

УДК 621.45: 533.6

Е.С. БАРЫШЕВА¹, Л.Г. БОЙКО¹, В.С. БОРИСОВ², О.Н. ДРЫНОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина
²ГП "Ивченко-Прогресс", Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

С помощью метода поверочного аэродинамического расчета проведено численное исследование течения в трансзвуковой осерадиальной центробежной ступени компрессора авиационного двигателя с пространственным профилированием лопаток. Получена информация о структуре течения и суммарных характеристиках рабочего колеса и ступени в целом. Представлено сопоставление результатов расчета с опытными данными. Рассмотрено влияние изменения предварительной закрутки потока на входе в центробежный компрессор на суммарные характеристики рабочего колеса и ступени, а также приведено распределение по высоте проточной части углов натекания на рабочее колесо для различных вариантов закрутки потока.

Ключевые слова: центробежная ступень компрессора, осерадиальное рабочее колесо, суммарные характеристики, структура течения.

Введение

Высоконапорные центробежные компрессоры (ЦБК) и ступени находят все более широкое применение в современных авиационных двигателях, газотурбинных установках судового и наземного применения, нагнетателях природного газа и других объектах. Такие ступени имеют осерадиальные рабочие колеса с пространственным профилированием лопаток. Увеличение частоты вращения, повышение нагруженности ступеней приводит к появлению транс- и сверхзвуковых режимов обтекания рабочих колес и лопаточных диффузоров, что существенно усложняет структуру течения в межлопаточных каналах.

Для проведения исследования и совершенствования таких ступеней необходимы методы расчета, позволяющие учесть особенности их обтекания. В литературе достаточно много внимания уделяется расчетным и экспериментальным исследованиям трансзвуковых осерадиальных центробежных ступеней с пространственными лопатками [1 – 4].

В данной работе представлены результаты расчетного исследования течения в центробежной ступени компрессора высокого давления (КВД) авиационного двигателя, рабочее колесо которой имеет осерадиальные пространственные лопатки. Математическое моделирование течения в этом объекте осуществлено с помощью метода поверочного расчета до- и трансзвукового осесимметричного течения в центробежных компрессорах с осерадиальными пространственными лопатками [5], позволяюще-

го определять структуру течения и суммарные характеристики компрессора.

1. Исследование течения в центробежной ступени

Проточная часть исследуемой ступени представлена на рис. 1. Она состоит из рабочего колеса (РК), безлопаточного (БЛД) и лопаточного (ЛД) диффузоров и двухрядного спрямляющего аппарата (СА), размещенного наклонно в проточной части.

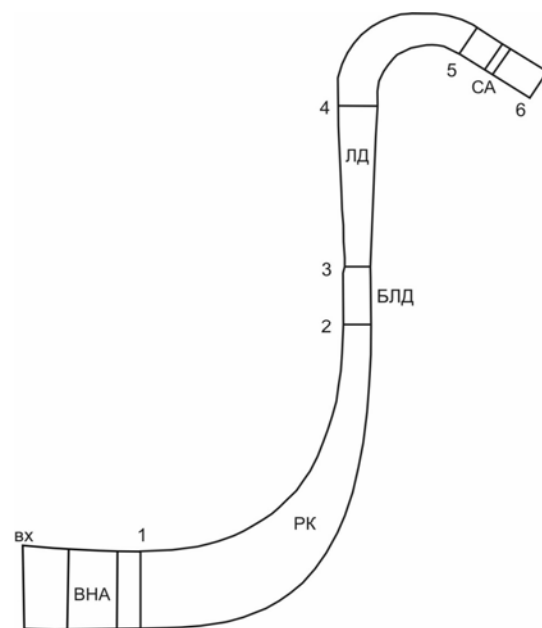


Рис. 1. Схема меридионального сечения ступени

Наличие СА в данной ступени повлекло за собой дополнение разработанного ранее алгоритма расчета и соответствующего программного комплекса *AxCbM*. Исследования выполнены при стандартных атмосферных условиях на входе $T^*=288\text{ K}$, $P^*=101325\text{ Па}$ на расчетной приведенной частоте вращения ($\bar{n}_{пр} = 1,0$).

