

Ю. А. КВАША, Н. А. ЗИНЕВИЧ, Н. В. ПЕТРУШЕНКО

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ВХОДНОГО НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА ЦЕНТРОБЕЖНОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ*Институт технической механики**Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лейко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: yukv@i.ua; zinevich7385@gmail.com;
bolotova_nataly@yahoo.com*

Роботу присвячено аеродинамічному вдосконаленню елементів відцентрових компресорних ступенів, необхідність якого обумовлена застосуванням таких ступенів у компресорах сучасних газотурбінних двигунів. Ціль роботи – побудова й перевірка працездатності методики аеродинамічного вдосконалення входних напрямних апаратів відцентрових компресорних ступенів, заснованої на числовому моделюванні просторових турбулентних газових потоків. До особливостей методики відносяться: варіювання просторової форми лопатки напрямного апарата з використанням параметра, змінного по висоті лопатки; формулювання критеріїв якості як середньоінтегральних значень енергетичних характеристик відцентрового колеса ступеня, що розглядається; пошук раціональної форми лопатки входного напрямного апарата шляхом перегляду області змінних у точках, що належать рівномірно розподіленій послідовності. Як основний інструмент дослідження застосовується числове моделювання просторових турбулентних газових течій на основі повних осереднених рівнянь Нав'є–Стокса й двопараметричної моделі турбулентності. У результаті проведеного дослідження на прикладі входного напрямного апарата відцентрового компресорного ступеня розрахунковим шляхом показано, що застосування розробленої методики дозволяє поліпшити енергетичні характеристики робочого колеса ступеня навіть у випадку вибору порівняно невеликого числа точок рівномірно розподіленої послідовності. Вірогідність даного висновку підтверджено наступним розрахунком енергетичних характеристик робочого колеса на більш докладній у порівнянні з використаною раніше розрахунковій сітці. У цілому в роботі показано, що зміна форми лопатки входного напрямного апарата помітно впливає на ступінь стиску повітря у відцентровому колесі і робочий діапазон зміни витрати повітря, але практично не позначається на величині адиабатичного ККД колеса. Отримані результати передбачається використовувати при аеродинамічній оптимізації елементів відцентрових ступенів авіаційних газотурбінних двигунів.

Ключові слова: аеродинамічне вдосконалення, відцентровий компресорний ступінь, входний напрямний апарат, числове моделювання, енергетичні характеристики.

Работа посвящена аэродинамическому совершенствованию элементов центробежных компрессорных ступеней, необходимость которого обусловлена применением таких ступеней в компрессорах современных газотурбинных двигателей. Цель работы – построение и проверка работоспособности методики аэродинамического совершенствования входных направляющих аппаратов центробежных компрессорных ступеней, основанной на численном моделировании пространственных турбулентных газовых потоков. К особенностям методики относятся: варьирование пространственной формы лопатки направляющего аппарата с использованием параметра, переменного по высоте лопатки; формулировка критериев качества как среднеинтегральных значений энергетических характеристик центробежного колеса рассматриваемой ступени; поиск рациональной формы лопатки входного направляющего аппарата путем просмотра области переменных в точках, принадлежащих равномерно распределенной последовательности. В качестве основного инструмента исследования применяется численное моделирование пространственных турбулентных газовых течений на основе полных осредненных уравнений Навье–Стокса и двухпараметрической модели турбулентности. В результате проведенного исследования на примере входного направляющего аппарата центробежной компрессорной ступени расчетным путем показано, что применение разработанной методики позволяет улучшить энергетические характеристики рабочего колеса ступени даже в случае выбора сравнительно небольшого числа точек равномерно распределенной последовательности. Достоверность данного вывода подтверждена последующим расчетом энергетических характеристик рабочего колеса на более подробной по сравнению с использованной ранее расчетной сетке. В целом в работе показано, что изменение формы лопатки входного направляющего аппарата заметно влияет на степень сжатия воздуха в центробежном колесе и рабочий диапазон изменения расхода воздуха, но практически не сказывается на величине адиабатического КПД колеса. Полученные результаты предполагаются использовать при аэродинамической оптимизации элементов центробежных ступеней авиационных газотурбинных двигателей.

