

*В роботі представлено результати чисельного моделювання течії в однорядній і геометрично еквівалентній двохрядній компресорній решітці. Результати чисельного моделювання порівнюються з результатами відомого фізичного експерименту. Розрахунки показали, що погрішність при чисельному моделюванні складає 3,1–5,6 %. Також в роботі представлено аеродинамічні характеристики однорядної і геометрично еквівалентної двохрядної компресорної решітки*

*Ключові слова: моделювання, кут атаки, решітка, зрив, компресор, течія, аеродинамічні характеристики, в'язкість, вихор, пограничний шар*

*В работе представлены результаты численного моделирования течения в однорядной и геометрически эквивалентной двухрядной компрессорной решетке. Результаты численного моделирования сравниваются с результатами известного физического эксперимента. Расчеты показали, что погрешность при численном моделировании составляет 3,1–5,6 %. Также в работе представлены аэродинамические характеристики однорядной и геометрически эквивалентной двухрядной компрессорной решетки*

*Ключевые слова: моделирование, угол атаки, решетка, срыв, компрессор, течение, аэродинамические характеристики, вязкость, вихрь, пограничный слой*

УДК 629.735.03:621.43.031.3(045)

DOI: 10.15587/1729-4061.2015.47206

# МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТКАХ ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Ю. М. Терещенко

Доктор технических наук, профессор\*

E-mail: Terj@nau.edu.ua

Е. В. Дорошенко

Кандидат технических наук, доцент\*

E-mail: Kiki\_ua@ukr.net

Дж. Аболлхассан заде

Аспирант\*

E-mail: jalal.abolhasani@gmail.com

\*Кафедра авиационных двигателей

Национальный авиационный университет

пр. Космонавта Комарова, 1,

г. Киев, Украина, 03058

## 1. Введение

Экономичность и эффективность авиационных газотурбинных двигателей характеризуется значениями удельного расхода топлива и удельной тяги, которые зависят от величины внутренней полезной работы реализуемого термодинамического цикла (цикла Брайтона). Внутренняя работа цикла определяется степенью повышения давления в компрессоре, значением реализуемой температуры перед газовой турбиной и уровнем потерь (КПД) в различных элементах. В свою очередь, параметры и характеристики многоступенчатых компрессоров зависят от термогазодинамических процессов течения вязкого сжимаемого газа в лопаточных венцах отдельных ступеней. На расчетном режиме работы двигателя обтекание лопаточных венцов всех ступеней является расчетным, чем обеспечивается расчетное значение степени повышения давления и заданное значение КПД компрессора. На нерасчетных режимах работы двигателя обтекание лопаточных венцов ступеней компрессора становится нерасчетным. Вследствие взаимного влияния ступеней компрессора изменяется напорность, КПД и снижается запас газодинамической устойчивости двигателя. Поэтому обеспечение газодинамической устойчивости газотурбинных двигателей во всем эксплуатационном диапазоне – одна из актуальных задач авиадвигателестроения [1, 2].

В современных авиационных двигателях газодинамическая устойчивость обеспечивается за счет следующих мероприятий: применение многовальных

двигателей, перепуск воздуха из средних ступеней компрессора, управление углами установки лопаточных аппаратов статора.

Отрыв потока в межлопаточных каналах может вызвать потерю газодинамической устойчивости компрессора. Особое место в решении проблемы обеспечения газодинамической устойчивости газотурбинных двигателей занимают вопросы изучения характера обтекания в компрессорных решетках при больших положительных углах атаки [3].

Использование методов численного моделирования позволяет глубоко исследовать процессы в осевых компрессорах, компрессорных решетках.

