

ПОСТРОЕНИЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ПЛОСКОЙ КОМПРЕССОРНОЙ РЕШЕТКИ С БОЛЬШИМ УГЛОМ ИЗГИБА ПРОФИЛЯ

В работе рассмотрен вопрос построения и аэродинамической оптимизации плоских компрессорных решеток на основе разработанных ранее в Институте технической механики НАН Украины и НКА Украины методик решения обратных задач газодинамики компрессорных решеток и численного моделирования турбулентных потоков в решетках. При численном моделировании использован критерий рационального выбора числа узлов расчетной сетки. Аэродинамическая оптимизация выполнена на основе метода сопряженных градиентов Полака – Райбера в сочетании с одномерным поиском ДСК – Пауэлла. Изложены результаты проектирования плоской компрессорной решетки с большим углом изгиба профиля, обеспечивающей поворот потока на заданный угол с минимальным уровнем потерь полного давления.

В роботі розглянуто питання побудови та аеродинамічної оптимізації плоских компресорних решіток на основі раніше розроблених в Інституті технічної механіки НАН України і НКА України методик розв'язання зворотних задач газодинаміки компресорних решіток і чисельного моделювання турбулентних потоків у решітках. При чисельному моделюванні використано критерій раціонального вибору кількості вузлів розрахункової сітки. Аеродинамічна оптимізація виконана на основі методу спряжених градієнтів Полака – Райбера у поєднанні з одномірним пошуком ДСК – Пауела. Викладені результати проектування плоскої компресорної решітки з великим кутом вигину профілю, що забезпечує поворот потоку на заданий кут з мінімальним рівнем витрат повного тиску.

The work deals with the problem of the flat compressors cascades design and the aerodynamic optimization based on the techniques previously developed at the Institute of Technical Mechanics, NASU & NSAU for solution of the inverse problems of the compressors cascades gas dynamics and for a numerical simulation of turbulent flows through cascades. The criterion of the computational grid cells number rational selection is used for a numerical simulation. The aerodynamic optimization is carried out on a basis of the Polak – Ribiere conjugate gradients method in conjunction with the one-dimensional DSK – Powell search. The results of the design of the flat compressor cascade with a high angle of airfoil bending, which provides the flow turning on a given angle with minimal total pressure losses are presented.

Введение. Аэродинамическое проектирование лопаточных венцов компрессоров современных авиационных газотурбинных двигателей представляет собой сложный многоэтапный процесс. Ключевым этапом этого процесса является построение решеток профилей на осесимметричных (в частности цилиндрических) поверхностях тока в проточной части компрессорных венцов. В случае цилиндрических поверхностей тока построение решеток профилей выполняется на основе решения задачи проектирования плоской компрессорной решетки, обеспечивающей заданный поворот потока при минимальных потерях полного давления в решетке. Полное решение данной задачи (при фиксированных параметрах потока на входе в решетку) может быть получено после выполнения следующих этапов: решения обратной задачи газодинамики решеток, т.е. определения исходных геометрических характеристик решетки по заданным параметрам потока на входе и выходе из нее; проведения первичной коррекции параметров решетки с целью минимизации или исключения возможности возникновения отрыва потока на профиле; предварительной оценки аэродинамических характеристик построенной решетки на основе численного моделирования турбулентного потока в решетке; проведения аэродинамической оптимизации геометрических параметров решетки. На сегодняшний день существуют методики, например [1 – 3], в том числе и разработанные авторами данной работы [4, 5], позволяющие выполнять отдельные из указанных этапов, однако представляет интерес рассмотрение результатов выполнения всех перечисленных этапов на примере решения актуальной практической задачи.

Целью данной работы является применение разработанных ранее в Институте технической механики НАН Украины и НКА Украины методик решения обратных задач газодинамики компрессорных решеток и методики численного моделирования турбулентных течений газа в решетках профилей для построения и аэродинамической оптимизации компрессорной решетки с большим углом изгиба профиля.