Ключевые слова: аэродинамическое совершенствование, центробежная компрессорная ступень, входной направляющий аппарат, численное моделирование, энергетические характеристики.

This work is devoted to the aerodynamic improvement of elements of centrifugal compressor stages, which is topical because of their use in compressors of modern gas turbine engines. The aim of this work is to construct a technique for aerodynamic improvement of centrifugal compressor stage inlet guide vanes based on a numerical

© Ю. А. Кваша, Н. А. Зиневиц, Н. В. Петрушенко, 2019

Техн. механіка. – 2019. – № 3.

simulation of 3D turbulent gas flows and to verify its operability. The technique features: varying the 3D shape of an inlet guide vane using a parameter variable along the vane, formulating quality criteria as the mean integral values of the impeller power characteristics of the stage under consideration, and searching for an advisable inlet guide vane shape by scanning the variable range at points that form a uniformly distributed sequence. The basic method is a numerical simulation of 3D turbulent gas flows on the basis of the complete averaged Navier–Stokes equations and a two-parameter turbulence model. By the example of the inlet guide vanes of a centrifugal compressor stage, it was shown by computation that the proposed technique does improve the impeller power characteristics even in the case of a relatively small number of uniformly distributed points. This conclusion was verified by a subsequent calculation of the impeller power characteristics on a finer grid. On the whole, it was shown that varying the inlet guide vane shape has a pronounced effect on the impeller compression ratio and the operating range of the airflow rate, while leaving the impeller adiabatic efficiency almost unaffected. The results obtained are intended to be used in the aerodynamic optimization of elements of aircraft gas turbine engine centrifugal stages.

Keywords: aerodynamic improvement, centrifugal compressor stage, inlet guide vanes, numerical simulation, power characteristics.

Применение центробежных ступеней в компрессорах современных авиационных газотурбинных двигателей определяет интерес к аэродинамической оптимизации таких ступеней. Улучшение энергетических характеристик центробежных ступеней может быть достигнуто, в частности, путем изменения геометрических параметров входных направляющих аппаратов, расположенных непосредственно перед рабочими колесами ступеней. Развитие методов аэродинамического совершенствования указанных аппаратов происходит на основе экспериментальных данных [1], аналитических [2, 3] и численных подходов, последние используют как осесимметричные модели [4], так и описание трехмерного турбулентного течения воздуха осредненными уравнениями Навье–Стокса [5]. Вместе с тем в литературе описано небольшое число попыток повышения энергетических характеристик центробежных ступеней путем варьирования формы лопаток входных направляющих аппаратов, что предполагает дальнейшее развитие соответствующих подходов.

Цель данной работы – построение и проверка работоспособности методики аэродинамического совершенствования входных направляющих аппаратов центробежных компрессорных ступеней, основанной на численном моделировании пространственных турбулентных газовых потоков. К особенностям методики относятся:

- варьирование пространственной формы лопатки направляющего аппарата с использованием параметра, переменного по высоте лопатки;
- формулировка критериев качества как среднеинтегральных значений энергетических характеристик центробежного колеса рассматриваемой ступени в рабочем диапазоне изменения расхода воздуха через колесо;
- поиск рациональных значений формы лопатки входного направляющего аппарата путем просмотра области переменных в точках, принадлежащих равномерно распределенной последовательности сравнительно небольшой длины.

Численное моделирование пространственного турбулентного потока воздуха в межлопаточных каналах входных направляющих аппаратов и межлопаточных каналах центробежных колес выполняется на основе метода [6], разработанного в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины. Математическая модель течения включает полные осредненные уравнения Навье–Стокса и уравнения ($k-\varepsilon$)-модели турбулентности. Основные черты этого метода состоят в следующем.

