УДК 533.697:621.51

Ю. А. КВАША, Н. А. ЗИНЕВИЧ

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ ЛОПАТОК НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА СВЕРХЗВУКОВОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: yukv@i.ua; zinevich7385@gmail.com

Робота присвячена розвитку підходів до аеродинамічного вдосконалювання лопаткових вінців турбомашин. Ціль роботи – перевірка працездатності методики аеродинамічної оптимізації форми лопаток робочих коліс компресорів, запропонованої раніше авторами, стосовно до оптимізації направляючих апаратів надзвукових компресорних ступенів. Як основний метод застосовується числове моделювання просторової турбулентної течії в лопаткових вінцях на основі повних осереднених рівнянь Нав'є–Стокса й двопараметричної моделі турбулентності. Особливостями використовуваного підходу до оптимізації є: варіювання просторової форми лопатки з використанням невеликого числа параметрів без попередньої апроксимації її вихідної форми; пошук оптимальної форми лопатки компресорного вінця шляхом систематичного перегляду багатомірної області незалежних змінних у точках, що утворюють рівномірно розподілену послідовність. У результаті проведеного дослідження визначено два варіанти просторової форми лопатки досліджуваного направляючого апарата, що забезпечують істотне зменшення величини коефіцієнта втрат в апараті в порівнянні із прототипом. У цілому продемонстровано, що на основі раціонального вибору параметрів, застосовуваних для варіювання просторової форми лопатки направляючого апарата, може бути значно підвищена ефективність його функціонування в робочому діапазоні зміни витрати повітря через апарат. Отримані в роботі результати можуть бути використані при аеродинамічній оптимізації форми лопаток багатовінцевих компресорів.

Работа посвящена развитию подходов к аэродинамическому совершенствованию лопаточных венцов турбомашин. Цель работы – проверка работоспособности методики аэродинамической оптимизации формы лопаток рабочих колес компрессоров, предложенной ранее авторами, применительно к оптимизации направляющих аппаратов сверхзвуковых компрессорных ступеней. В качестве основного метода применяется численное моделирование пространственного турбулентного течения в лопаточных венцах на основе полных осредненных уравнений Навье–Стокса и двухпараметрической модели турбулентности. Особенностями используемого подхода к оптимизации являются: варьирование пространственной формы лопатки с использованием небольшого числа параметров без предварительной аппроксимации ее исходной формы; поиск оптимальной формы лопатки компрессорного венца путем систематического просмотра многомерной области независимых переменных в точках, образующих равномерно распределенную последовательность. В результате проведенного исследования определены два варианта пространственной формы лопатки исследуемого направляющего аппарата, обеспечивающие существенное уменьшение величины коэффициента потерь в аппарате по сравнению с прототипом. В целом продемонстрировано, что на основе рационального выбора параметров, применяемых для варьирования пространственной формы лопатки направляющего аппарата, может быть значительно повышена эффективность его функционирования в рабочем диапазоне изменения расхода воздуха через аппарат. Полученные в работе результаты могут быть использованы при аэродинамической оптимизации формы лопаток многовенцовых компрессоров.

This paper is concerned with the development of approaches to aerodynamic improvement of turbomachine blade rows. The aim of this paper is to verify the workability of the authors' technique for the aerodynamic optimization of the shape of compressor rotor blades as applied to the optimization of supersonic compressor stage guide blades. The basic method is numerical simulation of 3D turbulent flow in blade rows based on the complete averaged Navier–Stokes equations and a two-parameter turbulence model. The features of the approach to optimization employed in this work are that the 3D blade shape is varied using a small number of parameters without any pre-approximation of the initial blade shape and the optimum compressor blade shape is sought for by a systematic scanning of a multidimensional region of independent variables at points that form a uniformly distributed sequence. The investigation conducted has made it possible to find two 3D blade shapes for the guide blading under study such that the loss coefficient is far lower in comparison with the prior art. It is shown that the appropriate choice of the parameters whereby the 3D guide blade shape is varied may considerably improve the efficiency of the guide blading in the operating airflow range. The results obtained in this work may be used in the aerodynamic optimization of the multirow compressor blade shape.