На основе конструкторской документации проведено задание геометрии лопаточных венцов. С помощью пакета твердотельного моделирования выполнено построение РК и ЛД (рис. 2) и получена информация о необходимых для расчета геометрических параметрах лопаток.

Расчет течения в ступени выполнен в несколько

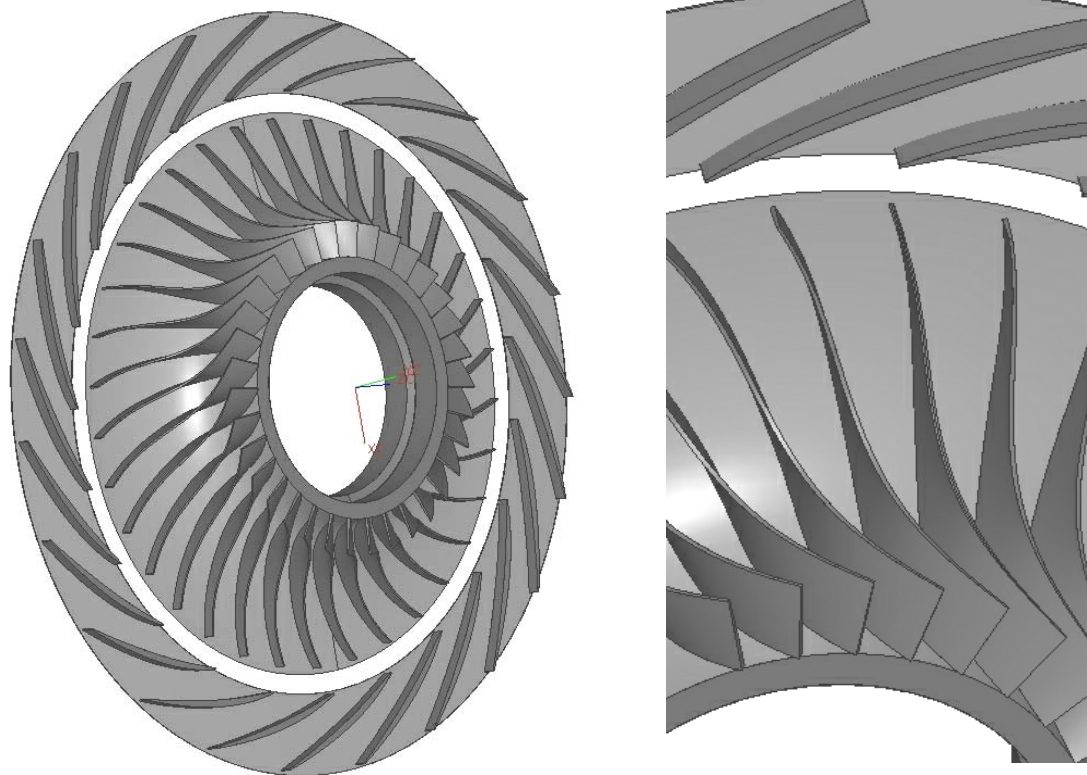


Рис. 2. Пространственная модель лопаточных венцов

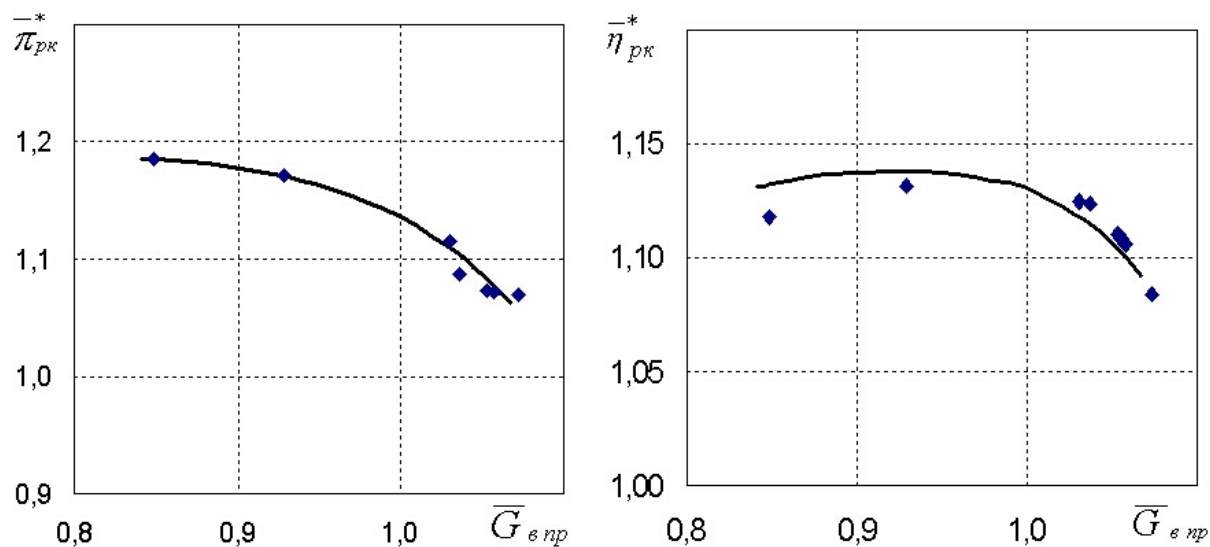


Рис. 3. Суммарная характеристика рабочего колеса

этапов. На первом этапе рассмотрено течение в рабочем колесе. На основе имеющейся геометрии проточной части и лопаточных венцов создана математическая модель газодинамических процессов в РК. На рис. 3 приведена его суммарная характеристика, полученная расчетным путем (сплошная линия), в сопоставлении с опытными данными (маркер). Здесь и ниже суммарные параметры представлены в виде зависимостей $\bar{\pi}^*$, $\bar{\eta}^*$ от $\bar{G}_{в пр}$. Значения параметров отнесены к соответствующим опытным значениям для ступени на расчетном режиме:

$$\bar{G}_{в пр} = \frac{G_{в пр}}{G_{в пр р.}}$$

$$\bar{\pi}^* = \frac{\pi^*}{\pi_{ст р.}^*};$$

$$\bar{\eta}^* = \frac{\eta^*}{\eta_{ст р.}^*}.$$

Полученное удовлетворительное согласование результатов экспериментальных и расчетных исследований позволило перейти к рассмотрению центробежной ступени в целом и к созданию ее математической модели. Суммарная характеристика исследуемой ступени приведена на рис. 4, где показано согласование результатов расчета и экспериментальных данных.