1. При формулировке математической модели течения в качестве основных переменных выбраны контравариантные составляющие скорости потока,

что позволяет сохранить алгебраическую структуру уравнений и обеспечить простоту задания граничных условий для скорости потока.

2. Для задания граничных условий на твердых поверхностях использован метод пристеночных функций, что дает возможность существенно уменьшить число точек, необходимых для дискретизации расчетной области, по сравнению со случаем применения граничных условий прилипания.

В работах [7, 8] показана работоспособность данного метода при расчете течения в осевых и центробежных компрессорных ступенях.

В настоящей работе предлагается следующий способ описания и варьирования пространственной формы лопатки входного направляющего аппарата центробежной ступени компрессора.

Предполагается, что форма лопатки направляющего аппарата задана координатами профилей в различных сечениях лопатки.

Для описания каждого профиля используются:

- функция $y(x)$ ($0 \leq x \leq 1$, $y(0)=y(1)=0$), задающая в безразмерном виде среднюю линию профиля, при этом характерным масштабом является длина хорды профиля l ;

- функция $\delta(x)$ ($0 \leq x \leq 1$), задающая в безразмерном виде толщину профиля (характерный масштаб – l);

- величина конструктивного угла β на входе (угла между касательной к средней линии профиля при $x=0$ и фронтом решетки профилей);

- длина хорды профиля l .

Варьирование формы профиля производится по одному параметру при неизменных значениях угла β , длины хорды l и функции $\delta(x)$

$$y^*(x) = y(x)(1 + \xi), \quad 0 \leq x \leq 1, \quad (1)$$

где $y^*(x)$ – новое значение функции; ξ – параметр, определяющий растяжение графика функции $y(x)$ вдоль оси y (при этом изменяется угол изгиба средней линии профиля).

Соотношение (1) применяется для каждого профиля из имеющегося набора профилей в сечениях лопатки.

В роли критериев качества приняты среднеинтегральные значения энергетических характеристик центробежного колеса (адиабатического КПД $\eta_{p.k.}^*$ и степени сжатия воздуха $\pi_{p.k.}^*$) в рабочем диапазоне изменения расхода воздуха через колесо. Эти величины определяются по результатам серии расчетов пространственного турбулентного течения в колесе при различных значениях статического давления на выходе из колеса и при заданной закрутке потока перед колесом, создаваемой входным направляющим аппаратом. Для осреднения используются формулы

$$\hat{\eta}_{d\dot{e}}^* = \frac{2}{G_{\max} - G_{\min}} \int_{G_{\min}}^{\frac{G_{\min} + G_{\max}}{2}} \eta_{d\dot{e}}^* dG,$$

$$\hat{\pi}_{d\dot{e}}^* = \frac{2}{G_{\max} - G_{\min}} \int_{G_{\min}}^{\frac{G_{\min} + G_{\max}}{2}} \pi_{d\dot{e}}^* dG, \quad (2)$$

где (G_{\min}, G_{\max}) – интервал значений расхода воздуха через рабочее колесо, определенный при численном моделировании потока в колесе.

На основе изложенного подхода выполнено аэродинамическое совершенствование входного направляющего аппарата центробежной компрессорной ступени, рабочее колесо которой рассматривалось ранее в [9].

При варьировании формы лопатки направляющего аппарата значения параметра ξ в (1) задавались в трех сечениях лопатки, соответствующих радиусу втулки, среднему радиусу и радиусу периферии проточной части лопаточного венца. Таким образом, в процессе аэродинамического совершенствования направляющего аппарата использовались три независимые переменные. Значения параметра вычислялись по соотношениям

$$\begin{aligned} \xi_h &= 2\xi_{h\max}(x_1 - 0,5), \\ \xi_m &= 2\xi_{m\max}(x_2 - 0,5), \\ \xi_t &= 2\xi_{t\max}(x_3 - 0,5), \end{aligned} \quad (3)$$

