

УДК 621.45: 533.6

**Е.С. Барышева<sup>1</sup>, Л.Г. Бойко<sup>1</sup>, О.Н. Дрынов<sup>2</sup>, В.В. Кубакин<sup>2</sup>**<sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*<sup>2</sup> *ГП «Ивченко-Прогресс», Украина*

## ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ВЫСОКОНАПОРНОЙ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ СОВРЕМЕННОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

*Представлены результаты газодинамического совершенствования высоконапорной центробежной ступени с осерадиальными лопатками рабочих колес. Для этого использован метод поверочного расчета, позволяющий на основании заданных геометрических параметров лопаточных венцов и проточной части определять структуру до- и трансзвукового осесимметричного течения в центробежной ступени на заданном режиме, а также ее суммарные характеристики. Выполнено численное моделирование течения в ступени с двумя вариантами исполнения лопаточного диффузора. Сопоставление полученных характеристик показало, что один из вариантов позволяет снизить потери и повысить эффективность работы ступени, а также сместить ее рабочий диапазон в область больших расходов. Приведенные результаты могут быть использованы в процессе проектирования и доводки высоконапорных центробежных компрессорных ступеней.*

***Высоконапорная центробежная ступень компрессора, осерадиальные пространственные лопатки, метод расчета осесимметричного до- и трансзвукового течения, суммарные характеристики, структура течения***

### Введение

Высоконапорные центробежные компрессорные ступени, обеспечивающие степень повышения полного давления  $\pi_{ст}^* > 3,0$ , в настоящее время находят все более широкое применение в авиационных газотурбинных двигателях. Такие уровни значений степени повышения давления в ступени при высоких расходах рабочего тела определяют появление высоких до- и сверхзвуковых скоростей в межлопаточных каналах рабочих колес (РК) и лопаточных диффузоров (ЛД), что приводит к усложнению структуры течения и увеличению потерь.

В настоящее время значительную роль в исследовании газодинамических процессов, происходящих в высоконапорных центробежных компрессорных ступенях, играют численные методы, позволяющие на основе математического моделирования течения совершенствовать их параметры. В процессе проектирования, на различных его стадиях, традиционно используются методы различного уровня сложности: от наиболее простых, основанных на одномерных подходах, до методов численного анализа пространственных вязких течений, см., например, [1-4]. Большой объем работ выполняется с использованием методов расчета двумерного течения, которые предназначены для проведения анализа параметров потока и суммарных характеристик в широком диапазоне

режимов работы. Такие методы позволяют оперативно проводить оценку влияния изменения геометрических параметров лопаточных венцов и проточной части ступени, что является актуальной задачей при их проектировании.

В данной статье представлены результаты использования разработанного на кафедре теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета «ХАИ» метода расчета осесимметричного течения в ступени ЦБК [5] для исследования обтекания высоконапорной осерадиальной центробежной ступени компрессора современного авиационного ГТД и ее газодинамического совершенствования.

### 1. Численное моделирование течения в центробежной компрессорной ступени

В работе [6] представлены результаты численного исследования трансзвукового течения в рабочем колесе центробежной ступени компрессора современного авиационного двигателя. На основании имеющейся математической модели РК проведено моделирование течения в ступени с одним из вариантов лопаточного диффузора, ниже именуемым *ЛД1*.

На рис. 1 представлена суммарная характеристика ступени (сплошная линия) на «расчетной» частоте вращения,  $n_{пр} = 1,0$ . Штриховой лини-

ей показана суммарная характеристика рабочего колеса на этом режиме. Здесь и ниже суммарные параметры представлены в виде зависимостей  $\pi^*$ ,  $\eta^*$  от  $\bar{G}_{впр}$ . Значения параметров отнесены к соответствующим значениям для ступени на «расчетном» режиме:

$$\bar{G}_{впр} = \frac{G_{впр}}{G_{впр}^*},$$

$$\pi^* = \frac{\pi}{\pi_{стр}^*},$$

$$\eta^* = \frac{\eta}{\eta_{стр}^*}.$$

На рис. 2 представлены изолинии чисел Маха на «расчетном» режиме при  $\bar{n}_{пр} = 1,0$  и  $\bar{G}_{впр} = 1,0$