Построение исходной компрессорной решетки. На первом этапе решения поставленной задачи искомая решетка проектируется на основе математической модели газа Чаплыгина с использованием известного метода [6]. Приведем основные положения данного метода.

Пусть искомая решетка обтекается потоком идеального газа. В этом случае обтекание характеризуется углом входа потока в решетку α_1 , углом выхода потока α_2 , а также приведенными скоростями λ_1 на входе и λ_2 на выходе из решетки (здесь и далее все углы отсчитываются от оси решетки). Пусть известны 3 из указанных параметров, тогда четвертый определяется из уравнения неразрывности

$$\rho(\lambda_1)\lambda_1 \cos \alpha_1 = \rho(\lambda_2)\lambda_2 \cos \alpha_2.$$

Пусть также задано распределение приведенной скорости $\lambda(s)$ по длине дуги s профиля решетки. Обвод осуществляется от задней критической точки профиля со стороны давления до передней критической точки и далее до задней критической точки со стороны разрежения. Значение длины дуги профиля в передней критической точке равно нулю.

Заменяя течение идеального газа течением газа в приближении Чаплыгина, введем фиктивную скорость [6]:

$$q = r\lambda,$$

где
$$r^2 = \frac{\lambda_2^2 \cos^2 \alpha_2 - \lambda_1^2 \cos^2 \alpha_1}{\lambda_1^2 \lambda_2^2 (\cos^2 \alpha_1 - \cos^2 \alpha_2)}$$
 – постоянная газа Чаплыгина.

Из заданного распределения скорости интегрированием определяются распределение потенциала скорости $\phi_c(s)$ и циркуляция по профилю Γ . Период решетки d определяется по теореме о силовом воздействии:

$$d = \frac{\Gamma}{q_1 \sin \alpha_1 - q_2 \sin \alpha_2},$$

где $q_{1,2} = r\lambda_{1,2}$.

Использование приближения Чаплыгина позволяет, учитывая сжимаемость среды, применить к решению обратной задачи метод конформных отображений. Согласно предложенному в [6] методу, течение около искомой решетки профилей отображается на течение идеальной несжимаемой жидкости около единичного круга, генерируемое четырьмя вихресточниками. Комплексный потенциал $F(\zeta)$ данного течения имеет следующий вид:

$$F(\zeta) = A \ln(\zeta - a_1) + \bar{A} \ln\left(\zeta - \frac{1}{a_1}\right) + B \ln(\zeta - a_2) + \bar{B} \ln\left(\zeta - \frac{1}{a_2}\right) + D,$$

где A, B, D – комплексные величины, определяющие комплексный потенциал $F(\zeta)$; \bar{A} – величина, сопряженная величине A ; $a_1, a_2, \frac{1}{a_1}, \frac{1}{a_2}$ – точки

положения вихреисточников.

Комплексный потенциал $F(\zeta)$ полностью определяется по заданным параметрам на бесконечности и циркуляции Γ . Тогда можно найти потенциал скорости на единичном круге $\varphi_i(\theta)$ в зависимости от полярного угла θ в плоскости ζ .

Из согласования потенциалов $\varphi_c(s)$ и $\varphi_i(\theta)$ определяется функция отображения течения несжимаемой жидкости в плоскости ζ на течение газа Чаплыгина в решетке профилей в плоскости z , которая имеет следующий вид.

$$dz = g(\zeta)(\zeta - a_1)^{-1}(\zeta - a_2)^{-1} d\zeta - \frac{1}{4} \frac{F'(\zeta)^2 g(\zeta)^{-1} (\zeta - a_1)(\zeta - a_2) d\zeta}{},$$

где $g(\zeta)$ – регулярная функция в области $|\zeta| \geq 1$;

В процессе решения определяются условия разрешимости задачи, обеспечивающие замкнутость получаемого профиля и соответствие заданного распределения скорости параметрам на бесконечности. Удовлетворение условиям разрешимости заключается в корректировке задаваемого распределения скорости.