Ключевые слова: *аэродинамическая оптимизация, направляющий аппарат компрессорной ступени, численное моделирование, пространственная форма лопатки, коэффициент потерь.*

Подходы к аэродинамической оптимизации лопаток турбомашин на основе численного моделирования турбулентных течений газа непрерывно совершенствуются. Это связано с необходимостью преодоления следующих основных трудностей, возникающих при оптимизации: большого времени вычисления одного режима течения в исследуемом элементе турбомашины; зависимости результатов от используемого алгоритма оптимизации (в большинстве случаев пространство параметров соответствует многоэкстремальной задаче); необходимости описания сложной пространственной формы лопаток с использованием небольшого числа параметров. В соответствии с указанными обстоятельствами развитие методов аэродинамической оптимизации турбомашин происходит в основном по таким направлениям, как построение “поверхностей отклика” [1, 2] на основе результатов небольших серий расчетов значений целевой функции; использование генетического алгоритма и методов градиентного поиска [3 – 8]; применение сплайн-аппроксимаций различного вида [9 – 11] для описания формы профилей лопаток.

В работах [12, 13] предложена экономичная методика аэродинамической оптимизации рабочих колес осевых компрессорных ступеней на основе численного моделирования пространственных турбулентных газовых течений. Из особенностей данной методики отметим следующие.

1. Варьирование пространственной формы лопатки осуществляется с использованием небольшого числа параметров без предварительной аппроксимации ее исходной формы.

2. Поиск оптимальных геометрических параметров рабочего колеса состоит в систематическом просмотре многомерной области переменных. При этом используются точки равномерно распределенных последовательностей в области переменных.

Целью данной работы является проверка работоспособности указанной методики применительно к аэродинамической оптимизации направляющих аппаратов сверхзвуковых компрессорных ступеней.

В качестве примера для расчетных исследований был выбран выходной направляющий (спрямляющий) аппарат сверхзвуковой компрессорной ступени Stage 37 [14].

Расчет параметров пространственного турбулентного потока воздуха в межлопаточных каналах исследуемого направляющего аппарата проводился на основе метода численного моделирования [15], разработанного в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины. В данном методе математическая модель течения основана на полных осредненных уравнениях Навье–Стокса и уравнениях ($k-\varepsilon$)-модели турбулентности. В качестве основных переменных приняты контравариантные составляющие скорости потока. Граничные условия на поверхностях лопаток и ограничивающих стенках проточной части лопаточного венца ставятся на основе метода пристеночных функций, что позволяет использовать расчетные сетки со сравнительно небольшим числом узлов. Работоспособность метода при расчете течения в неподвижных и вращающихся венцах осевого компрессора подтверждена, например, в [16].

При численном моделировании применялась расчетная сетка, содержащая $20 \times 20 \times 50$ узлов (по высоте, ширине и длине межлопаточного канала). Размеры расчетной сетки выбраны в соответствии с результатами работ [16, 17].

Математическое описание и варьирование пространственной формы лопатки направляющего аппарата производилось следующим образом. Форма лопатки была задана совокупностью профилей в сечениях лопатки, расположенных на различных радиусах проточной части направляющего аппарата.

Каждый профиль описывался следующим набором чисел и функций, исходя из заданных в [14] координат точек профиля:

– величиной угла установки;

– функцией $y(x)$ ($0 \le x \le 1$, $y(0) = y(1) = 0$), задающей в безразмерном виде среднюю линию профиля, при этом в качестве характерного масштаба принята длина хорды профиля l;

– функцией $\delta(x)$ ($0 \le x \le 1$), задающей в безразмерном виде толщину профиля (характерный масштаб – l);

– длиной хорды профиля l.

Варьирование геометрической формы профиля производилось путем изменения только функции $y(x)$ с использованием двух параметров (далее звездочкой отмечены новые значения функции, получающиеся в результате варьирования)

$$y^*(x) = y(x)(1+\gamma), \ 0 \le x \le 1, \qquad (1)$$

$$\begin{cases} y^* = y(x) \\ x^* = \alpha(x-1)x + x \end{cases}, \ 0 \le x \le 1, \qquad (2)$$

где γ – параметр, определяющий растяжение графика функции $y(x)$ вдоль оси y; α – параметр, используемый для “деформации” графика функции $y(x)$ вдоль оси x (это дает возможность изменять положение точки максимального прогиба профиля). Формулы (2) описывают зависимость $y^*(x^*)$, заданную параметрически.

