

УДК 621.515.1

Е. С. БАРЫШЕВА<sup>1</sup>, А. Е. ДЕМИН<sup>1</sup>, О. Н. ДРЫНОВ<sup>2</sup><sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*<sup>2</sup> *ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина*

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ОСЕЦЕНТРОБЕЖНОМ КОМПРЕССОРЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

*Представлен метод поверочного аэродинамического расчета осесимметричного течения в осецентрированном компрессоре, разработанный в Национальном аэрокосмическом университете "ХАИ". В его основу положено решение системы уравнений Эйлера в стационарной форме. С помощью данного метода проведено расчетное исследование структуры течения и суммарных характеристик осецентрированного компрессора высокого давления авиационного двигателя на различных режимах по частоте вращения ротора и расходу, получены поля параметров потока и суммарные характеристики, приведено их сопоставление с экспериментальными данными. В статье представлены результаты исследования влияния изменения угла установки входного направляющего аппарата осецентрированного компрессора на его характеристику и структуру течения в нём.*

**Ключевые слова:** *осецентрированный компрессор, метод поверочного расчета осесимметричного течения, суммарные характеристики, структура течения, входной направляющий аппарат.*

### Введение

Осецентрированные компрессоры (ОЦК) находят широкое применение в конструкциях современных газотурбинных двигателей (ГТД). Свойственные этим компрессорам высокие степени повышения давления реализуются в относительно малом, в сравнении с традиционными осевыми многоступенчатыми машинами, числе ступеней. Однако это преимущество оборачивается сложностью проектирования и доводки таких объектов.

Осевые и центробежные ступени осецентрированного компрессора проектируются с помощью различных методов расчета, не всегда согласованных друг с другом. Кроме того, осевая и центробежная части могут моделироваться на основе ранее доведенных ступеней. Для их согласования необходимо использовать расчётные методы, обеспечивающие определение структуры течения и суммарных характеристик осецентрированных компрессоров.

Для совершенствования согласования осевой и центробежной частей компрессора применение методов расчета пространственного течения не является рациональным. Более приемлемым является использование двумерных подходов, на которые выпадает основной объем предварительных работ при проектировании. Такие методы позволяют учитывать геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов и, несмотря на допущения, обладают достаточными для практики точностью и быстродействием.

Существует ряд методов расчета двумерного потока, которые позволяют проводить моделирова-

ние течения в осевых многоступенчатых компрессорах [1, 2 и др.] и центробежных компрессорных ступенях [3–5 и др.]. Для практики проектирования желательно иметь метод, позволяющий исследовать течение в проточной части осецентрированного компрессора без разделения на осевую и центробежную части.

Такой метод расчета был разработан в проблемной научно-исследовательской лаборатории (ПНИЛ) газотурбинных двигателей и установок кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета «ХАИ».

В статье приведены результаты практического применения метода для исследования течения в осецентрированном компрессоре высокого давления авиационного газотурбинного двигателя.

### 1. Метод расчета

Используемый метод поверочного расчёта течения в осецентрированном компрессоре основан на разработанном ранее комплексе методов поверочного расчета течения в многоступенчатых осевых и центробежных компрессорах и нагнетателях природного газа [6], разработанного в тесном взаимодействии с предприятиями газотурбостроения Украины (ГП «Ивченко-Прогресс», ПАО "Сумское НПО им. М. В. Фрунзе"). Все численные методы в течение ряда лет прошли верификацию и показали свою надежность и эффективность при решении практических задач [6, 7 и др.].

Основные положения используемого метода расчета представлены в работе [8]. Метод позволяет

определять структуру течения и суммарные характеристики компрессора и составляющих его ступеней на основании заданных геометрических параметров лопаточных венцов, проточной части, а также режима работы по расходу и частоте вращения.

Метод базируется на решении системы уравнений Эйлера, записанной в стационарной форме, которая сводится к дифференциальным уравнениям второго порядка относительно функции тока и первого порядка относительно плотности. Дифференциальное уравнение для функции тока аппроксимируется конечно-разностными уравнениями второго порядка точности.

Использование проекции уравнения движения на вектор относительной скорости и введение искусственной сжимаемости, аналогично классическим подходам работы [9], 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.