## 2. Анализ литературных данных и постановка задачи исследования

Вопросам расчета характеристик ступеней посвящено много работ отечественных и зарубежных авторов. В работах [1–3] рассмотрены вопросы теории характеристик компрессоров и аэродинамических характеристик решеток компрессоров. Результаты экспериментального исследования течения при разных числах Маха и углах атаки приведено в [4]. Результаты численного и экспериментального исследования характера течения в компрессоре с дальнейшим построением характеристик компрессора приведены в работе [5]. В работе [6] представлены результаты численного исследования течения в двухступенчатом низконапорном компрессоре, проанализирова-

но влияние пограничного слоя на характеристики компрессора. Результаты численного моделирования течения в одноступенчатом компрессоре при различных геометрических параметрах приведены в работе [7]. В работах [8] даны рекомендации по улучшению аэродинамических характеристик осевого вентилятора, результаты исследования, полученные с помощью численного моделирования с использованием модели турбулентности k-ε, сравниваются с результатами физического эксперимента.

Аэродинамический расчет ступеней осевого компрессора газотурбинного двигателя начинается с исследования течения воздуха в элементарных ступенях, которые моделируются решетками аэродинамических профилей. При расчетах и исследованиях характеристик ступеней осевого компрессора в настоящее время используют аэродинамические характеристики компрессорных решеток, которые позволяют с достаточной степенью достоверности анализировать процессы, протекающие в лопаточных венцах ступеней осевого компрессора. В работе [9] приведены аэродинамические характеристики решеток, полученные экспериментально.

Несмотря на то, что аэродинамические характеристики традиционных компрессорных решеток достаточно хорошо изучены, проблема их совершенствования путем использования энергетических методов воздействия на обтекание лопаток является достаточно актуальной. В решении этой проблемы важную роль играет получение новой информации об эффективности и экономичности различных методов воздействия на течение в пограничном слое на поверхности лопаток на предсрывных и срывных режимах работы компрессорных решеток (при больших углах атаки профилей).

### 3. Цель и задачи исследования

Целью работы является оценка эффективности метода численного моделирования для расчета аэродинамических характеристик однорядной и двухрядной компрессорных решеток. На основе сравнения результатов численного моделирования с результатами физического эксперимента в работе делается вывод о степени достоверности результатов численного исследования.

Для достижения поставленной цели были поставлены следующие задачи:

- провести исследование течения в однорядной компрессорной решетке с использованием метода вычислительного эксперимента и сравнить полученные результаты с результатами физического эксперимента;
- проанализировать и сравнить полученные в процессе исследования аэродинамические характеристики однорядной и геометрически эквивалентной двухрядной компрессорных решеток.

### 4. Расчет течения в компрессорных решетках

При обтекании решетки реальным потоком воздуха на каждый ее профиль действует аэродинамическая сила  $P$ , которую можно разложить на две составляющие: подъемную силу  $P_y$  и силу сопротивления  $P_x$ .

Сила  $P_x$  имеет направление, параллельное средней геометрической скорости  $W_m$ , которая определяется из треугольников скоростей. Сила  $P_y$  имеет нормальное направление к направлению средней скорости  $W_m = 0,5(W_1 + W_2)$ .

Основными аэродинамическими параметрами, которые характеризуют решетку аэродинамических профилей, является коэффициент подъемной силы  $c_y$  и коэффициент силы сопротивления  $c_x$ . Эти коэффициенты определяют по данным экспериментальных исследований для каждой решетки профилей по таким формулам:

$$c_y = \frac{P_y}{\rho_m \frac{W_m^2}{2} b}; \tag{1}$$

$$c_x = \frac{P_x}{\rho_m \frac{W_m^2}{2} b}, \tag{2}$$

где  $W_m$  и  $\rho_m$  – средние значения скорости и плотности газа в решетке.