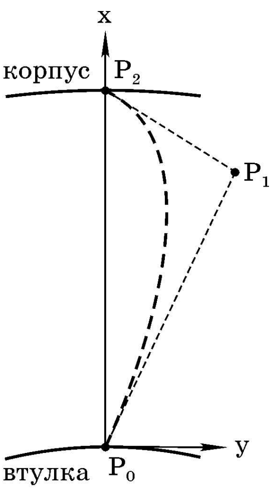

Рис. 1

Преобразования (1), (2) применялись последовательно. После этого выполнялся переход к размерным значениям координат точек профиля и поворот профиля таким образом, чтобы конструктивный угол на выходе из решетки профилей, определенный по средней линии профиля, не изменился после описанных выше преобразований по сравнению с его исходным значением. Указанные действия повторялись для каждого профиля из имеющейся совокупности профилей в сечениях лопатки.

Для варьирования пространственной формы лопатки использовалось также введение тангенциального навала, который задавался путем отклонения линии стекинга [18, с. 48] в плоскости, перпендикулярной оси компрессорной ступени, от исходного радиального расположения. На рис. 1 ось x прямоугольной системы координат xy соответствует радиальному направлению, новое положение линии стекинга обозначено пунктирной кривой. Линия стекинга описывалась в безразмерном виде квадратичной кривой Безье, опорные точки P_0, P_1 и P_2 которой имели соответственно координаты (0;0), ($\tilde{x}_1;\tilde{y}_1$) и (1;0). Варьировалось положение точки P_1. Отметим, что положительные значения $\tilde{y}_1$ на рис. 1 соответствуют такому изгибу пера лопатки, при котором ее поверхность разрежения становится вогнутой.

При проведении оптимизации величины γ и α в (1), (2) задавались в трех сечениях лопатки, соответствующих радиусу втулки, среднему радиусу и радиусу периферии проточной части венца. Таким образом, при оптимизации использовалось восемь независимых переменных (с учетом величин $\tilde{x}_1$ и $\tilde{y}_1$ для задания положения линии стекинга). Значения указанных переменных вычислялись по формулам

$$\gamma_h = 2\gamma_{\max}(x_1 - 0{,}5), \quad \gamma_m = 2\gamma_{\max}(x_2 - 0{,}5), \quad \gamma_t = 2\gamma_{\max}(x_3 - 0{,}5),$$

$$\alpha_h = 2\alpha_{\max}(x_4 - 0{,}5), \quad \alpha_m = 2\alpha_{\max}(x_5 - 0{,}5), \quad \alpha_t = 2\alpha_{\max}(x_6 - 0{,}5),$$

$$\tilde{x}_1 = 0{,}5 + 0{,}8(x_7 - 0{,}5), \quad \tilde{y}_1 = 0{,}6(x_8 - 0{,}5),$$

где индексами h, m и t отмечены величины соответственно во втулочном, среднем и периферийном сечениях лопатки; индексом $\max$ обозначены максимальные по модулю значения параметров γ и α; $(x_1, x_2, ..., x_8)$ – координаты точки равномерно распределенной последовательности в единичном кубе, которые рассчитывались по методу [19]. Максимальные значения параметров были приняты следующими: $\gamma_{\max} = 0{,}15$; $\alpha_{\max} = 0{,}3$. В промежуточных сечениях лопатки величины γ и α определялись с использованием зависимостей, обеспечивающих гладкую монотонную интерполяцию значений этих параметров на интервалах от втулочного до среднего сечения и от среднего до периферийного сечения лопатки.

В роли критерия качества принят коэффициент потерь в направляющем аппарате, определяемый по формуле

$$\xi = \left(p_1^* - p_2^*\right) / \, p_1^*,$$

где p_1^* и p_2^* – полное давление на входе в аппарат и на выходе из него, осредненное в окружном и радиальном направлении.