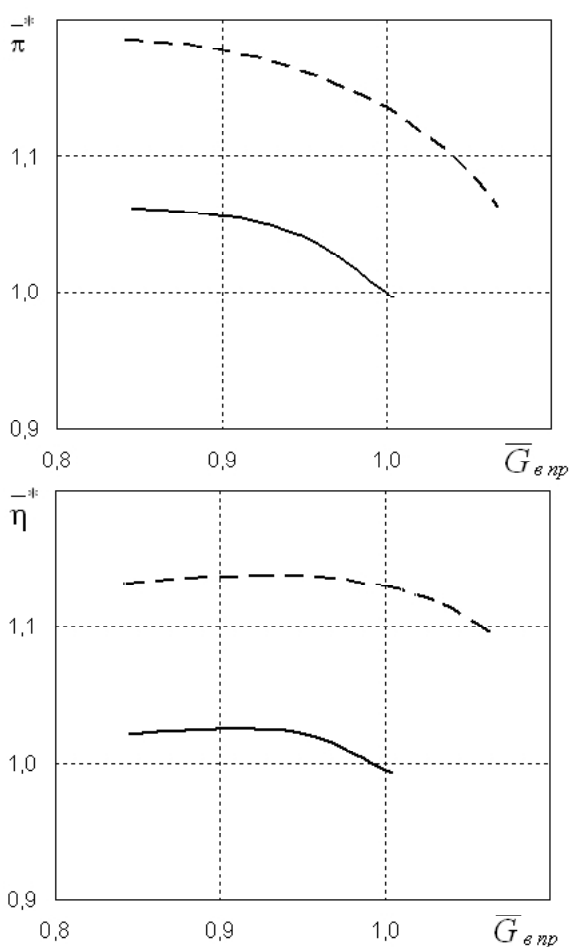


Рис. 1. Суммарная характеристика центробежной ступени

в проточной части ступени, состоящей из РК, ЛД, поворотного колена и спрямляющего аппарата. Анализ структуры течения в ступени на этом режиме показал, что в лопаточном диффузоре ЛД1 существует значительная сверхзвуковая область, замыкающаяся скачком уплотнения, полностью перегородившим проточную часть. Наличие такого скачка (число Маха перед скачком  $M_v \approx 1,26$ ), «запирающего» проточную часть, позволяет объяснить сужение рабочего диапазона ступени, определяемое лопаточным диффузором. Наличие скачка уплотнения является причиной возникновения дополнительных потерь в ЛД ступени и снижения ее КПД. Углы натекания на лопатку диффузора на «расчетном» режиме отрицательны по всей высоте проточной части (см. рис. 3).

«Запирание» данного варианта ЛД центробежной ступени приводит к необходимости его совершенствования с целью снижения потерь и расширения рабочего диапазона.

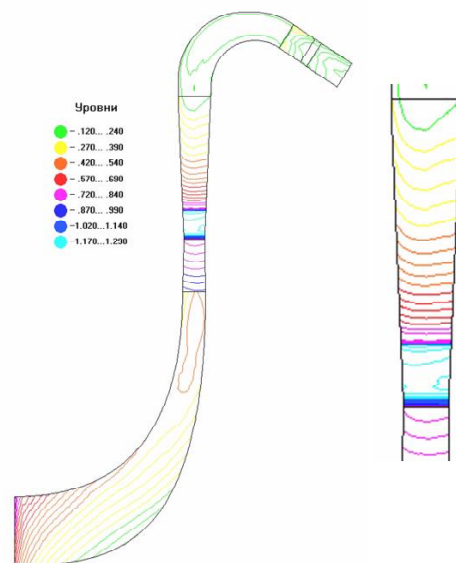


Рис. 2. Изолинии чисел Маха в проточной части центробежной ступени на «расчетном» режиме

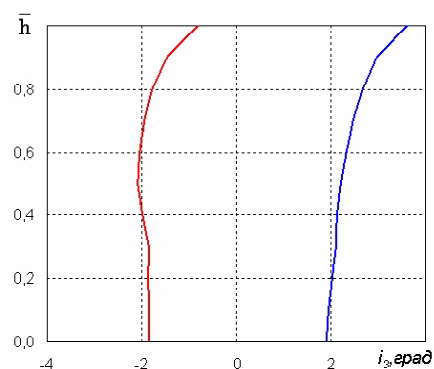


Рис. 3. Распределения углов натекания на ЛД по высоте проточной части на «расчетном» режиме  
— ЛД1, — ЛД2

**2. Газодинамическое совершенствование центробежной ступени**

На рис. 4 представлена решетка диффузора *ЛД1* с вписанной окружностью, определяющей минимальное проходное сечение, «горло», межлопаточного канала, расположенное на входе в решетку.