Коэффициенты  $c_y$  и  $c_x$  можно также определять по данным экспериментальных исследований параметров потока при заданных геометрических параметрах решеток:

$$c_y = 2(t/b)(\text{ctg } \beta_1 - \text{ctg } \beta_2) \sin \beta_m, \tag{3}$$

$$c_x = 2(t/b) \left( \frac{P_1^* - P_2^*}{\rho W_1^2} \right) \left( \frac{\cos^3 \beta_m}{\cos^2 \beta_1} \right). \tag{4}$$

В экспериментальных исследованиях удобно использовать другие параметры, которые характеризуют решетку профилей. К ним, в частности, принадлежат:

– угол поворота потока

$$\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1; \tag{5}$$

– коэффициент потерь полного давления

$$\xi = \frac{P_1^* - P_2^*}{P_1^* - P_1}. \tag{6}$$

Зависимости основных аэродинамических коэффициентов ( $c_y$  и  $c_x$ ) или газодинамических параметров потока в решетке (угол поворота потока  $\beta\Delta$  и коэффициента потерь полного давления  $\xi$ ) от угла атаки  $i$  при фиксированном значении режимных параметров (число Маха  $M = \text{const}$ , число Рейнольдса  $Re = \text{const}$ , число Струхалия  $St = \text{const}$ ) называют аэродинамическими характеристиками компрессорных решеток.

При обтекании компрессорных решеток реальным потоком газа (воздуха) имеют место потери, обусловленные трением. На поверхностях лопаток образуется пограничный слой.

При обтекании лопаток в компрессорной решетке без трения на них действуют только нормальные силы. Поэтому при обтекании лопаток идеальным газом без вязкого трения происходит скольжение газа вдоль поверхности лопаток.

При обтекании реальным вязким сжимаемым газом кроме нормальных сил на лопатки действуют

касательные силы, обусловленные влиянием напряжений сдвига. Касательные силы вызывают прилипание потока к обтекаемым поверхностям. Вследствие вязкости прилипающего к поверхности газа изменяется картина течения в пограничном слое. Линии тока меняют направление, так как происходит торможение прилегающего к стенкам тонкого слоя газа. В пограничном слое скорость изменяется от нуля (на стенке) до значения в ядре потока.

При определенных режимах течения в межлопаточных каналах пограничный слой утолщается, что приводит к возникновению возвратных течений и отрыву пограничного слоя. При этом коэффициент потерь полного давления резко возрастает [1, 10].

В работе при расчете аэродинамических характеристик компрессорных решеток использовался численный эксперимент.

Расчет течения выполнялся путем численного решения осредненных дифференциальных уравнений Навье-Стокса, которые выражают собой равновесие приложенных к каждому элементу газа массовых сил, поверхностных сил и сил инерции. При осреднении по времени в уравнениях появляются новые члены, которые интерпретируются как градиенты дополнительных напряжений и тепловых потоков, связанных с турбулентным движением. Новые величины связаны с характеристиками осредненного течения с помощью моделей турбулентной вязкости. Существует множество моделей турбулентности, однако наиболее часто для расчета течения в венцах лопаток используются модели турбулентной вязкости  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$  и SST. В работе используется модель турбулентности SST Ментера [11].

Расчетная область имела мелкую адаптивную неструктурированную сетку. При решении задавалась расчетная схема второго порядка с локальным использованием расчетной схемы первого порядка (High resolution).

Была проведена серия газодинамических расчетов в несколько этапов. Первый этап состоял в расчете течения в компрессорной решетке [4]. Расчет течения был проведен при угле атаки  $i=0^\circ$  при коэффициенте скорости  $\lambda=0,42-0,83$ .

На рис. 1 показана схема решетки аэродинамических профилей, где  $b$  – хорда профиля,  $t$  – шаг решетки,  $\gamma$  – угол установки профилей,  $\beta_{1к}$ ,  $\beta_{2к}$  – конструкционный угол входа и выхода потока соответственно,  $\beta_1$ ,  $\beta_2$  – угол входа и выхода потока соответственно,  $\delta$  – угол отставания,  $i$  – угол атаки,  $w_1$ ,  $w_2$  – относительная скорость воздуха на входе и выходе из решетки соответственно. Для исследуемой решетки хорда профиля  $b=52$  мм, шаг  $t=40$  мм, угол установки профилей  $\gamma=63^\circ30'$ , угол  $\beta_{1к}=26^\circ40'$ , угол  $\beta_{2к}=90^\circ$ .