где индексами h , m и t отмечены величины соответственно во втулочном, среднем и периферийном сечениях лопатки; индексом \max обозначены максимальные по модулю значения параметра в соответствующих сечениях; (x_1, x_2, x_3) – координаты точки равномерно распределенной последовательности в единичном кубе, которые рассчитывались в соответствии с методом [10] (исходному профилю соответствует точка $x_1 = x_2 = x_3 = 0,5$). Значения параметров $\xi_{h\max}$, $\xi_{m\max}$ и $\xi_{t\max}$ в (3) были приняты такими, чтобы максимальное изменение угла изгиба профиля не превышало 9° . В промежуточных сечениях лопатки величина ξ определялась с использованием квадратичных зависимостей, обеспечивающих гладкую монотонную интерполяцию значений этих параметров на интервалах от втулочного до среднего сечения лопатки и от среднего до периферийного сечения.

Рассмотрен ряд вариантов формы лопатки входного направляющего аппарата, соответствующих 16 точкам равномерно распределенной последовательности в единичном кубе. Для каждого варианта выполнены расчеты пространственного турбулентного течения воздуха в направляющем аппарате и рабочем колесе центробежной ступени, по результатам которых определены энергетические характеристики рабочего колеса и значения критериев качества по формулам (2).

Численное моделирование течения в направляющем аппарате выполнялось на расчетной сетке, содержащей $20 \times 20 \times 82$ узлов соответственно по высоте, ширине и длине межлопаточного канала. Проведенные параметрические расчеты показали, что закрутка потока на выходе из аппарата слабо зависит от расхода воздуха в рабочем диапазоне его изменения. Для всех рассмотренных вариантов формы лопатки направляющего аппарата потери пол-

ного давления не превышали 0,2 % от величины полного давления на входе в аппарат, для исходной формы лопатки эта величина составила 0,1 %.

При расчете течения в центробежном колесе использована сетка, содержащая $12 \times 12 \times 72$ узлов (по высоте, ширине и длине межлопастного канала).

В таблице приведены процентные изменения степени сжатия воздуха в центробежном колесе $\hat{\pi}_{д\acute{e}}^*$, адиабатического КПД $\hat{\eta}_{д\acute{e}}^*$ и максимального расхода воздуха через рабочее колесо G_{\max} по сравнению со значениями этих величин в случае использования исходного направляющего аппарата (точка № 1). Прослеживается слабое влияние формы лопатки входного направляющего аппарата на адиабатический КПД центробежного колеса и более сильное – на степень сжатия воздуха в колесе и величину максимального расхода воздуха.

Таблица

Номер точки	x_1	x_2	x_3	$\Delta \hat{\pi}_{д\acute{e}}^*, \%$	$\Delta \hat{\eta}_{д\acute{e}}^*, \%$	$\Delta G_{\max}, \%$
1	0,500	0,500	0,500	0,0	0,0	0,0
2	0,250	0,750	0,250	-0,3	0,1	-1,8
3	0,750	0,250	0,750	0,4	0,0	1,9
4	0,125	0,625	0,875	-0,1	0,2	-1,3
5	0,625	0,125	0,375	1,1	0,0	4,1
6	0,375	0,375	0,625	0,4	0,0	1,3
7	0,875	0,875	0,125	-0,7	0,0	-4,1
8	0,063	0,938	0,688	-0,6	0,2	-4,4
9	0,563	0,438	0,188	0,2	-0,1	1,1
10	0,313	0,188	0,938	0,7	0,1	3,0
11	0,813	0,688	0,438	-0,4	-0,1	-2,6
12	0,188	0,313	0,313	0,7	0,0	2,9
13	0,688	0,813	0,813	-0,6	0,1	-4,4
14	0,438	0,563	0,063	0,1	0,0	0,2
15	0,938	0,063	0,563	1,0	-0,1	4,0
16	0,031	0,531	0,406	0,2	0,1	0,6