На рис. 5 представлены изолинии чисел Маха в проточной части на расчетном режиме. Отсутствие сгущений изолиний на входе в ступень свидетельствует о безударном входе потока на лопатки РК. В относительном движении скорость потока в рабочем колесе существенно снижается, однако на выходе из него осредненное по окружности число Маха потока в абсолютном движении достигает $M_v=0,94$, что может свидетельствовать о наличии сверхзвуковых зон вблизи выходной кромки рабочего колеса. Далее снижение скорости продолжается в безлопаточном и лопаточном диффузорах. В поворотном канале число Маха достигает значения $M_v=0,19$. На выходе из спрямляющего аппарата обеспечивается раскрутка потока до осевого направления перед входом в камеру сгорания.

На рис. 6, а приведены распределения углов натекания по высоте проточной части на лопатки РК и ЛД. На середине высоты лопатки рабочего колеса и лопаточного диффузора углы натекания составляют соответственно 1 град и 2,8 град. Одним из важных параметров, характеризующих течение в РК, является относительное число Маха на входе M_{w1} . Его осредненное в окружном направлении значение на периферии РК достигает $M_{w1}=0,86$ (рис. 6, б). На этом же рисунке представлены распределения чисел Маха по высоте проточной части на выходе из РК M_{w2} , M_{v2} и входе в ЛД M_{v3} . Следует отметить доста-