На рис. 2 показано мгновенное поле распределения скорости при значении коэффициента скорости  $\lambda=0,72$  и угле атаки  $i=0^\circ$ .

По результатам проведенного численного эксперимента и известного физического эксперимента [4] была построена зависимость коэффициента потерь полного давления  $\xi$  и коэффициента скорости  $\lambda$  (рис. 3). На графике сплошной линией показаны результаты физического

эксперимента [4], точками – результаты численного эксперимента.

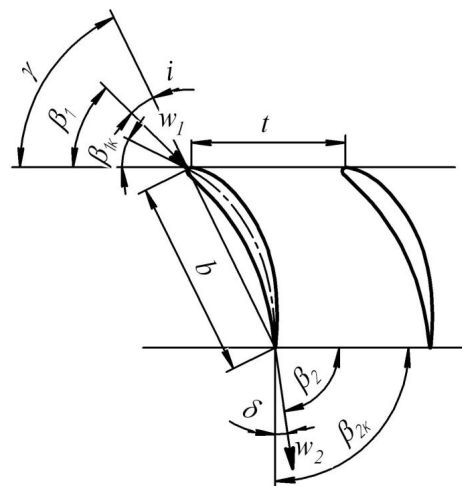


Рис. 1. Схема компрессорной решетки

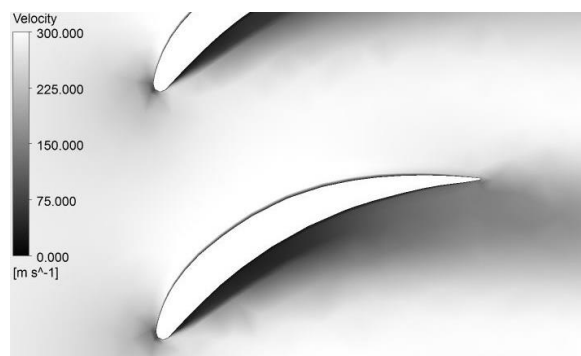


Рис. 2. Мгновенное поле распределения скорости

Расчеты показали, что погрешность при расчете допустимая (3,1–5,6 %). Таким образом, для дальнейших исследований возможно использовать численный эксперимент с данной топологией сетки (мелкая адаптивная неструктурированная), модель турбулентности SST и расчетную схему второго порядка с локальным использованием расчетной схемы первого порядка (High resolution).

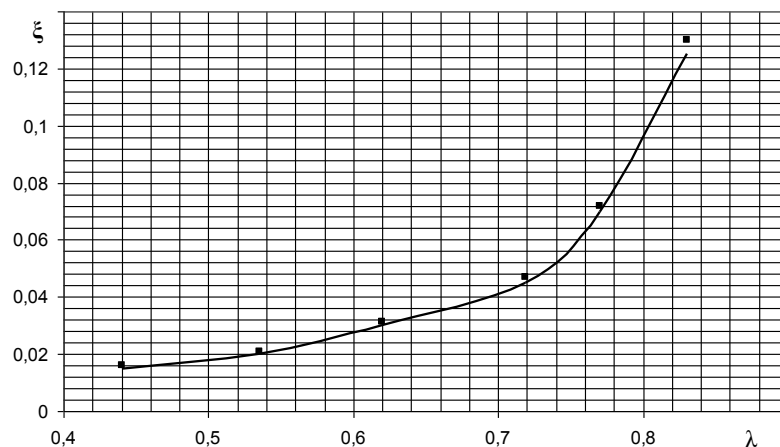


Рис. 3. Зависимость коэффициента потерь полного давления  $\xi$  и коэффициента скорости  $\lambda$

## 5. Расчет аэродинамических характеристик компрессорных решеток

Второй этап расчета заключался в проведении серии газодинамических расчетов течения в выше рассмотренной компрессорной решетке для построения аэродинамических характеристик.