Для расширения рабочего диапазона ступени по расходу в новом варианте диффузора, назван-

ном *ЛД2*, в сравнении с *ЛД1* профиль лопатки изменен с целью увеличения геометрических углов входа и выхода и, соответственно, увеличения проходного сечения межлопаточного канала. На рис. 4 приведены в сопоставлении профили лопаток исследуемых диффузоров с указанием «горловины» межлопаточного канала для каждого ЛД.

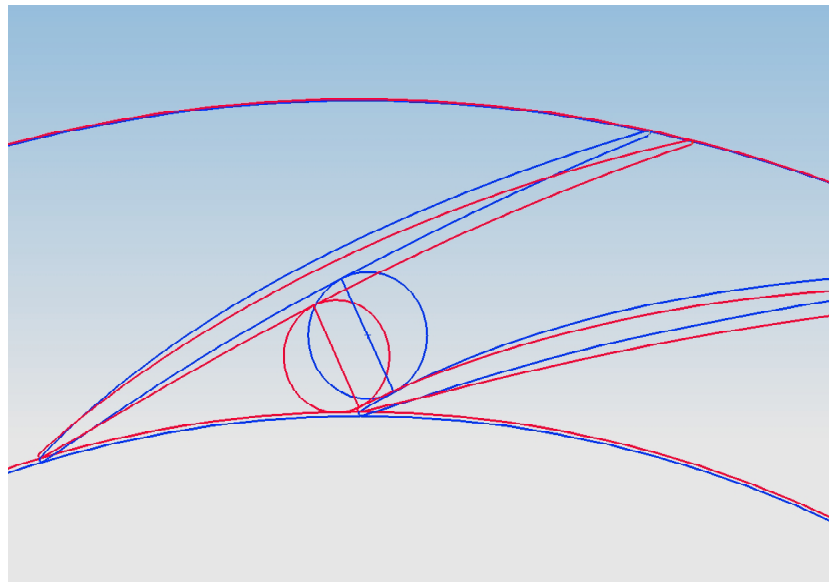


Рис. 4. Профили лопаточного диффузора  
— *ЛД1*, — *ЛД2*

На рис. 5 приведены суммарные характеристики центробежной ступени с двумя различными лопаточными диффузорами.

Диффузор *ЛД2* при том же количестве лопаток и неизменной форме меридионального сече-

ния проточной части позволяет не только сместить рабочий диапазон ступени в область больших расходов, но и повысить эффективность ступени в «расчетной» точке.