Исходная решетка проектировалась при следующих параметрах потока на бесконечности: угол входа потока в решетку $\alpha_1 = 36,3^\circ$, скорость потока на входе в решетку $\lambda_1 = 0,4$, угол выхода потока из решетки $\alpha_2 = 0^\circ$.

Построенная решетка представлена на рис. 1. Ее густота равна 1,0, угол установки профиля составляет $16,3^\circ$, считая от оси решетки.

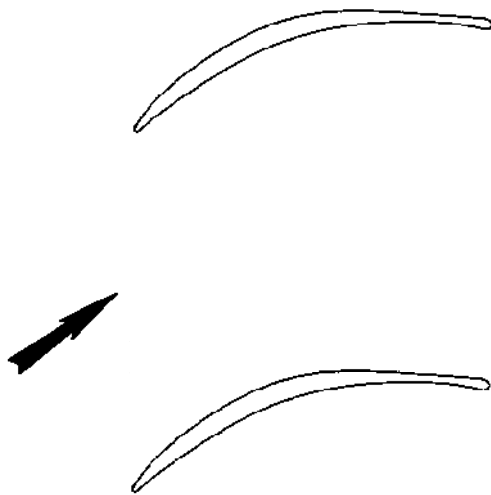


Рис. 1

Прогнозирование возникновения отрыва пограничного слоя. Для прогнозирования возникновения отрыва потока на профиле проектируемой решетки проведен расчет характеристик турбулентного пограничного слоя по методу интегральных соотношений. Турбулентный пограничный слой на твердой поверхности s описывается системой трех обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\frac{d\delta^{**}}{ds} = \frac{C_f}{2} - (H + 2 - M^2) \frac{\delta^{**}}{U_e} \frac{dU_e}{ds}, \quad (1)$$

$$\delta^{**} \frac{d\bar{H}}{ds} = \frac{d\bar{H}}{dH_1} \left\{ C_E - H_1 \left[\frac{C_f}{2} - (H+1) \frac{\delta^{**}}{U_e} \frac{dU_e}{ds} \right] \right\}, \quad (2)$$

$$\delta^{**} \frac{dC_E}{ds} = F \left\{ \frac{2,8}{H+H_1} \left((C_\tau)_{EQ,0}^{1/2} - \varepsilon C_\tau^{1/2} \right) + \left(\frac{\delta^{**}}{U_e} \frac{dU_e}{ds} \right)_{EQ} - \frac{\delta^{**}}{U_e} \frac{dU_e}{ds} f(M) \right\}, \quad (3)$$

где δ^{**} – толщина потери импульса; H , H_1 , \bar{H} – формпараметры; C_f – коэффициент поверхностного трения; C_E – коэффициент сноса (entrainment coefficient [7]); U_e , M – скорость и число Маха на внешней границе пограничного слоя; C_τ – коэффициент касательных напряжений (shear-stress coefficient [7]); ε – коэффициент учета внешних воздействий; $()_{EQ}$ – равновесные значения параметров пограничного слоя; $()_{EQ,0}$ – равновесные значения параметров пограничного слоя при отсутствии внешних воздействий; $f(M)$ – функция числа Маха [7]; F – функция параметров пограничного слоя [7].

Скорость U_e на внешней границе пограничного слоя определяется по известному распределению скорости на поверхности профиля решетки $\lambda(s)$.

Положение точки отрыва пограничного слоя определяется с использованием критерия отрыва Нэша – Макдональда [8]:

$$\frac{\delta^{**}}{U_e} \frac{dU_e}{ds} \geq 0,004.$$

Предварительный расчет турбулентного пограничного слоя по описанному методу интегральных соотношений показал наличие отрыва на стороне разрежения на расстоянии 68 % длины хорды от передней кромки профиля.