В таблице приведены полученные в результате численного моделирования значения ξ для направляющего аппарата, формы лопаток которого соответствуют 32 точкам равномерно распределенной последовательности в единичном кубе (точка номер 1 определяет исходную пространственную форму лопаток). Во всех рассмотренных случаях расход воздуха через направляющий аппарат составлял примерно 20,6 кг/с. При данной величине расхода воздуха и 100 % расчетной скорости вращения ротора достигается близкое к максимальному значение адиабатического КПД рабочего колеса рассматриваемой компрессорной ступени [14]. Распределение параметров потока на входе в направляющий аппарат было задано в соответствии с имеющимися результатами численного моделирования течения в рабочем колесе [20].

Рассмотрение данных в таблице показывает, что наименьшее значение коэффициента потерь соответствует точке номер 13. Здесь величина ξ на 40 % меньше, чем в точке номер 1. При этом, согласно результатам расчетов, распределение углов выхода потока по радиусу проточной части при исходной форме лопаток направляющего аппарата отличается от соответствующего распределения при оптимизированной форме лопаток не более чем на 1°.

Таблица

Номер точки	x_1	x_2	x_3	x_4	x_5	x_6	x_7	x_8	ξ
1	0,500	0,500	0,500	0,500	0,500	0,500	0,500	0,500	0,0228
2	0,250	0,750	0,250	0,750	0,250	0,750	0,250	0,750	0,0253
3	0,750	0,250	0,750	0,250	0,750	0,250	0,750	0,250	0,0306
4	0,125	0,625	0,875	0,875	0,625	0,125	0,375	0,375	0,0250
5	0,625	0,125	0,375	0,375	0,125	0,625	0,875	0,875	0,0268
6	0,375	0,375	0,625	0,125	0,875	0,875	0,125	0,625	0,0288
7	0,875	0,875	0,125	0,625	0,375	0,375	0,625	0,125	0,0170
8	0,063	0,938	0,688	0,313	0,188	0,063	0,438	0,563	0,0212
9	0,563	0,438	0,188	0,813	0,688	0,563	0,938	0,063	0,0286
10	0,313	0,188	0,938	0,563	0,438	0,813	0,188	0,313	0,0304
11	0,813	0,688	0,438	0,063	0,938	0,313	0,688	0,813	0,0203
12	0,188	0,313	0,313	0,688	0,563	0,188	0,063	0,938	0,0320
13	0,688	0,813	0,813	0,188	0,063	0,688	0,563	0,438	0,0137
14	0,438	0,563	0,063	0,438	0,813	0,938	0,313	0,188	0,0280
15	0,938	0,063	0,563	0,938	0,313	0,438	0,813	0,688	0,0300
16	0,031	0,531	0,406	0,219	0,469	0,281	0,969	0,281	0,0229
17	0,531	0,031	0,906	0,719	0,969	0,781	0,469	0,781	0,0343
18	0,281	0,281	0,156	0,969	0,219	0,531	0,719	0,531	0,0278
19	0,781	0,781	0,656	0,469	0,719	0,031	0,219	0,031	0,0195
20	0,156	0,156	0,531	0,844	0,844	0,406	0,594	0,156	0,0348
21	0,656	0,656	0,031	0,344	0,344	0,906	0,094	0,656	0,0214
22	0,406	0,906	0,781	0,094	0,594	0,656	0,844	0,906	0,0219
23	0,906	0,406	0,281	0,594	0,094	0,156	0,344	0,406	0,0177
24	0,094	0,469	0,844	0,406	0,281	0,344	0,531	0,844	0,0265
25	0,594	0,969	0,344	0,906	0,781	0,844	0,031	0,344	0,0228
26	0,344	0,719	0,594	0,656	0,031	0,594	0,781	0,094	0,0164
27	0,844	0,219	0,094	0,156	0,531	0,094	0,281	0,594	0,0286
28	0,219	0,844	0,219	0,531	0,906	0,469	0,906	0,719	0,0280
29	0,719	0,344	0,719	0,031	0,406	0,969	0,406	0,219	0,0237
30	0,469	0,094	0,469	0,281	0,656	0,719	0,656	0,469	0,0350
31	0,969	0,594	0,969	0,781	0,156	0,219	0,156	0,969	0,0223
32	0,016	0,797	0,953	0,672	0,797	0,922	0,734	0,891	0,0296

В окрестности точки номер 13 было проведено дополнительное исследование градиентным методом, в результате на расстоянии 0,22 от точки номер 13 была определена точка (обозначим ее индексом 13-1), где $\xi = 0{,}0124$.