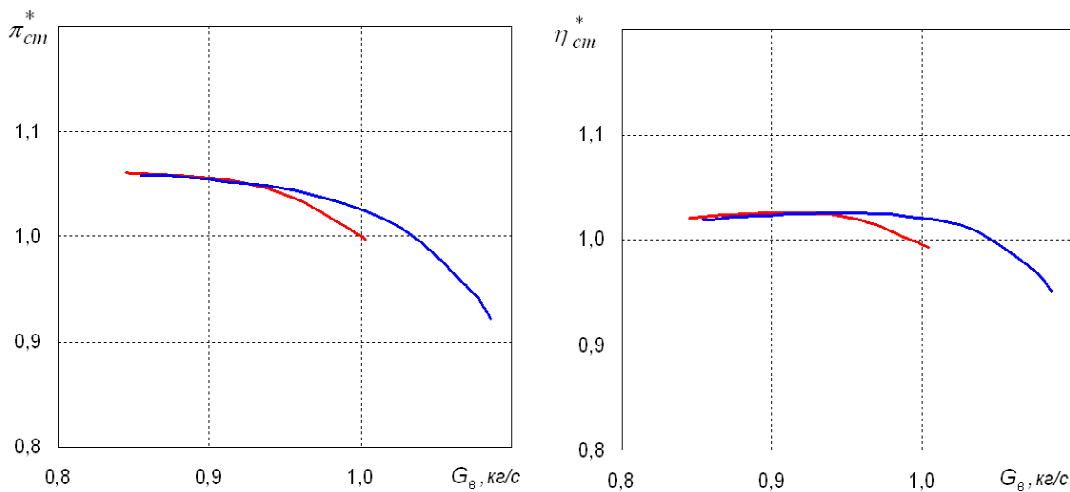


Рис. 5. Суммарная характеристика центробежной ступени с различными вариантами лопаточных диффузоров  
— *ЛД1*, — *ЛД2*

Следует отметить, что «горло» *ЛД2* увеличено и смещено внутрь межлопаточного канала, что позволяет пропустить больший расход рабочего тела и, как следствие, сдвинуть режим работы в сторону больших расходов.

Изолинии чисел Маха в проточной части ступени с диффузором *ЛД2* на «расчетном» режиме представлены на рис. 6. Как видно из рисунка, в этом лопаточном диффузоре наблюдается

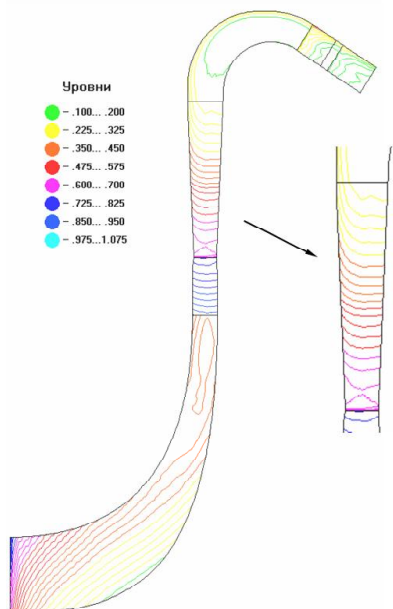


Рис. 6. Изолинии чисел Маха в проточной части центробежной ступени с диффузором *ЛД2* на «расчетном» режиме

На «расчетном» режиме в диффузоре *ЛД1* наблюдается резкий скачок уплотнения, «запирающий» межлопаточный канал, значение числа Маха, осредненное в окружном направлении течения, достигает  $M_v \approx 1,26$ . При использовании диффузора *ЛД2* поток становится полностью дозвуковым.

Углы натекания в этом диффузоре положительны по всей высоте лопатки (см. рис. 3).

### Заключение

На основании выполненного моделирования транзвукового течения в центробежной ступени компрессора и анализа геометрических параметров лопаточного диффузора *ЛД1* определена причина сужения рабочего диапазона по расходу по сравнению с изолированным рабочим колесом. Показано, что вариант исполнения лопаток диффузора *ЛД2* позволяет снизить потери в «расчетной» точке, повысив эффективность ступени, сместить диапазон ее рабочих режимов в область больших расходов.

Представленные в данной работе результаты демонстрируют целесообразность применения разработанного метода [5] для выполнения вариантов расчетов с целью оперативной оценки

дозвуковое течение на всем протяжении межлопаточного канала, что позволяет снизить потери и повысить КПД ступени в «расчетной» точке. Иллюстрацией этого могут служить представленные на рис. 7 распределения осредненных в окружном направлении чисел Маха в межлопаточном канале диффузора вдоль средней по высоте канала линии тока ( $\bar{h} = 0,5$ ).