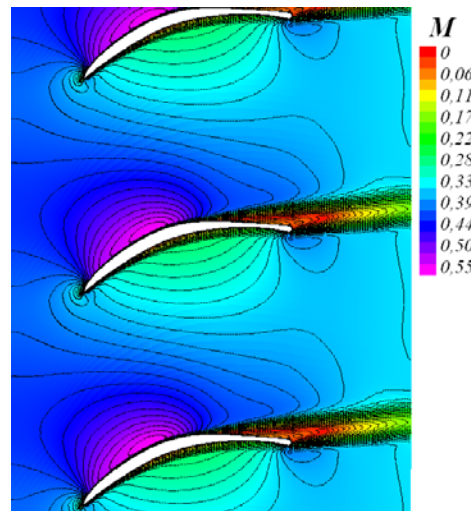


Рис. 2

Оценка аэродинамических характеристик решетки. Целью данного этапа является получение аэродинамических характеристик спроектированной решетки путем численного моделирования газового течения в ней с использованием разработанной ранее методики численного интегрирования системы осредненных уравнений Навье – Стокса и модели турбулентности SALSА [5]. На рис. 2 представлено полученное в результате моделирования поле чисел Маха в решетке.

По результатам численного моделирования можно сказать, что течение в решетке имело слабо нестационарный характер. На расстоянии 30 % длины хорды по потоку от задней кромки профиля осредненный коэффициент потерь полного давления составил

$\zeta = 5,08 \cdot 10^{-3}$, а угол поворота потока $\Delta\alpha = 29,9^\circ$. Полученные аэродинамические характеристики и картины течения хорошо согласуются с результатами, приведенными в работе [9], которые были получены путем моделирования течения в этой же решетке с использованием программного комплекса ANSYS CFX.

Также хорошо согласуется положение точки отрыва пограничного слоя на стороне разрежения, полученное по предварительному расчету турбулентного пограничного слоя с положением точки отрыва, полученным в результате численного моделирования, что явно видно из рис. 3, где позицией *Sep* показано прогнозируемое положение отрыва пограничного слоя.

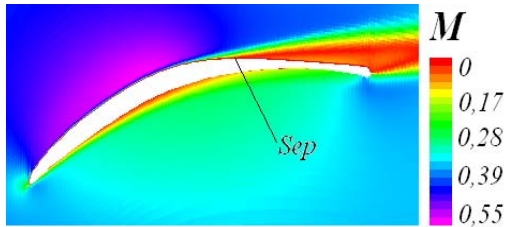


Рис. 3

Из проведенного численного моделирования видно, что спроектированная решетка не обеспечивает проектировочный угол поворота потока $\Delta\alpha_{proj} = 36,3^\circ$, поворачивая поток лишь на $\Delta\alpha_{200 \times 150} = 29,9^\circ$. Угол поворота $\Delta\alpha_{200 \times 150}$ получен на сетке, со-

держающей 200×150 ячеек. Следовательно, необходим следующий этап аэродинамического проектирования, которым является аэродинамическая оптимизация построенной решетки

Аэродинамическая оптимизация компрессорной решетки. Математическая постановка задачи аэродинамической оптимизации решетки с целью получения проектировочного значения угла поворота потока при минимальном уровне потерь полного давления имеет следующий вид. Требуется среди множества векторов варьируемых параметров X найти вектор X^* такой, что

$$X^* = \arg \min_X [\zeta(X)], \text{ при } \Delta\alpha(X^*) = \Delta\alpha_{proj}. \quad (4)$$

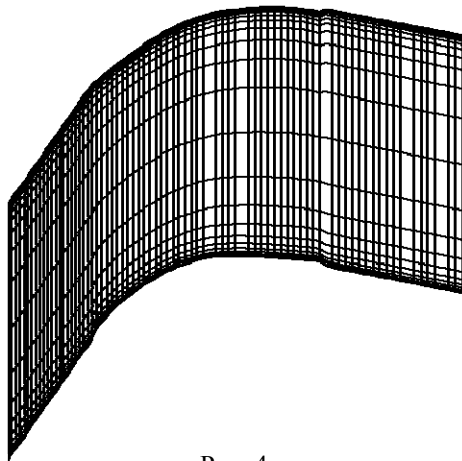


Рис. 4

В соответствии с изложенным в работе [10] критерием рационального выбора числа узлов расчетной сетки, расчет целевой функции выполнен с использованием расчетной сетки, состоящей из 80×40 ячеек со сгущением сетки к поверхности профиля с тем, чтобы обеспечить адекватное разрешение пограничного слоя (рис. 4).

