроения. – 2008. – №3. – С. 91-98.

4. Бойко Л.Г. Исследование структуры течения и суммарных характеристик многоступенчатых осевых компрессоров и их элементов с помощью комплекса методов поверочного расчета / Л.Г. Бойко, А.Е. Дёмин // Компрессорная техника и пневматика. – 2005. – № 3. – С. 28-32.

5. Басов Ю.Ф. Совершенствование метода расчета течения в высоконапорной компрессорной ступени / Ю.Ф. Басов, Л.Г. Бойко, А.Е. Дёмин //

Авиационно-космическая техника и технология – 2009. – № 2 (59). – С. 63-68.

6. Reid Lonnie Performance of Single-Stage Axial-Flow Transonic Compressor With Rotor and Stator Aspect Ratios of 1.19 and 1.26, Respectively, and With Design Pressure Ratio of 2.05/ Lonnie Reid, Royce D. Moore // NASA Technical Paper 1659. – 1980. – 104 p.

7. Reid Lonnie Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced High-Pressure-Ratio Core Compressor / Lonnie Reid, Royce D. Moore // NASA Technical Paper 1337. – 1978. – 132 p.

Поступила в редакцию 12.02.2009

Рецензент: д-р техн. наук, ст. научн. сотр., профессор каф. 401 А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕЧІЙ В НАДЗВУКОВОМУ РОБОЧОМУ КОЛЕСІ

Ю.Ф. Басов, Н.В. Піжанкова

Представлені результати верифікації удосконаленого комплексу програм AxSym M, який дозволяє проводити перевірочний розрахунок до-, транс- і надзвуків вісьосиметричних течій в ступенях вісьових компресорів, а також одержувати їх сумарні характеристики в широкому діапазоні режимів по числах Маха на вході аж до $M_{W1} = 1.5 \dots 1.6$. В якості об'єкту дослідження вибрано робоче колесо ступеня STAGE 37, що спроектоване та випробуване в NASA Lewis Research Center. Проведено зіставлення результатів розрахунку сумарних характеристик, а також радіальних епіюр повного тиску, температур, кутів і чисел Маху потоку на вході і виході з робочого колеса з дослідними даними. Показано їх задовільне узгодження.

Ключові слова: надзвукова течія, перевірочний розрахунок, зіставлення з експериментальними даними.

SUPERSONIC ROTOR FLOW COMPUTATION RESEARCH

Y.F. Basov, N.V. Pigankova

The verification results of improved program complex AxSym_M, which allows to conduct test computation of sub-, trans- and supersonic axisymmetric flows in the axial compressors stages and also to get their total performances in the wide range of entrance Mach numbers modes up to $M_{W1} = 1.5 \dots 1.6$ are presented. As an object of research a rotor of the stage 37 designed and tested in NASA Lewis Research Center is chosen. The results comparison of computation summary performances and also total pressures, total temperatures radial distributions, flow angles and Mach numbers on the entrance and exit from the rotor with the experimental data are conducted. Their satisfactory concordance is shown.

Keywords: supersonic flow, predicted calculation, comparison with experimental data.

Басов Юрий Федорович – начальник Управления Главного Конструктора ОАО "Мотор Сич", Запорожье, Украина e-mail: basov@mototsich.com.

Пижанкова Наталья Владимировна – студентка факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.