Расчеты проводились при фиксированном числе Маха  $M_{w1}=0,72$ , угол атаки варьировался от  $0^\circ$  до  $+20^\circ$ .

На рис. 4 показано мгновенное векторное поле распределения скорости при угле атаки  $i=+20^\circ$  и числе Маха  $M_{w1}=0,72$ . При принятых параметрах потока в решетке на спинке лопатки происходит отрыв пограничного слоя и образование вихревого движения. При небольших углах атаки обтекание происходит без отрыва (рис. 2). При увеличении угла атаки возникает отрыв пограничного слоя с поверхностей лопатки, так как возрастание давления по мере удаления от носика профиля происходит более резко. При угле атаки для данной решетки  $+20^\circ$  наступает отрыв пограничного слоя. Между оторвавшимся течением и поверхностью профиля образуется большая застойная область, заполненная вихрями (рис. 4). В результате течение, которое до возникновения отрыва происходило почти без потерь, преобразуется в вихревое течение.

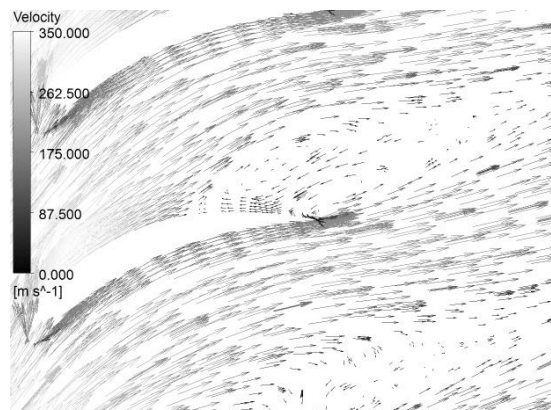


Рис. 4. Мгновенное векторное поле распределения скорости

В настоящее время используют различные способы, позволяющие искусственным путем воспрепятствовать отрыву пограничного слоя. Один из способов предупреждения отрыва состоит в подводе дополнительной массы газа с высокой энергией в пограничный слой, склонный к отрыву. В случае двухрядных лопаточных венцов для управления пограничным слоем используется энергия основного течения. Двухрядный лопаточный венец состоит из двух последовательно расположенных рядов лопаток. Через конфузорный канал, образованный между первым и вторым рядом лопаток, в замедливший свое движение пограничный слой поступает воздух из области высокого давления. Это обеспечивает в ближайшем к стенке слое увеличение скорости частиц воздуха вследствие подвода энергии из ядра потока. Струя из конфузорного щелевого канала между рядами лопаток увеличивает энергию пограничного слоя,

образовавшегося на поверхности спинки лопатки второго ряда, и предотвращает его отрыв. Двухрядные лопаточные венцы позволяют отодвинуть отрыв пограничного слоя до значительно больших углов атаки.

Третьим этапом расчета было проведение серии расчетов геометрически эквивалентной двухрядной решетки с целью построения аэродинамической характеристики.

Двухрядная решетка имеет следующие геометрические характеристики суммарная хорда  $b_2=52$  мм ( $b_1=b_2=26$  мм), шаг  $t=40$  мм, угол установки профилей  $\gamma=63^\circ30'$ , угол  $\beta_{1к}=26^\circ40'$ , угол  $\beta_{2к}=90^\circ$ .

Расчеты проводились при фиксированном числе Маха  $M_{w1}=0,72$ , угол атаки варьировался от  $0^\circ$  до  $+20^\circ$ .

На рис. 5 приведено векторное поле распределения скорости.