Для численного решения дифференциальных уравнений используются разностные схемы, обеспечивающие второй порядок аппроксимации, достаточно подробные расчетные сетки, позволяющие существенно снизить уровень погрешностей расчета (схемной вязкости), а также детально описать поверхности лопаточных венцов и меридиональных обводов. Данный подход дает возможность определять структуру осредненного в окружном направле-

нии трансзвукового течения и суммарные характеристики осецентрибежного компрессора, учитывать влияние отбора рабочего тела из проточной части, в соответствии с [7], и поля параметров потока на входе.

Данный метод реализован в виде программного комплекса (ПК) AxSymOCB.

## 2. Расчетное исследование течения в осецентрибежном компрессоре

В качестве объекта исследования выбран осецентрибежный компрессор высокого давления современного авиационного двигателя. Его проточная часть, схематически показанная на рис. 1, включает в себя:

- осевую часть – двухступенчатую, с поворотными регулируемыми входным и первым направляющими аппаратами (ВНА, 1НА),

- центробежную ступень, состоящую из осерадиального высоконапорного рабочего колеса (РК), лопаточного диффузора, поворотного колена и двухрядного спрямляющего аппарата.

При проведении расчетов поле полных давлений и температур на входе в исследуемый компрессор принято равномерным по высоте канала и соответствующим стандартным атмосферным условиям ( $T^* = 288 \text{ К}$ ,  $P^* = 101325 \text{ Па}$ ).

С помощью программного комплекса AxSymOCB выполнено расчетное исследование трансзвукового течения в осецентрибежном компрессоре в широком диапазоне режимов по частоте вращения ( $\bar{n}_{пр} = 1,0; 0,92; 0,85 \text{ и } 0,8$ ) и расходу.

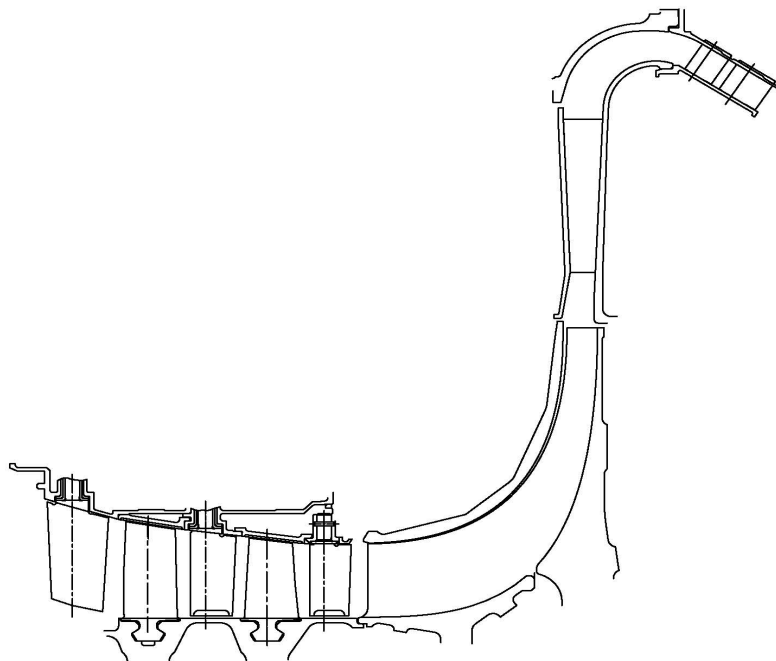


Рис. 1. Осецентрибежный компрессор высокого давления авиационного ГТД

При этом моделировались реальные условия работы ОЦК с учетом всех имеющихся отборов рабочего тела из проточной части: за осевыми ступенями, из проточной части центробежного РК и за ним, а также за лопаточным диффузором (ЛД).

На рис. 2 приведена суммарная характеристика осецентрированного компрессора, полученная расчетным путем (сплошная линия). На этом же рисунке показаны результаты экспериментальных исследований.

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

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

На рис. 3 представлены изолинии чисел Маха в проточной части исследуемого компрессора на «расчетном» режиме при  $\bar{m}_{пр} = 1,0$  и  $\bar{G}_{пр} = 1,0$ .