Аэродинамические характеристики решетки, полученные в результате численного моделирования течения в ней с использованием расчетной сетки 80×40 , были следующие. Коэффициент потерь полного давления ζ соста-

вил $6,87 \cdot 10^{-3}$, а угол поворота потока $\Delta\alpha_{80 \times 40} = 33,2^\circ$. Видно, что использование грубой сетки, как и следовало ожидать, привело к завышению коэффициента потерь и, как результат худшего разрешения отрывной зоны тече-

ния – к увеличению угла поворота потока. Учитывая данные изменения и результаты работы [10], следует внести коррективы в постановку задачи оптимизации (4), а именно найти набор варьируемых параметров X^* такой, что

$$X^* = \arg \min_X [\zeta(X)], \text{ при } \Delta\alpha(X^*) = \Delta\alpha_{proj} - \Delta\alpha_{200 \times 150} + \Delta\alpha_{80 \times 40}. \quad (5)$$

Решение задачи (5) сводится к нахождению минимума функции Лагранжа

$$L(X) = \zeta(X) + \beta [\Delta\alpha(X) - (\Delta\alpha_{proj} - \Delta\alpha_{200 \times 150} + \Delta\alpha_{80 \times 40})], \quad (6)$$

где β – множитель Лагранжа.

Для нахождения минимума функции Лагранжа (6) применен алгоритм поиска экстремума функции многих переменных, основанный на методе сопряженных градиентов Полака – Райбера [11] в сочетании с одномерным поиском ДСК – Пауэлла [12].

В качестве варьируемых параметров выбраны период решетки, угол установки профилей, а также средняя линия и толщина профиля, заданные в связанной с профилем прямоугольной декартовой системе координат $O\tilde{x}\tilde{y}$, в которой ось $O\tilde{x}$ содержит хорду l профиля. Ниже индексом *var* обозначено измененное значение параметра профиля, а индексом *init* – его исходное значение. Функция толщины профиля $th(\tilde{x})$ варьировалась с использованием параметров Δr_1 и Δr_2 , определяющих приращения радиусов передней и задней кромок профиля

$$th(\tilde{x})_{var} = th(\tilde{x})_{init} + \Delta r_1 + (\Delta r_2 - \Delta r_1) \left(\frac{\tilde{x}}{l} \right).$$

Варьирование средней линии профиля $cl(\tilde{x})$ осуществлялось на основе приращений Δl_1 , Δl_2 производных на ее концах с последующим переопределением ее координат с использованием кубического сплайна

$$cl(\tilde{x})_{var} = cl(\tilde{x})_{init} + (\Delta l_1 + \Delta l_2) \left(\frac{\tilde{x}}{l} \right)^3 - (2\Delta l_1 + \Delta l_2) \left(\frac{\tilde{x}}{l} \right)^2 + \Delta l_1 \left(\frac{\tilde{x}}{l} \right).$$

Уже на первом шаге оптимизации, несмотря на кажущиеся незначительными изменения геометрических параметров решетки, удалось снизить уровень потерь полного давления ($\zeta = 3,68 \cdot 10^{-3}$) и увеличить угол поворота потока ($\Delta\alpha = 33,6^\circ$). Данные результаты были получены с использованием подробной расчетной сетки. Густота решетки при этом осталась равной единице. На рис. 5 позицией 1 показан профиль решетки, полученный после первого шага оптимизации, а позицией 2 – профиль исходной решетки.