Для более детальной оценки приведенных результатов аэродинамической оптимизации выполнено численное моделирование течения в направляющем аппарате на пяти режимах работы рассматриваемой компрессорной ступени по расходу воздуха, а именно при G = 20,12 кг/с; 20,41 кг/с; 20,63 кг/с; 20,81 кг/с и 20,92 кг/с. Указанные значения G находятся в пределах 60 процентов рабочего диапазона ступени по расходу воздуха при 100 % расчетной скорости вращения ротора [14]. Полученные зависимости коэффициента потерь в направляющем аппарате от расхода воздуха показаны на рис. 2, где введены следующие обозначения: 1 –экспериментальные [14] и 2 – расчетные значения ξ при исходной форме лопаток аппарата; 3 – расчетные значения ξ при оптимизированной форме лопаток, соответствующей точке номер 13 в таблице; 4 – при форме лопаток, соответствующей точке 13-1.

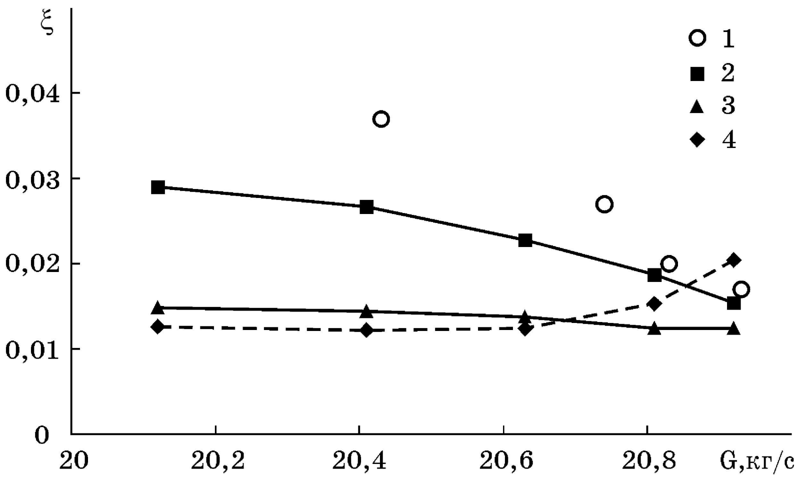

Рис. 2

Наблюдаемое отклонение расчетной зависимости 2 от данных эксперимента может частично объясняться принятым в настоящей работе способом осреднения полного давления на выходе из направляющего аппарата, при котором не учитываются потери полного давления в процессе последующего выравнивания потока.

Вариант оптимизированной формы лопаток, при котором реализуется зависимость 3, представляется предпочтительным по сравнению с вариантом, характеризующимся зависимостью 4. В последнем случае наблюдается заметный рост коэффициента потерь в направляющем аппарате при приближении к правой границе рабочего диапазона ступени по расходу воздуха. Это связано с более ранним, по сравнению с предыдущим вариантом, появлением локальных сверхзвуковых зон в межлопаточных каналах аппарата.

Результаты численного моделирования показывают, что значительное уменьшение потерь в направляющем аппарате при переходе от исходной формы лопаток (зависимость 2 на рис. 2) к оптимизированной форме (зависимость 3) обусловлено исчезновением отрыва потока на стороне разрежения лопатки. Это иллюстрирует рис. 3, где приведены изолинии чисел Маха потока на развертках цилиндрических сечений проточной части направляющего аппарата, расположенных на 33 % высоты лопаток, отсчитываемой от втулки. Направление потока на рис. 3 – слева направо. Данные, приведенные на рис. 3, а); 3, в) и 3, д), соответствуют исходной форме лопаток направляющего аппарата, а на рис. 3, б); 3, г) и 3, е) – оптимизированной форме. Рис. 3, а) и 3, б) получены при расходе воздуха G = 20,92 кг/с; рис. 3, в) и 3, г) – 20,63 кг/с; рис. 3, д) и 3, е) – 20,12 кг/с.