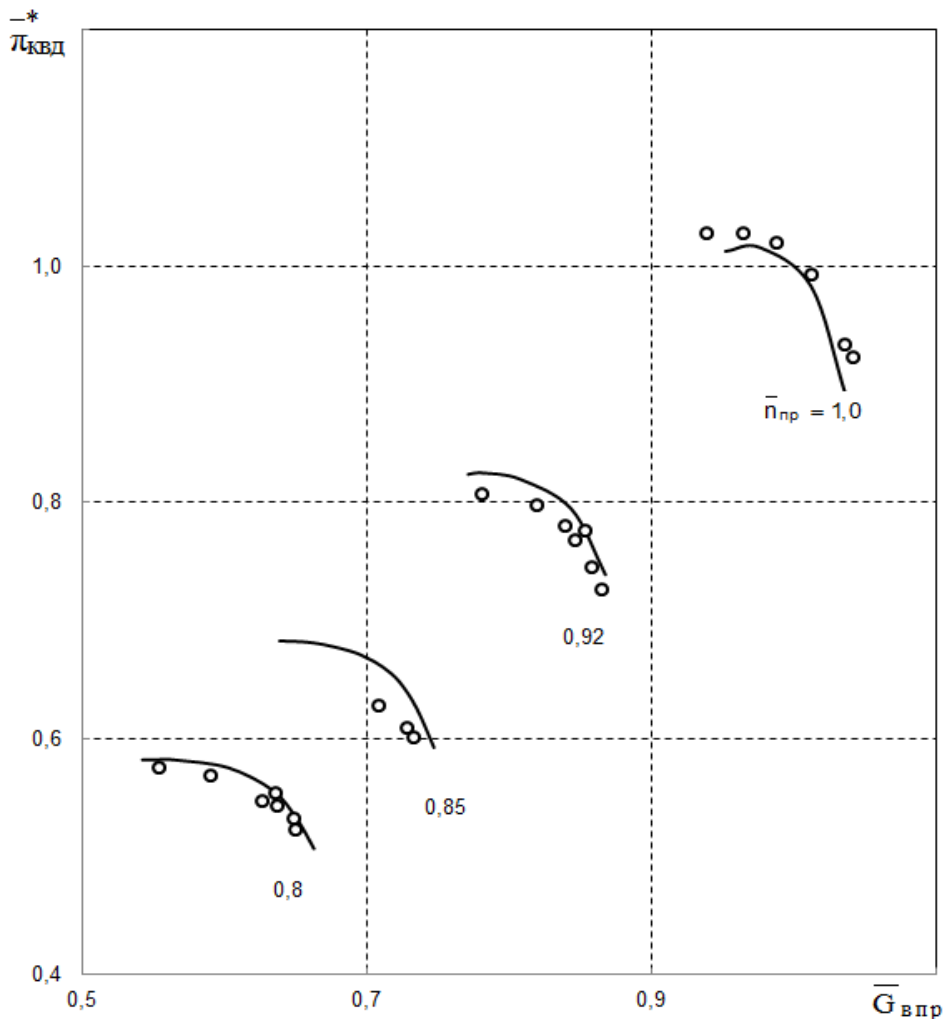


Рис. 2. Суммарная характеристика осецентрированного компрессора:  
 — расчетная характеристика, ○ – экспериментальные данные

Кроме показанных, могут быть получены изолинии других термодинамических параметров потока в проточной части, позволяющих судить об особенностях течения в проточной части и уровне скоростей.

На рис. 4 представлены распределения углов натекания на лопатки рабочих колес и направляющих аппаратов рассмотренного варианта осевых ступеней, а также рабочего колеса и лопаточного диффузора центробежной ступени по высоте проточной части на "расчетном" режиме. Значения углов натекания для осевых лопаточных венцов на середине высоты лопатки меняется в диапазоне от 2 до 5 град. Для РК и ЛД центробежной части соответствующие углы составляют ~0 град.

Результаты, получаемые с помощью ПК AxSymОСВ, позволяют проводить оценку согласованности лопаточных венцов осевых и центробежных ступеней в различных сечениях по высоте.