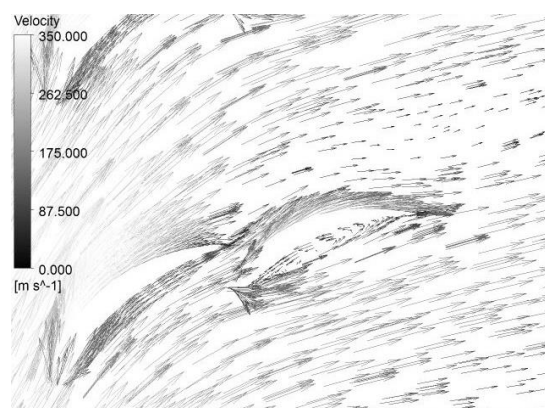


Рис. 5. Векторное поле распределения скорости

Анализируя векторное поле распределения скорости (рис. 4, 5) можно сделать вывод, что при одинаковых условиях обтекания отрыва пограничного слоя и вихревых образований на спинке профиля двухрядной решетки нет, в отличие от однорядного лопаточного венца. Однако появляются вихревые образования и отрыв потока на корытце профиля второго ряда. Несмотря на это, коэффициент потерь полного давления имеет существенно меньшее значение, чем у однорядной решетки.

По данным численного расчета однорядной и геометрически эквивалентной двухрядной решетки были построены аэродинамические характеристики (рис. 6, 7). На рис. 6 изображена зависимость коэффициента потерь полного давления  $\xi$  от угла атаки  $i$ . На рис. 7 показана зависимость угла поворота потока  $\Delta\beta$  от угла атаки  $i$ . На графиках сплошной линией обозначены результаты для однорядной компрессорной решетки, пунктирная линия – результаты для двухрядной компрессорной решетки.

Сравнение аэродинамических характеристик однорядной и геометрически эквивалентной двухрядной компрессорной решетки показало, что в двухрядной компрессорной решетке расширяется диапазон углов атаки безотрывного обтекания. Это имеет важное значение для проектирования спрямляющих аппаратов последних ступеней осевых компрессоров авиационных двигателей.

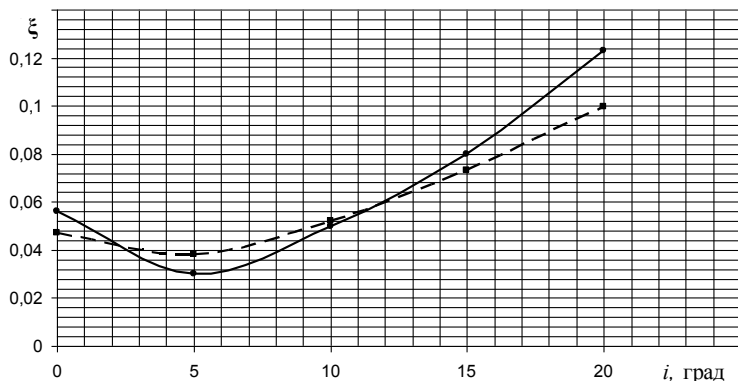


Рис. 6. Зависимость коэффициента потерь полного давления  $\xi$  от угла атаки  $i$