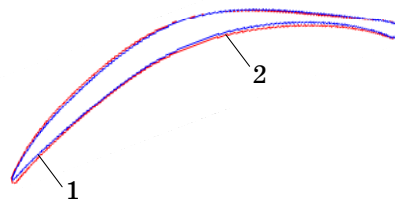


Рис. 5

На рис. 6 представлены соответствующие изолинии полного давления, полученные при численном моделировании течения в исходной решетке (рис. 6, а) и в решетке, построенной на первом шаге оптимизации (рис. 6, б).

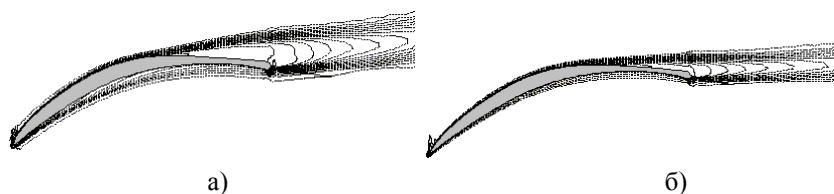


Рис. 6

Можно отметить, что «шлейф» пониженного полного давления стал гораздо уже, существенно уменьшилась зона отрывного течения, что в результате привело к снижению потерь полного давления и увеличению угла поворота потока.

В конечном итоге профиль полученной в результате оптимизации решетки представлен на рис. 7, позиция 1 (позицией 2 показан профиль исходной решетки). Густота исходной решетки в результате оптимизации изменилась незначительно (увеличилась на 0,2%).

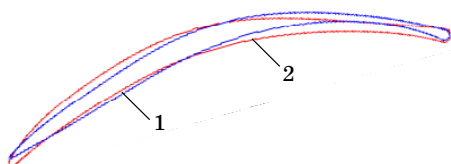


Рис. 7

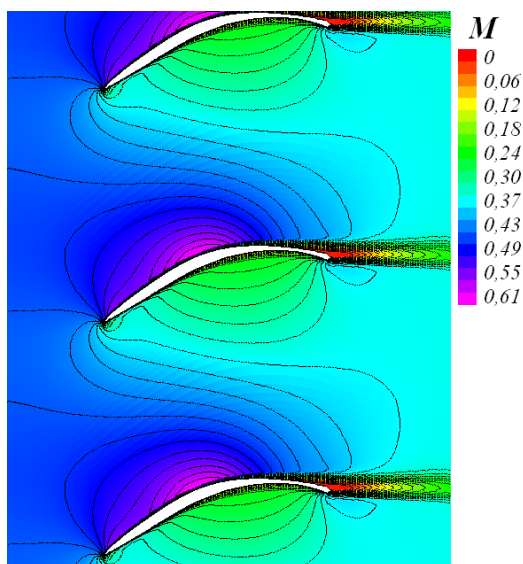


Рис. 8

Было проведено численное моделирование течения в оптимизированной решетке с использованием подробной сетки. На рис. 8 представлено полученное поле чисел Маха в решетке.

Поворот потока в оптимизированной решетке составил $\Delta\alpha = 36,26^\circ$, а уровень потерь полного давления $\zeta = 3,42 \cdot 10^{-3}$. Таким образом, достигнуто проекторочное значение угла поворота потока $\Delta\alpha_{proj} = 36,3^\circ$ с точностью 0,11%, а уровень потерь полного давления снижен на 32,7% по сравнению с исходным уровнем $5,08 \cdot 10^{-3}$.

Выводы. Разработано научно-методическое обеспечение для выполнения всех необходимых этапов аэродинамического проектирования компрессорных решеток при заданных параметрах потока на входе: определения исходных геометрических характеристик решетки на основе решения обратной задачи газодинамики компрессорных решеток; первичной коррекции параметров решетки с целью минимизации или исключения возможности возникновения отрыва потока на профиле; предварительной оценки аэродинамических характеристик построенной решетки и последующей аэродинамической

оптимизации ее геометрических параметров на основе численного моделирования турбулентного потока в решетке.