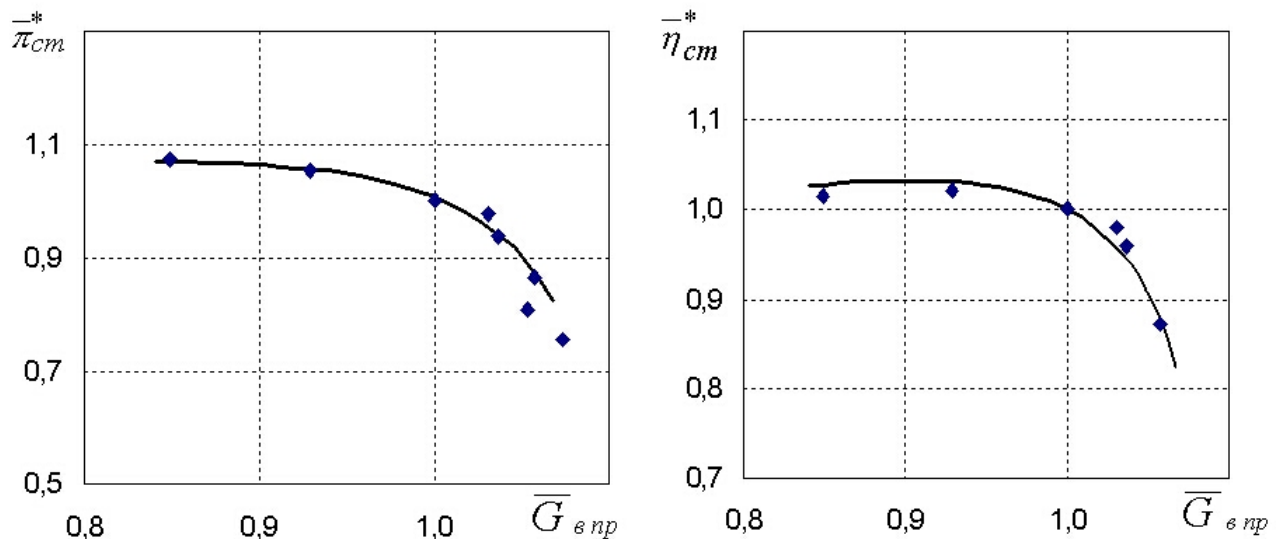


Рис. 4. Суммарная характеристика центробежной ступени

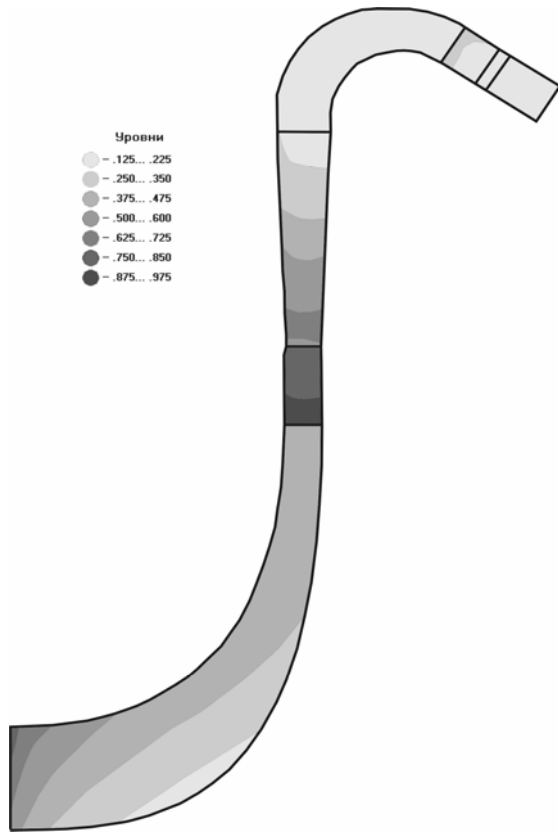


Рис. 5. Изолинии чисел Маха исследуемой ступени на расчетном режиме

точно равномерное распределение чисел Маха на входе в лопаточный диффузор.

2. Исследование влияния закрутки потока на входе в ступень

Далее рассмотрено влияние предварительной закрутки потока на входе в ступень.