Представленные в таблице результаты позволяют выделить в области независимых переменных точку номер 5, в которой реализуется наибольшие по сравнению с исходными значения $\hat{\pi}_{д\acute{e}}^*$ и G_{\max} . Для более детального рассмотрения данного результата на рис. 1 показано изменение по радиусу конструктивных углов лопатки, рассчитанных по средней линии профиля на выходе из направляющего аппарата (кривые 1 и 3), и углов выхода потока из аппарата, определенных в результате численного моделирования (кривые 2 и 4). Углы отсчитываются от оси ступени в направлении вращения рабочего колеса, значения радиусов отнесены к внутреннему радиусу проточной части ступени. Кривые 1 и 2 получены при исходной форме лопатки направляющего аппарата, 3 и 4 – при модифицированной форме лопатки, соответствующей точке номер 5 в таблице. Прослеживается заметное уменьшение закрутки потока на входе в центробежное колесо в случае использования входного направляющего аппарата с модифицированными лопатками, что приводит к

увеличению степени сжатия воздуха в центробежном колесе. При этом, согласно [1], увеличивается и максимальный расход воздуха через колесо.

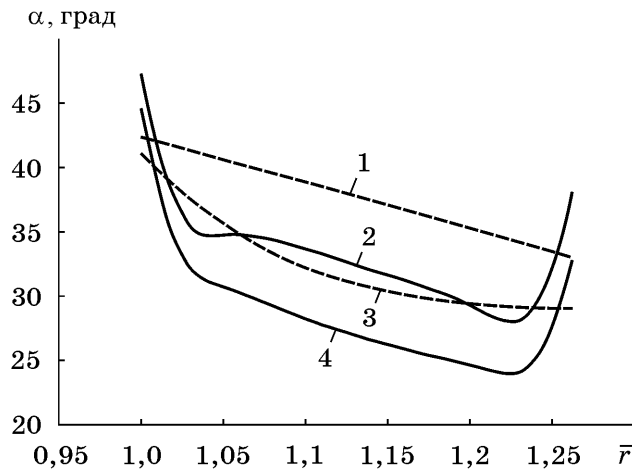


Рис. 1

Для подтверждения полученных результатов выполнено численное моделирование потока в центробежном колесе на более подробной (по сравнению с использованной ранее) расчетной сетке, содержащей $20 \times 20 \times 120$ узлов по высоте, ширине и длине межлопастного канала. При задании углов потока на входе в колесо использованы зависимости 2 и 4 (рис. 1).