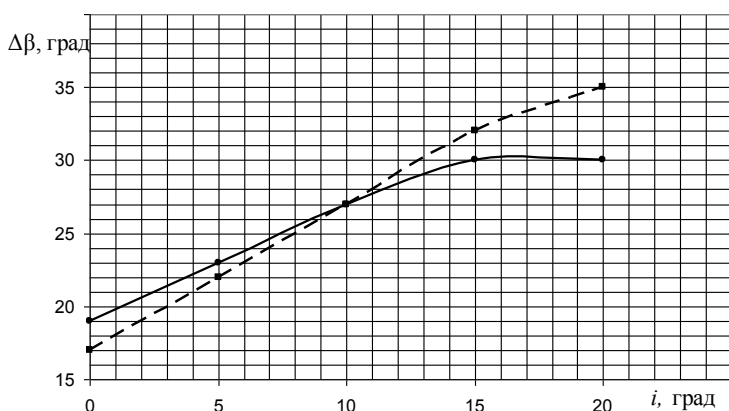


Рис. 7. Зависимость угла поворота потока  $\Delta\beta$  от угла атаки  $i$

## 6. Выводы

1. Сравнение результатов физического эксперимента и численного исследования течения в однорядной компрессорной решетке аэродинамических профилей в области автомодельных режимов по Рейнольдсу ( $Re > 10^5$ ) и коэффициент скорости  $\lambda = 0,42 \dots 0,86$  показали, что погрешность расчетов составляет 3,1...5,6%. При расчете использовалась мелкая адаптивная неструктурированная сетка, модель турбулентности SST Ментера и расчетная схема второго порядка с локальным использованием расчетной схемы первого порядка (High resolution).

2. Сравнение аэродинамических характеристик однорядной и геометрически эквивалентной двухрядной компрессорной решетки в области автомодельных режимов по Рейнольдсу ( $Re > 10^5$ ) числе Маха  $M_w = 0,72$  при углах атаки  $i = 0^\circ \dots 20^\circ$ , полученные с помощью численного эксперимента с помощью численного эксперимента показали, что двухрядные компрессорные решетки имеют более широкий диапазон изменения углов атаки безотрывного обтекания. Этот вывод хорошо согласуется с результатами других авторов [1, 10]. Таким образом, использование вычислительного эксперимента позволяет решать задачи по определению эффективности двухрядных лопаточных венцов.

## Литература

1. Терещенко, Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю. М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 168 с.
2. Chen, N. Aerothermodynamics of turbomachinery: analysis and design [Text] / N. Chen. – Singapore: John Wiley & Sons Pte Ltd, 2010. – 461 p. doi:10.1002/9780470825020
3. Брусиловский, И. В. Аэродинамика осевых вентиляторов компрессоров [Текст] / И. В. Брусиловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 240 с.
4. Свечников, В. С. Аэродинамические характеристики компрессорных решеток [Текст]: технический отчет ЦАГИ № 142 / В. С. Свечников, А. Б. Кириллов. – М.: ЦАГИ, 1957. – 54 с.
5. Jiang, J. Numerical simulation of three-dimensional turbulent flow in multistage axial compressor blade row [Text] / J. Jiang, B. Liu, Ya. Wang, X. Nan // Frontiers of Energy and Power Engineering in China. – 2008. – Vol. 2, № 3. – P. 320–325. doi:10.1007/s11708-008-0041-2
6. Yao, H. Numerical investigation of influence of rotor/stator interaction on blade boundary layer flow in a low speed compressor [Text] / H. Yao, P. Yan, W. Han // Journal of Thermal Science. – 2011. – Vol. 20, № 1. – P. 39–46. doi:10.1007/s11630-011-0432-2
7. Razavi, S. R. Numerical and performance analysis of one row transonic rotor with sweep and lean angle [Text] / S. R. Razavi, M. Boroomand // Journal of Thermal Science. – 2014. – Vol. 23, № 5. – P. 438–445. doi:10.1007/s11630-014-0727-1
8. Zhu, L. Numerical and experimental study on aerodynamic performance of small axial flow fan with splitter blades [Text] / L. Zhu, Y. Jin, Y. Li, Y. Jin, Y. Wang, L. Zhang // Journal of Thermal Science. – 2013. – Vol. 22, № 4. – P. 333–339. doi:10.1007/s11630-013-0632-z
9. Chen, S. Aerodynamic performance of bowed compressor cascades with different camber angles [Text] / S. Chen, F. Chen, K. Wang, J. Gu, Z. Wang // Frontiers of Energy and Power Engineering in China. – 2009. – Vol. 2, № 3. – P. 306–312. doi:10.1007/s11708-008-0056-8
10. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.
11. Menter, F. R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications [Text] / F. R. Menter // AIAA Journal. – 1994. – Vol. 32, № 8. – P. 1598–1605. doi:10.2514/3.12149