С использованием данного обеспечения спроектирована компрессорная решетка с большим углом изгиба профиля, обеспечивающая заданный угол поворота потока при минимальном уровне потерь полного давления.

Показано, что аэродинамическая оптимизация геометрических параметров решетки является необходимым заключительным этапом процесса аэродинамического проектирования, который позволяет существенно (в рассмотренном примере на треть) снизить уровень потерь полного давления в решетке по сравнению с уровнем потерь в исходной решетке.

Полученные результаты могут быть использованы при аэродинамическом проектировании лопаточных венцов компрессоров авиационных газотурбинных двигателей.

1. *Shahpar S.* A comparative study of optimisation methods for aerodynamic design of turbomachinery blades / *S. Shahpar* // Proc. of ASME TURBOEXPO 2000. – Munich (Germany), 2000. – 12 p.
2. *Елизаров А. М.* Обратные краевые задачи аэродинамики. Теория и методы проектирования и оптимизации формы крыловых профилей / *А. М. Елизаров, Н. Б. Ильинский, А. В. Потапов.* – Магадан, 2006. – 436 с.
3. *Dennis B. H.* Constrained Shape Optimization of Airfoil Cascades using a Navier-Stokes Solver and a Genetic/SQP Algorithm / *B. H. Dennis, G. S. Dulikravich, Z.-X. Han.* – ASME Paper 99-GT-441. – 1999. – 6 p.
4. *Мелашич С. В.* Решение обратных задач газодинамики компрессорных решеток с учетом турбулентного пограничного слоя на профиле / *С. В. Мелашич* // Техническая механика. – 2009. – № 2. – С. 87 – 94.
5. *Кваша Ю. А.* Численное моделирование плоского турбулентного течения газа в компрессорных решетках / *Ю. А. Кваша, С. В. Мелашич* // Техническая механика. – 2007. – №2. – С. 67 – 73.
6. *Costello G. R.* Method of designing cascade blades with prescribed velocity distributions in compressible potential flows / *G. R. Costello.* – NACA Report N 978. – 1949. – 11 p.
7. *Green J. E.* Prediction of turbulent boundary layers and wakes in compressible flow by a lag-entrainment method / *J. E. Green, D. J. Weeks, W. F. Brooman.* – ARC R&M N 3791. – 1977. – 65 p.
8. *Sanz J. M.* Improved design of subcritical and supercritical cascades using complex characteristics and boundary-layer correction / *J. M. Sanz* // AIAA Journal. – 1984. – Vol.22, N 7. – P. 950 – 956.
9. *Мелашич С. В.* Проектирование направляющего аппарата последней ступени осевого компрессора на основе решения обратной и прямой задачи газодинамики / *С. В. Мелашич, Ю. Г. Калинкина, В. И. Письменный* // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 7 (64). – С. 56 – 60.
10. *Кваша Ю. А.* О рациональном выборе расчетной сетки при аэродинамической оптимизации формы межлопаточных каналов компрессорных ступеней на основе численного моделирования турбулентных потоков / *Ю. А. Кваша, С. В. Мелашич, Е. Ю. Ямполь* // Техническая механика. – 2009. – №3. – С. 57 – 67.
11. *Polak E.* Note sur la convergence de methodes de directions conjugees / *E. Polak, G. Ribiere* // Rev. Francaise Inform. Rech. Operationelle. – 1969. – N 16-R1. – P. 35 – 43.
12. *Химмельблау Д.* Прикладное нелинейное программирование / *Д. Химмельблау.* – М. : Мир, 1975. – 536 с.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск
Государственное предприятие
«Запорожское машиностроительное
конструкторское бюро «Прогресс»»
им. академика А.Г. Ивченко,
Запорожье

Получено 16.11.09,
в окончательном варианте 16.11.09