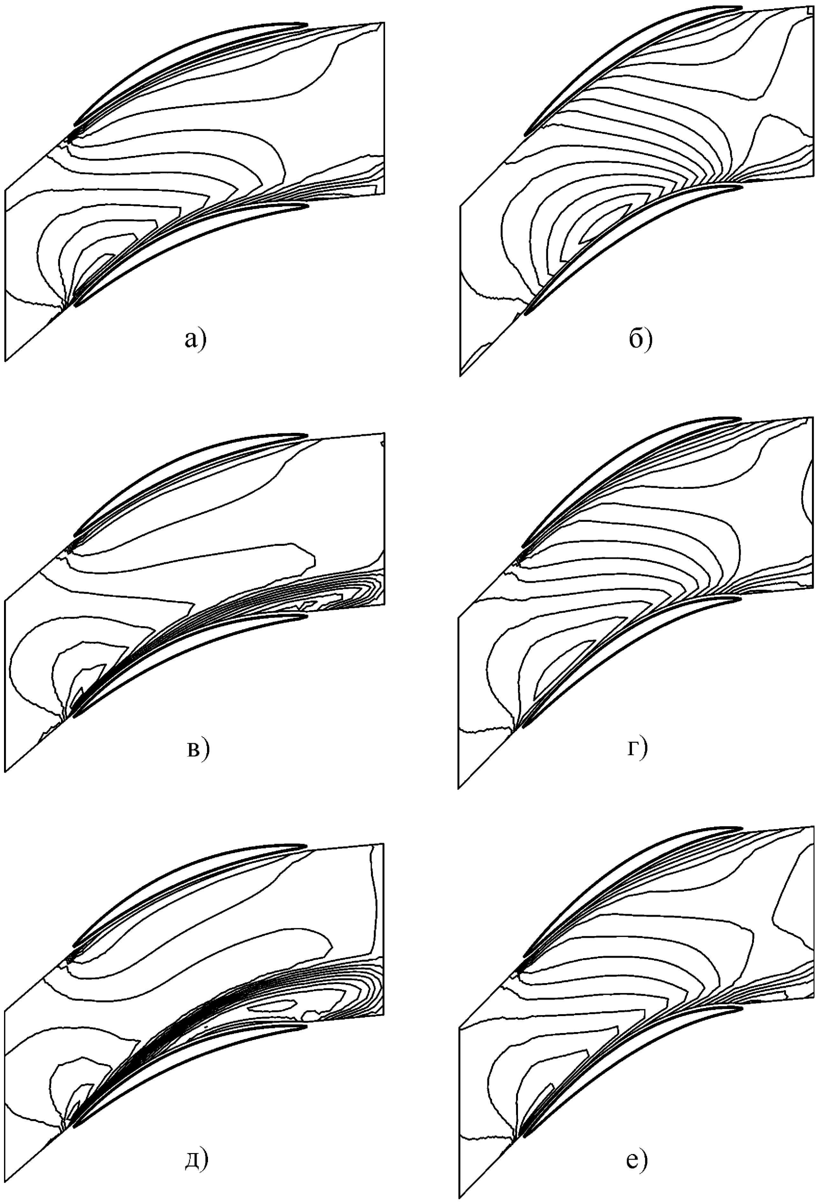

Рис. 3

Выводы. Проведена проверка работоспособности экономичной методики аэродинамической оптимизации компрессорных венцов, основанной на численном моделировании пространственных турбулентных течений газа. К особенностям методики относятся: варьирование пространственной формы лопатки с использованием небольшого числа параметров без предварительной аппроксимации ее исходной формы; поиск оптимальной формы лопатки венца путем систематического просмотра многомерной области независимых переменных в точках, образующих равномерно распределенную последовательность.

На примере выходного направляющего аппарата сверхзвуковой компрессорной ступени расчетным путем показано, что применение указанной методики оптимизации позволяет существенно уменьшить потери полного давления в направляющем аппарате в рабочем диапазоне изменения расхода воздуха через аппарат.

Полученные результаты предполагается использовать в дальнейшем при аэродинамической оптимизации формы лопаток многовенцовых компрессоров.