Этот комплекс использован для исследования влияния изменения угла установки входного направляющего аппарата осецентрированного компрессора на  $\pm 3$  град относительно исходного положения

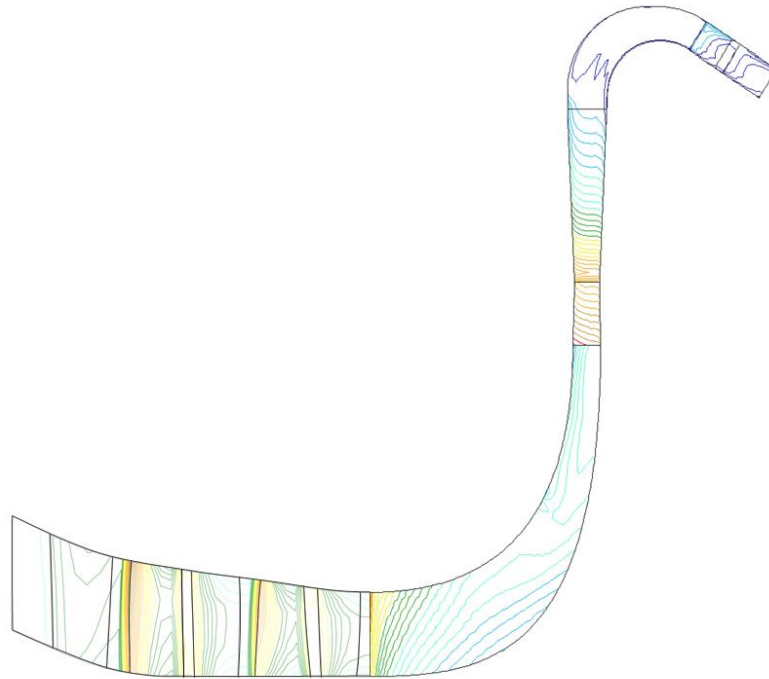


Рис. 3. Изолинии чисел Маха в проточной части осецентрибежного компрессора на «расчетном» режиме

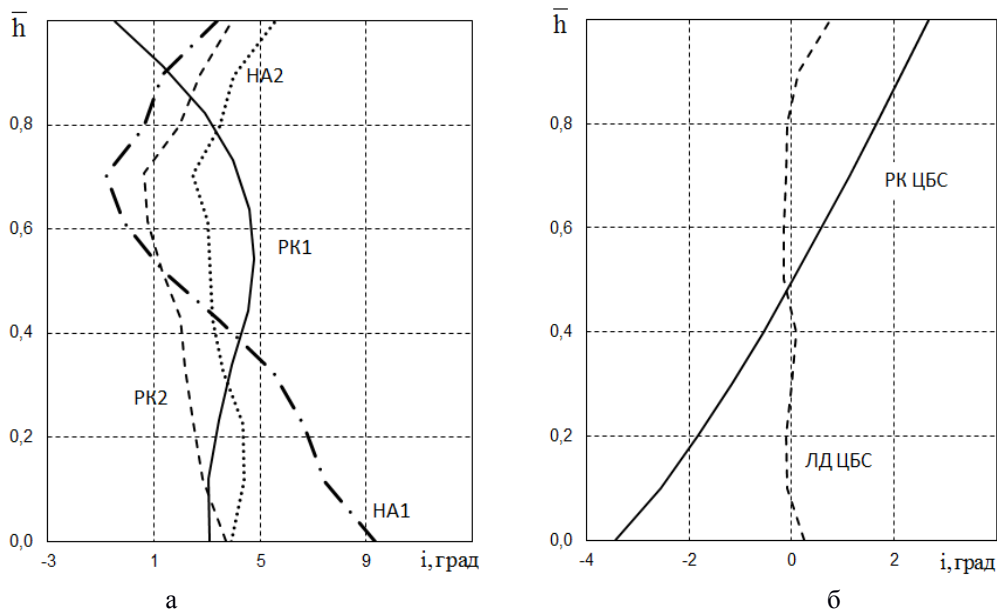


Рис. 4. Распределение углов натекания по высоте проточной части на входе в лопаточные венцы ОЦК на «расчетном» режиме: а – осевые ступени; б – центробежная ступень

на его суммарные характеристики, на "расчетной" частоте вращения. На рис. 5 приведены напорные характеристики исследуемого компрессора, полученные в результате расчета. Из рисунка видно, что закрытие ВНА приводит к смещению характеристики в область меньших расходов и значительному сужению по расходу диапазона работы компрессора. Раскрытие ВНА, т.е. увеличение площади его проходного сечения смещает напорную характеристику в сторону больших расходов и напоров.

На рис. 6 представлены распределения углов натекания на лопатки рабочих колес осевых ступеней при  $\bar{p}=1,0$  в точках 1, 2, 3 (рис. 5) для различных углов установки ВНА. Маркерами обозначены соответствующие точки на характеристиках.