В процессе эксперимента с целью моделирования влияния впереди стоящей группы осевых ступеней на структуру течения в центробежной ступени с помощью поворотного входного направляющего аппарата (ВНА) (рис. 1) проведено изменение закрутки потока на входе в рабочее колесо. Угол установки ВНА по сравнению с исходным (вариант 1) увеличен на 5 град (вариант 2). Схема изменения закрутки потока на входе в ступень представлена на рис. 7. На рис. 8 показано сопоставление суммарных характеристик РК, полученных опытным и расчетным путем. Уменьшение закрутки на входе приводит к увеличению угла натекания на лопатки РК (рис. 9) и смещению характеристики в сторону больших напоров. Распределение углов натекания по высоте проточной части при $\bar{n}_{пр} = 1,0$ на режимах $\bar{G}_{пр} = 1,0$ и $\bar{G}_{пр} = 0,88$ представлены на рис. 8, а и 8, б соответственно.

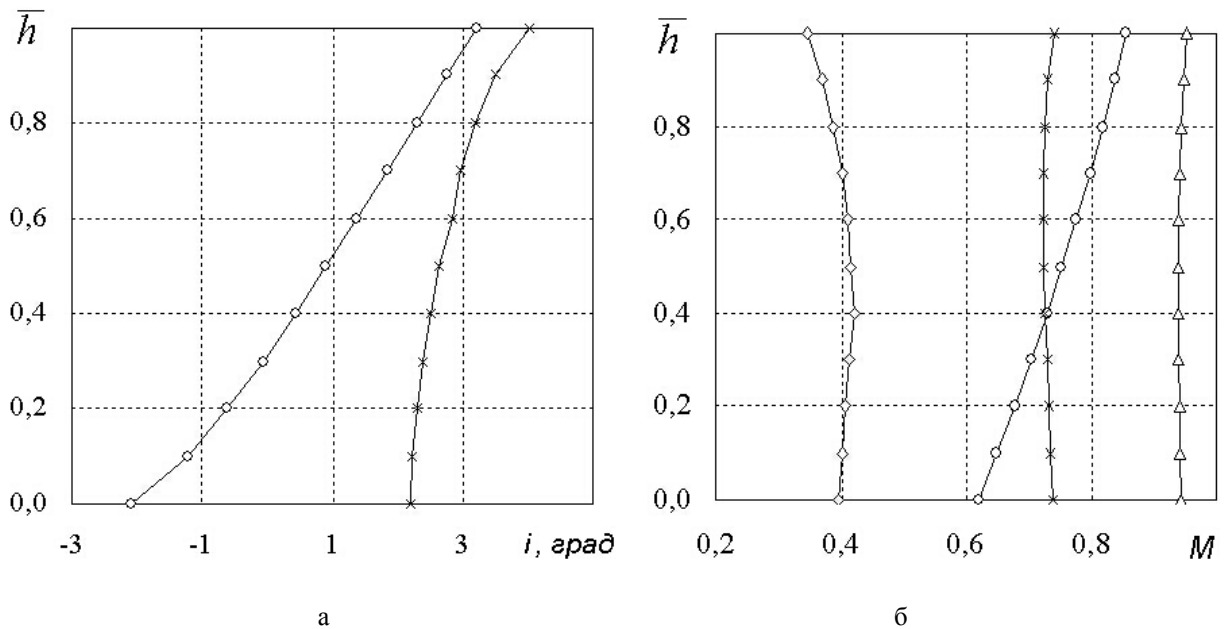


Рис. 6. Распределения углов натекания (а) и чисел Маха (б) на расчетном режиме:

- — на входе в РК M_{w1} ,
- × — на входе в ЛД M_{v3} ,
- △ — на выходе из РК в абсолютном движении M_{v2} ,
- ◇ — на выходе из РК в относительном движении M_{w2}

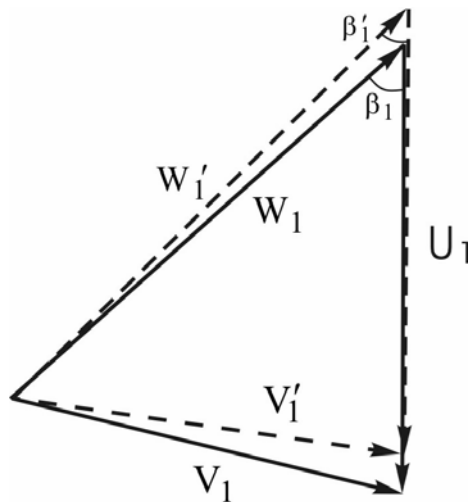


Рис. 7. Треугольники скоростей на входе в РК на среднем радиусе:

- вариант 1,
- - - вариант 2

Суммарная характеристика центробежной ступени в целом при изменении предварительной закрутки потока на входе в нее представлена на рис. 10.