1. *Chan-Sol Ahn, Kwang-Yong Kim.* Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor. Proc. of ASME TURBO EXPO 2002. (Amsterdam, June 3–6, 2002). Amsterdam (The Netherlands), 2002. 7 p.
2. *Sivashanmugam V. K., Arabnia M., Ghaly W.* Aero-structural optimization of an axial turbine stage in three-dimensional flow Proc. of ASME TURBO EXPO 2010. (Glasgow, June 14–18, 2010). Glasgow (UK), 2010. 14 p.
3. *Ashihara K., Goto A.* Turbomachinery blade design using 3-D inverse design method, CFD and optimization algorithm. Proc. of ASME TURBO EXPO 2001. (New Orleans, June 4–7, 2001). New Orleans, Louisiana (USA), 2001. 9 p.
4. *Ершов С. В., Яковлев В. А.* Аэродинамическая оптимизация пространственной формы лопаток паровых и газовых турбин. Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 7. С. 66–70.
5. *Меняйлов А. В., Трончук А. А., Угрюмова Е. М.* Применение эволюционных методов для решения задач оптимизации компрессоров газотурбинных двигателей. Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 5. С. 59–65.
6. *Jinguang Yang, Xiuquan Huang, Hu Wu.* Multi-row inverse method based on the adjoint optimization. Proc. of ASME TURBO EXPO 2011. (Vancouver, June 6–10, 2011). Vancouver, British Columbia (Canada), 2011. 11 p.
7. *Xiang X., Zhao X. L.* Optimum initial design of centrifugal compressor stage with genetic algorithm. Proc. of XV Int. Symp. on Air Breathing Engines. (Bangalore, September 3–7, 2001). Bangalore (India), 2001. 6 p.
8. *Oksuz O., Akmandor I. S.* Turbine cascade optimization using an Euler coupled genetic algorithm. Proc. of XV Int. Symp. on Air Breathing Engines. (Bangalore, September 3–7, 2001). Bangalore (India), 2001. 9 p.
9. *Rongye Zheng, Jianhua Xiang, Jinju Sun.* Blade geometry optimization for axial flow compressor. Proc. of ASME TURBO EXPO 2010. (Glasgow, June 14–18, 2010). Glasgow (UK), 2010. 12 p.
10. *Xu C. Amano R. S.* A turbine airfoil aerodynamic design process. Proc. of ASME TURBO EXPO 2001. (New Orleans, June 4–7, 2001). New Orleans, Louisiana (USA), 2001. 10 p.
11. *Мелашич С. В.* Способ параметрического описания профилей компрессорных решеток. Техническая механика. 2012. № 2. С. 77–82.
12. *Кваша Ю. А., Зиневич Н. А.* К аэродинамической оптимизации рабочих колес сверхзвуковых компрессорных ступеней. Техническая механика. 2016. № 2. С. 55–63.
13. *Кваша Ю. А., Зиневич Н. А.* Аэродинамическая оптимизация пространственной формы лопатки рабочего колеса сверхзвуковой компрессорной ступени. Техническая механика. 2016. № 3. С. 35–42.
14. Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced High-Pressure-Ratio Core Compressor : NASA Technical Paper 1337, 1978. 132 p.
15. *Кваша Ю. А.* Расчет пространственного турбулентного потока в межлопаточных каналах сверхзвуковых компрессорных ступеней. Техническая механика. 1999. № 1. С. 9–13.
16. *Рублевский Е. Ю., Плакущий Д. А., Письменный В. И., Кваша Ю. А.* Численное исследование двухступенчатого вентилятора. Вестник двигателестроения. 2013. № 2. С. 169–176.
17. *Кваша Ю. А., Дячкин А. А.* Расчет аэродинамических характеристик компрессорных решеток. Техническая механика. 2001. №1. С. 58–63.
18. *Бойко А. В., Говорущенко Ю. Н., Бурлака М. В.* Применение вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин. Харьков: НТУ "ХПИ", 2012. 191 с.
19. *Соболь И. М., Статников Р. Б.* Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981. 110 с.
20. *Кваша Ю. А., Зиневич Н. А.* К выбору расчетных сеток при численном моделировании пространственных турбулентных течений в рабочих колесах сверхзвуковых компрессорных ступеней. Техническая механика. 2013. № 3. С. 34–41.

Получено 16.11.2017,
в окончательном варианте 23.11.2017