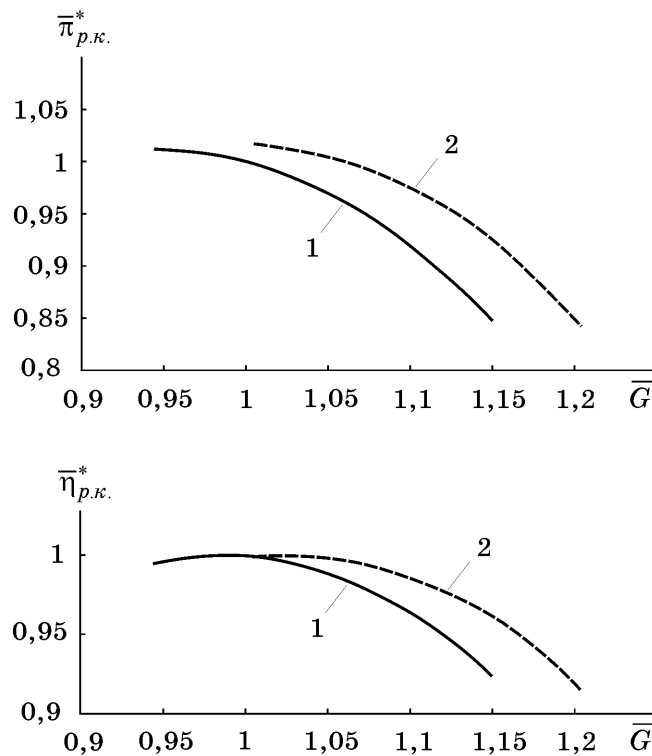


Рис. 2

На рис. 2 показаны энергетические характеристики центробежного колеса при исходной (позиция 1) и модифицированной (позиция 2) пространственных формах лопатки входного направляющего аппарата. На рисунке величины степени сжатия воздуха, КПД и расхода воздуха через колесо отнесены к их значениям в оптимальной по КПД точке при использовании исходного направляющего аппарата. В случае применения направляющего аппарата с модифицированными лопатками проявляется смещение рабочего диапазона расхода воздуха через колесо в сторону больших расходов примерно на 4 % в относительном выражении. Вычисления по формулам (2) показали, что осредненная степень сжатия воздуха в центробежном колесе при использовании модифицированного направляющего аппарата увеличилась на 0,7 %, а осредненный адиабатический КПД заметно не изменился.

Выводы. Предложена методика аэродинамического совершенствования входных направляющих аппаратов центробежных компрессорных ступеней, основанная на численном моделировании пространственных турбулентных газовых течений. Главной особенностью методики является поиск рациональных значений геометрических параметров лопатки направляющего аппарата с использованием равномерно распределенных последовательностей точек в области независимых переменных.

На примере входного направляющего аппарата центробежной компрессорной ступени расчетным путем показано, что применение указанной методики позволяет улучшить энергетические характеристики рабочего колеса ступени даже в случае выбора сравнительно небольшого числа точек равномерно распределенной последовательности.

Полученные результаты предполагается использовать при аэродинамической оптимизации элементов центробежных ступеней авиационных газотурбинных двигателей.

1. Ваняшов А. Д., Жерелевич А. В., Грехнев А. В., Дудьев Д. Я. Результаты экспериментальных исследований центробежной компрессорной ступени с осерадиальным рабочим колесом и входным регулирующим аппаратом. Омский научный вестник. 2010. № 2 (90). С. 105–108.
2. Васильев Ю. С., Галеркин Ю. Б., Солдатова К. В. Оптимизация проточной части турбомашин (на примере центробежных компрессоров). Проблемы энергетики. 2011. № 9–10. С. 105–117.
3. Ваняшов А. Д., Грехнев А. В. Теоретическое получение газодинамических характеристик высоконапорной центробежной компрессорной ступени при изменении угла поворота лопаток входного направляющего аппарата. Омский научный вестник. 2012. № 3 (113). С. 122–127.
4. Барышева Е. С., Демин А. Е., Дрынов О. Н. Исследование течения в осецентрированном компрессоре авиационного двигателя. Авиационно-космическая техника и технология. 2014. № 4 (111). С. 64–69.
5. Бондаренко Г. А., Юрко И. В. Сопоставление результатов численного и физического исследования входного регулирующего аппарата центробежного компрессора. Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование. 2011. № 5. С. 90–94.
6. Кваша Ю. А. Расчет пространственного турбулентного потока в межлопаточных каналах сверхзвуковых компрессорных ступеней. Техническая механика. 1999. № 1. С. 9–13.
7. Рублевский Е. Ю., Плакущий Д. А., Письменный В. И., Кваша Ю. А. Численное исследование двухступенчатого вентилятора. Вестник двигателестроения. 2013. № 2. С. 169–176.
8. Письменный В. И., Кваша Ю. А. Расчет трехмерного турбулентного потока воздуха в центробежной ступени компрессора. Техническая механика. 2004. № 2. С. 94–99.
9. Кваша Ю. А., Зиневич Н. А. Аэродинамическое совершенствование рабочих колес центробежных компрессорных ступеней. Техническая механика. 2019. № 1. С. 57–67. <https://doi.org/10.15407/itm2019.01.053>
10. Соболев И. М., Статников Р. Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981. 110 с.

Получено 25.07.2019,
в окончательном варианте 24.09.2019