Полученные результаты демонстрируют возможность изменения степени повышения полного давления в ОЦК путем изменения углов установки ВНА. При этом для данного режима изменение угла

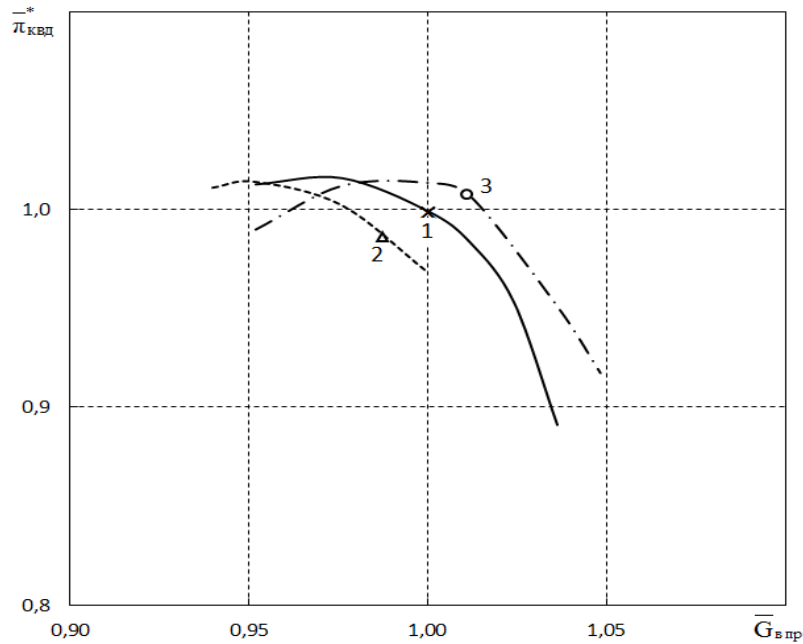


Рис. 5. Суммарная напорная характеристика осецентрированного компрессора:  
 - - -  $\Delta\gamma_{ВНА}=-3$  град; —  $\Delta\gamma_{ВНА}=0$  град; — · —  $\Delta\gamma_{ВНА}=3$  град

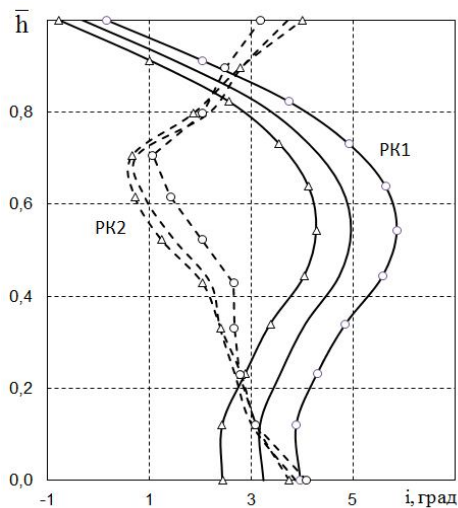


Рис. 6. Распределение углов натекания по высоте проточной части на лопатки рабочих колес осевых ступеней:

-  $\Delta$  - ,  $\triangle$  -  $\Delta\gamma_{ВНА}=-3$  град,  
 - - - , —  $\Delta\gamma_{ВНА}=0$  град,  
 -  $\circ$  - ,  $\circ$  -  $\Delta\gamma_{ВНА}=3$  град

натекания на первое РК для двух рассмотренных вариантов отклонения угла установки ВНА от расчетного не превышает  $\sim 0,5$  град. Влияние на лопаточные венцы центробежной части компрессора еще менее значительно.

### Заключение

Метод поверочного расчета осесимметричного трансзвукового течения в осецентрированном компрес-

соре ГТД использован для анализа течения в компрессоре высокого давления современного авиационного двигателя. Метод позволяет получать суммарные характеристики, поля параметров потока и проводить анализ течения в любом сечении рассматриваемого компрессора. Получена структура течения и суммарные характеристики ОЦК, проведено сопоставление с экспериментальными данными.

Рассмотрено влияние изменения угла установки входного направляющего аппарата компрессора на структуру течения и суммарные характеристики.

Данный метод и соответствующий программный комплекс могут быть использованы при оценке согласованности осевой и центробежной частей компрессоров, а также при определении рациональной программы регулирования поворотных направляющих аппаратов с целью повышения эффективности компрессора в целом.