Заключение

С помощью разработанного метода поверочного аэродинамического расчета и соответствующего программного комплекса *AxCbM* проведены численные исследования структуры течения и суммарных характеристик рабочего колеса и ступени центробежного компрессора в целом. Получено удовлетворительное сопоставление результатов расчетов с экспериментальными данными.

С помощью поворотного ВНА проведено моделирование влияния впереди стоящей группы осевых ступеней на течение в центробежной ступени. Показано, что уменьшение закрутки на входе в ступень приводит к увеличению нагрузки на лопатки РК, росту угла натекания и смещению характеристики в сторону больших напоров. Полученные результаты расчета подтверждены сопоставлением с опытными данными.

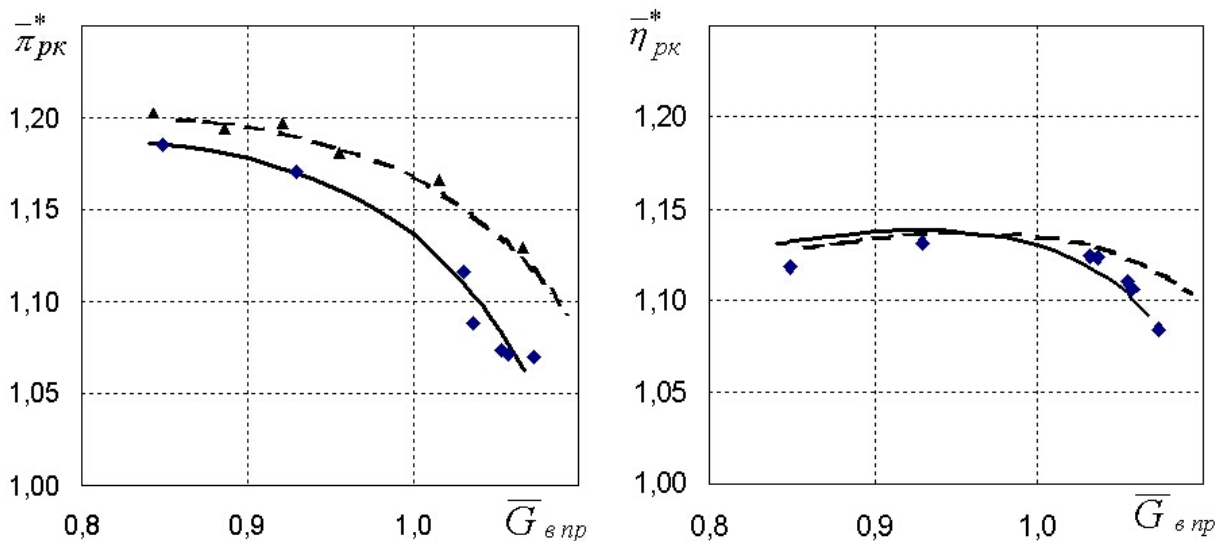


Рис. 8. Влияние закрутки потока на входе на характеристику РК:

- ◆ — эксперимент (вариант 1),
— расчет (вариант 1),
▲ — эксперимент (вариант 2),
- - - расчет (вариант 2)