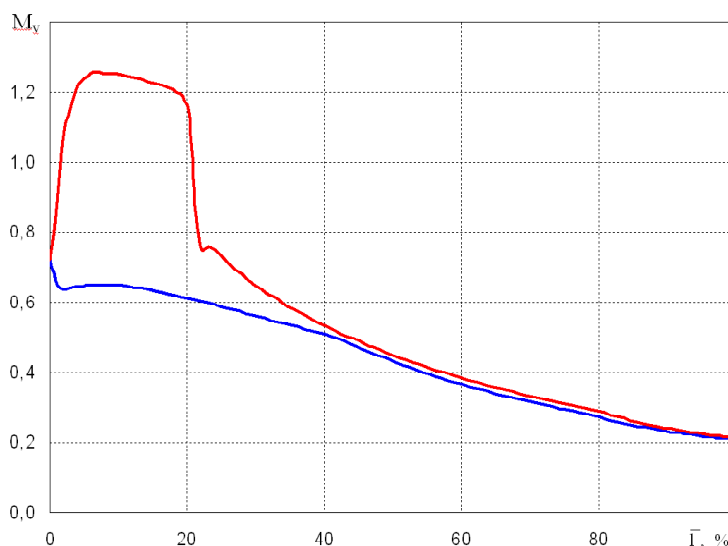


Рис. 7. Распределения чисел Маха вдоль средней по высоте канала *ЛД* линии тока на «расчетном» режиме

— *ЛД1*, — *ЛД2*

значений газодинамических параметров и выбора рациональной формы проточной части и профилей лопаток осерадиальных высоконапорных ступеней ЦБК.

### Перечень ссылок

1. Came P.M. Centrifugal compressor design / P.M. Came, C.J.Robinson // Proc. Instn Mech Engrs, Part C: J. Mechanical Engineering Science. — 1999, Vol. 213 — P. 139-154.
2. Ершов С.В. Численный метод расчета трехмерных вязких течений в осерадиальных турбомашинах/ С.В. Ершов, А.В. Рusanов// Пробл. машиностроения. — 1999. — Т.2, №1-2. — С.27-33.
3. Krain H. Review of Centrifugal Compressor's Application and Development //Proceedings of ASME Turbo Expo 2003: Power for Land, Sea and Air. — (June 16-19, 2003). — Atlanta, Georgia, USA. (GT2003-38971). — 11 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/ Милешин В.И., Орехов И.К., Старцев А.Н./

/ Научный вклад ЦИАМ в создание авиационных двигателей. В 2-х кн. Кн.2. — 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: — Науч.-техн. журн. — 2007.- №.1(37) — С.45-51.

6. Барышева Е.С. Исследование структуры течения в центробежной ступени компрессора авиационного двигателя/ Е.С. Барышева, Л.Г. Бойко, В.С. Борисов, О.Н. Дрынов // Авиационно-космическая техника и технология: — Науч.-техн. журн. — 2008.- №.3(50) — С.56-62.

Поступила в редакцию 06.07.2010 г.

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

**GAS-DYNAMIC IMPROVEMENT OF HIGH-PRESSURE CENTRIFUGAL COMPRESSOR STAGE OF MODERN AIRCRAFT ENGINE**

*Представлені результати газодинамічного вдосконалення високонапірного відцентрового ступеня з осьорадіальними лопатками робочих коліс. Для цього використано метод перевірного розрахунку, що дозволяє на підставі заданих геометричних параметрів лопаткових вінців і проточної частини визначати структуру до- і трансзвукової осьосиметричної течії у відцентровому ступені на заданому режимі, а також його сумарні характеристики. Виконано чисельне моделювання течії в ступені з двома варіантами виконання дифузора лопатки. Зіставлення отриманих характеристик показало, що один з варіантів дозволяє знизити втрати та підвищити ефективність роботи ступеня, а також змістити його робочий діапазон в область більших витрат. Приведені результати можуть бути використані в процесі проектування і доведення високонапірних відцентрових компресорних ступенів.*

***Високонапірний відцентровий ступінь компресора, осьорадіальні просторові лопатки, метод розрахунку осьосиметричної до- і трансзвукової течії, сумарні характеристики, структура течії***

*Gas-dynamic improvement results of high-pressure centrifugal stage with the axial-radial impeller vanes are presented. For this purpose the prediction calculation method, allowing on the basis given blade rows and setting geometrical parameters to determine centrifugal stage sub- and transonic axisymmetric flow structure on the set regime and also its summary performances is used. The stage with two variants of vaned diffuser flow computational modeling is executed. The comparison of the got performances showed that one of variants allowed to lower the losses and rise stage operating efficiency, and also displace its operating range in the region of large charges. The reduce results in the design process and development of high-pressure centrifugal compressor stages can be used.*

***High-pressure compressor centrifugal stage, axial-radial spatial impeller vanes, sub- and transonic axisymmetric flow calculation method, summary performances, flow structure***