### Литература

1. Сальников, В. С. К расчету осесимметричного потока в турбомашине [Текст] / В. С. Сальников // Лопаточные машины и струйные аппараты. – 1972. – № 6. – С. 25–48.
2. Егоров, И. Н. Комплекс программ по расчету характеристик, оптимальному проектированию и управлению многоступенчатых осевых компрессоров [Текст] / И. Н. Егоров, В. С. Талызина, В. Н. Фомин // Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. – М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского. – 1989. – С. 231–238.
3. Дейч, М. Е. Газодинамика решеток турбо-

машин [Текст] / М. Е. Дейч. – М. : Энергоатомиздат, 1996. – 528 с.

4. Куфтов, А. Ф. Моделирование процесса течения в проточной части центробежного компрессора на основе решения осесимметричной задачи [Текст] / А. Ф. Куфтов, С. Ю. Сальников // Изв. вузов. Машиностроение. – 2000. – № 1–2. – С. 50-56.

5. Casey, M. A new streamline curvature throughflow method for radial turbomachinery [Text] / M. Casey, Ch. Robinson // Proc. of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, June 9–13, Berlin. (GT2008-50187). – 12 p.

6. Методы расчетного исследования течений в осевых и центробежных компрессорах и результаты их практического использования [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. С. Барышева, А. Е. Демин, Ю. П. Максимов, К. В. Фесенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011.

– № 10(87). – С. 63-69.

7. Барышева, Е. С. Метод расчета течения в центробежных компрессорах с осерадиальными пространственными лопатками [Текст] / Е. С. Барышева, Л. Г. Бойко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 1(37). – С. 45-51.

8. Расчетное исследование течения в осецентрибежном компрессоре авиационного двигателя [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. С. Барышева, А. Е. Демин, О. Н. Дрынов // Вестник УГАТУ. – 2013. – Т. 17, № 4(57). – С. 29-37.

9. Сюй, Дж. Численное решение уравнения для функции тока в трансзвуковых течениях [Текст] / Дж. Сюй, В. Ни, Дж. Ду // Тр. америк. общ. инж.-мех. : Сер. Энергетические машины и установки. – 1988. – Т. 110, № 4. – С. 34-38.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

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

## ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕЧІЙ В ВІСЬОВІДЦЕНТРОВОМУ КОМПРЕСОРИ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

*О. С. Барышева, О. Е. Дьомін, О. М. Дринов*

Представлено метод перевірного аеродинамічного розрахунку течії в вісьовідцентровому компресорі, що розроблено в Національному аерокосмічному університеті "ХАІ". В його основу покладено рішення системи рівнянь Ейлера в стаціонарній формі. За допомогою даного методу проведено розрахункове дослідження структури течії і сумарних характеристик вісьовідцентрового компресора високого тиску авіаційного двигуна на різних режимах по витраті та частоті обертання ротора, отримано поля параметрів потоку і сумарні характеристики, приведено їх зіставлення з експериментальними даними. У статті представлено результати дослідження впливу зміни кута установки вхідного направляючого апарату вісьовідцентрового компресора на його характеристику та структуру течії в ньому.

**Ключові слова:** вісьовідцентровий компресор, метод перевірного розрахунку вісьосиметричної течії, сумарні характеристики, структура течії, вхідний направляючий апарат.

## AIRCRAFT ENGINE AXIS-CENTRIFUGAL COMPRESSOR FLOW INVESTIGATION

*E. S. Barysheva, A. E. Dyomin, O. N. Drynov*

The flow checking aerodynamic calculation method in the axis-centrifugal compressor is represented. It has been developed in the National aerospace university "KhAI". This method is based on the Euler equations solution written in a fixed form. With the help of this method the computation research of the flow structure and summary performances was conducted, parameters fields were obtained and summary performances comparison with experimental data is given. The subject of inquiry is the aircraft engine high pressure axis-centrifugal compressor worked on different regimes of mass flow rate and rotor rotational speed. The calculation research results of influence of axis-centrifugal compressor inlet guide vanes stagger angle change on its performances and flow structure are presented.

**Key words:** axis-centrifugal compressor, checking calculation method of axisymmetric flow, summary performance, flow structure, inlet guide vanes.

**Барышева Елена Серафимовна** – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k201@d2.khai.edu.

**Демин Александр Евгеньевич** – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ст. науч. сотр. кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k201@d2.khai.edu.

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