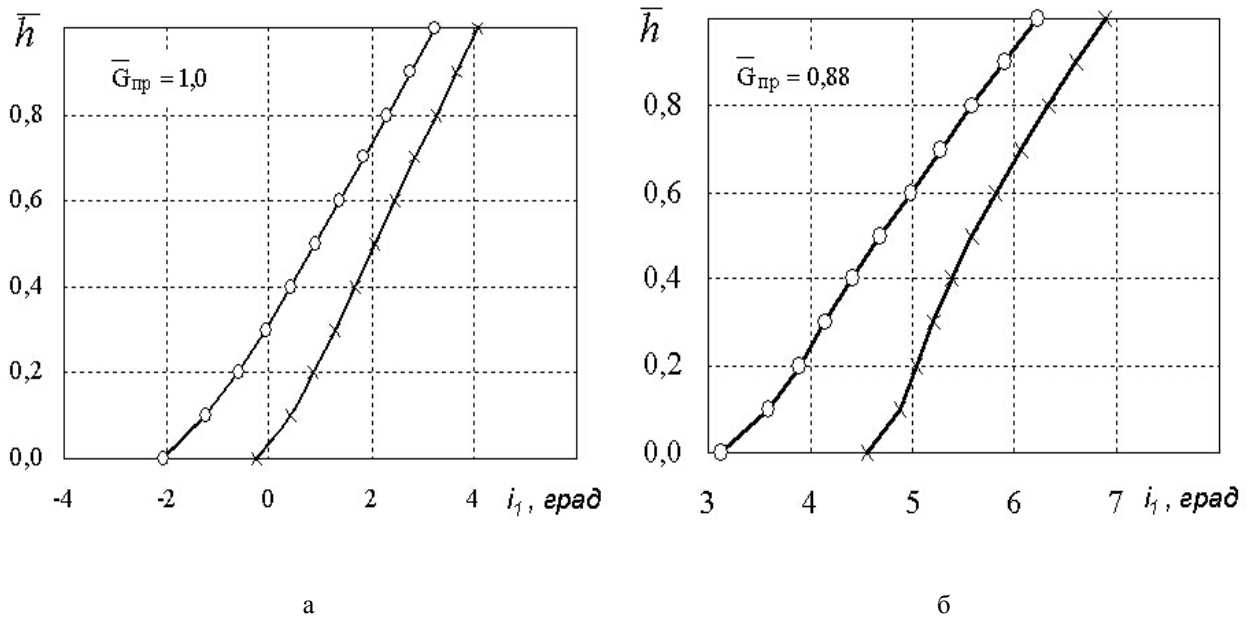


Рис. 9. Распределения углов натекания на РК при $\bar{n}_{пр} = 1,0$:

- — расчет (вариант 1),
- ×— — расчет (вариант 2)

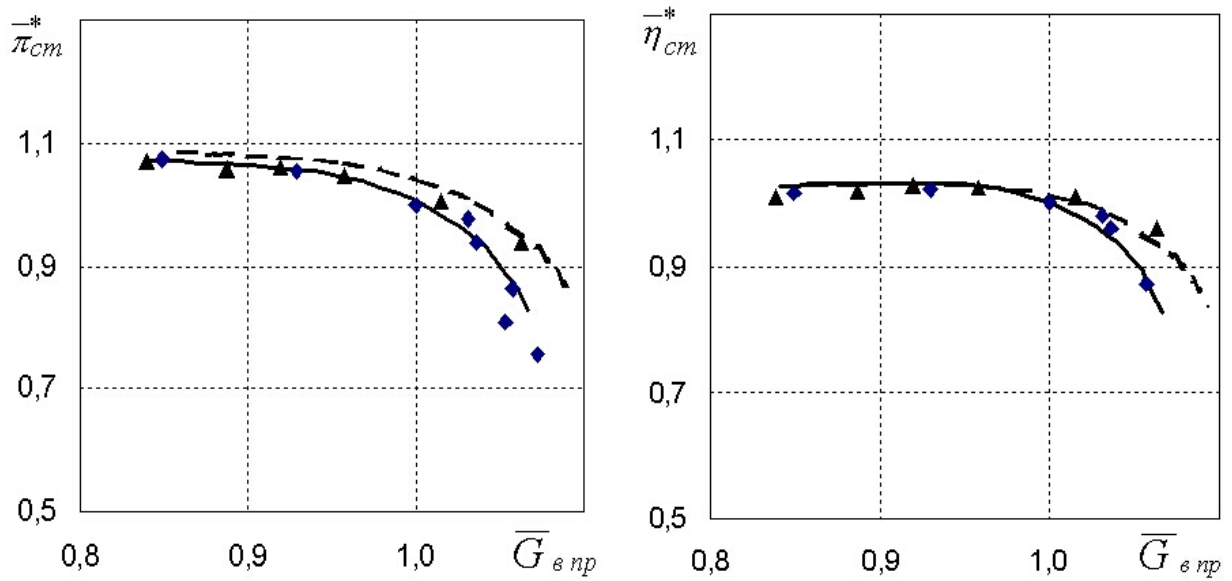


Рис. 10. Влияние закрутки потока на входе на характеристику ступени:

- ◆ — эксперимент (вариант 1),
- — расчет (вариант 1),
- ▲ — эксперимент (вариант 2),
- - - — расчет (вариант 2)

Литература

1. Krain H. *Improved High Pressure Ratio Centrifugal Compressor* / H. Krain, B. Hoffmann, K.-H. Rohne, G. Eisenlohr, F.-A. Richter // *Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air*. – (May 14-17, 2007). – Montreal, Canada. (GT2007-27100). – 9 p.
2. Marconcini M. *Numerical Investigation of a Transonic Centrifugal Compressor* / M. Marconcini, F. Rubecchini, A. Arnone, S. Ibaraki // *Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air*. – (May 8-11, 2006). – Barcelona, Spain. (GT2006-90098). – 8 p.
3. Skoch G.J. *Laser Anemometer Measurements of the Flow Field in a 4:1 Pressure Ratio Centrifugal Impeller* / G.J. Skoch, P.S. Prahst, M.P. Wernet, J.R. Wood, A.J. Strazisar // *NASA TM-107541*. – 12 p.
4. Милешин В.И. *Метод проектирования и доводки осевых и центробежных компрессоров на основе расчета 3D вязкого течения в рамках уравнений Навье-Стокса и решения обратных задач газовой динамики в квазитрехмерной постановке* / В.И. Милешин, И.К. Орехов, А.Н. Старцев // *Научный вклад в создание авиационных двигателей. В 2-х кн. Кн.2.* / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. — М.: Машиностроение, 2000. — С.144-159.
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.

Поступила в редакцию 21.04.2008.

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

ДОСЛІДЖЕННЯ СТРУКТУРИ ТЕЧІЇ У ВІДЦЕНТРОВОМУ СТУПЕНІ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

О.С. Барышева, Л.Г. Бойко, В.С. Борисов, О.Н. Дринов

За допомогою методу перевірного аеродинамічного розрахунку проведено чисельне дослідження течії у трансзвуковому вісьорадіальному відцентровому ступені компресора авіаційного двигуна з просторовим профілюванням лопаток. Отримана інформація щодо структури течії та сумарних характеристик робочого колеса та ступеня в цілому. Представлено зіставлення результатів розрахунків з дослідними даними. Розглянуто вплив зміни попередньої закрутки течії на вході в відцентровий компресор на сумарні характеристики робочого колеса та ступеня, також наведено розподіл по висоті проточної частини кутів натікання на робоче колесо для різних варіантів закрутки течії.

Ключові слова: відцентровий ступень компресора, вісьорадіальне робоче колесо, сумарні характеристики, структура течії.

THE INVESTIGATION OF THE FLOW STRUCTURE IN THE CENTRIFUGAL STAGE OF THE AIRCRAFT ENGINE COMPRESSOR

E.S. Barysheva, L.G. Boyko, V.S. Borisov, O.N. Drynov

By the verifying aerodynamic calculation method flow numeral research in the aircraft engine compressor transonic axial-radial centrifugal stage with spatial shaping blade is conducted. Information about flow structure and summary performances of the impeller and the stage as a whole is received. The comparison between calculation and experimental data is presented. Influence of the centrifugal compressor entrance flow preliminary twist change on summary performances of the impeller and the stage is considered and also the incidence angle setting height distribution on the impeller for different variants twist flow is resulted.

Key words: compressor centrifugal stage, axial-radial impeller, summary performances, flow structure.

Барышева Елена Серафимовна – научн. сотр. кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sesmail@mail.ru.

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

Борисов Вячеслав Сергеевич – ведущий конструктор ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина, e-mail: vk2@ivchenko-progress.com.

Дринов Олег Николаевич – ведущий конструктор ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина, e-mail: vk2@ivchenko-progress.com.