

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

**ОСОБЛИВОСТІ ВАРІЮВАННЯ ПРОСТОРОВОЇ ФОРМИ ЛОПАТОК
ПРИ АЕРОДИНАМІЧНОМУ ВДОСКОНАЛЕННІ КОМПРЕСОРІВ
АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ***Інститут технічної механіки**Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: yukv@i.ua; zinevich7385@gmail.com;
bolotova_nataly@yahoo.com*

Робота присвячена розвитку методик аеродинамічного вдосконалення лопаткових вінців осьових компресорів газотурбінних двигунів. Мета роботи – порівняння ефективності застосування двох способів варіювання форми лопаток робочих коліс при аеродинамічному вдосконаленні двоступінчастого вентилятора авіаційного газотурбінного двигуна. Перший спосіб полягає в зміні тільки кутів установки профілів по висоті лопатки, а другий – в зміні кутів установки і геометричних параметрів профілів лопатки. До особливостей використаного підходу до вирішення вказаного завдання можна віднести: формулювання критеріїв якості як середньоінтегральних значень енергетичних характеристик кожного робочого колеса даного вентилятора в робочому діапазоні зміни витрати повітря через колесо; пошук раціональних значень параметрів лопаток робочих коліс шляхом перегляду області незалежних змінних в точках, що належать рівномірно розподіленій послідовності невеликої довжини. Як основний інструмент дослідження застосовується метод чисельного моделювання просторових турбулентних течій газу у міжлопаткових каналах компресорних ступенів на основі повних усереднених рівнянь Нав'є–Стокса, розроблений в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. На основі результатів багатопараметричних розрахунків просторових турбулентних газових течій показано, що на початковому етапі аеродинамічного вдосконалення лопаткових вінців компресорів більш ефективним є варіювання тільки кутів установки профілів лопатки, однак при збільшенні числа елементів використовуваної рівномірно розподіленої послідовності точок в області змінних збільшується можливість знаходження такої точки, в якій істотно покращуються аеродинамічні характеристики профілів лопатки. Отримані результати передбачається використовувати при аеродинамічному вдосконаленні лопаткових вінців компресорів газотурбінних двигунів.

Ключові слова: аеродинамічне вдосконалення, варіювання форми лопатки, чисельне моделювання, енергетичні характеристики.

This work is devoted to the development of procedures for the aerodynamic improvement of gas-turbine engine axial-flow compressor blade rows. The aim of the work is to compare the efficiency of two methods for impeller blade shape variation in the aerodynamic improvement of an aircraft gas-turbine engine two-stage fan. The first method consists only in varying the blade profile angle along the blade height, while the second consists in varying the blade profile angle and geometrical parameters. The features of the approach used in the solution of this problem are as follows: formulating quality criteria as the mean integral values of the power characteristics of each impeller of the fan over the operating range of the air flow rate through the impeller and searching for advisable values of the impeller blade parameters by scanning the independent variable range at points that form a uniformly distributed sequence of small length. The basic tool is a numerical method developed at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, which simulates 3D turbulent gas flows in the compressor stage blade channels using the complete averaged Navier–Stokes equations. The results of multiparameter calculations of 3D turbulent gas flows show that at the initial stage of the aerodynamic improvement of compressor blade rows varying the blade profile angle alone is more efficient; however, increasing the number of elements of the uniformly distributed sequence of points in the variable range increases the possibility of finding a point at which the blade profile aerodynamic characteristics significantly improve. The results obtained are expected to be used in the aerodynamic improvement of gas-turbine engine compressor blade rows.

Keywords: aerodynamic improvement, blade shape variation, numerical simulation, power characteristics.

Аеродинамічна оптимізація лопаток компресорів на основі чисельного моделювання просторових турбулентних течій газу є потужним інструментом для вдосконалення компресорів, але пов'язана з подоланням наступних основних труднощів [1].

1. Використання методу чисельного моделювання на основі повних тривимірних рівнянь Нав'є–Стокса призводить до того, що час обчислення одного режиму течії по витраті повітря в компресорі стає дуже великим, і витрати часу на оптимізацію стають неприйнятними для практики. Для обходу цієї

трудності можуть використовуватися розрахункові сітки з порівняно невеликим числом вузлів, що дозволяють проте зберегти чутливість результатів розрахунків до зміни геометричних параметрів лопаток компресорів [2].

2. Результати оптимізації залежать від застосовуваного алгоритму оптимізації. В більшості випадків простір параметрів відповідає багатоекстремальному завданню, і для визначення глобального оптимуму необхідно використовувати алгоритми зондування всієї області параметрів. Для цієї мети нині використовуються рівномірно розподілені послідовності точок в області параметрів [3], що дозволяють досить ефективно робити вказане зондування.

3. Складним завданням є опис і варіювання просторової форми лопаток з використанням невеликого числа параметрів. Якщо задавати геометричні параметри, що безпосередньо описують тривимірну форму лопатки, число цих параметрів прагне до дуже великої величини. При цьому в процесі оптимізації можуть розглядатися багато випадків, які є аеродинамічно неприйнятними. Ці чинники збільшують час оптимізації, і основною вимогою тут є зменшення числа проєктних параметрів. В процесі вирішення цієї задачі застосовуються різні сплайн-апроксимації і інші підходи до опису форми профілів лопаток [4 – 10]. Нині не існує загальноприйнятого підходу до вибору раціонального способу варіювання форми лопаток при аеродинамічній оптимізації компресорів, і це питання продовжує залишатися актуальним.

Мета роботи – порівняння ефективності застосування двох способів варіювання форми лопаток робочих коліс при аеродинамічному вдосконаленні двоступінчастого вентилятора авіаційного газотурбінного двигуна. Перший спосіб полягає в зміні тільки кутів установки профілів по висоті лопатки, а другий – в зміні кутів установки і геометричних параметрів профілів лопатки.

Для чисельних досліджень вибрано двоступінчастий вентилятор, результати аеродинамічного вдосконалення якого при варіюванні кутів установки профілів лопаток на основі 3 незалежних змінних для кожного робочого колеса приведені в [11].

У цій роботі застосовано методику варіювання як кутів установки, так і форми профілів компресорної лопатки на основі 12 незалежних змінних [12].

Згідно [12], кожен профіль з сукупності профілів в перерізах лопатки описується наступним набором чисел і функцій:

- величиною кута установки β ;
- функцією $y(x)$ ($0 \leq x \leq 1$, $y(0)=y(1)=0$), що задає у безрозмірному вигляді середню лінію профілю, характерним масштабом є довжина хорди профілю l ;
- функцією $\delta(x)$ ($0 \leq x \leq 1$), що задає у безрозмірному вигляді товщину профілю (характерний масштаб – l);
- довжиною хорди профілю l .

Для варіювання геометричної форми профілю використовуються чотири параметри (далі зірочкою відмічено значення величин і функцій після варіювання)

$$\beta^* = \beta + \tilde{\beta}, \quad (1)$$

$$y^*(x) = y(x)(1 + \xi), \quad 0 \leq x \leq 1, \quad (2)$$

$$\begin{cases} y^* = y(x) \\ x^* = \alpha(x-1)x + x \end{cases}, \quad 0 \leq x \leq 1, \quad (3)$$

$$l^* = l(1 + \gamma), \quad (4)$$

$$\delta^*(x) = \delta(x) \left(\frac{1}{1 + \gamma} \right)^2, \quad 0 \leq x \leq 1, \quad (5)$$

де $\tilde{\beta}$ – параметр, що задає зміну кута установки профілю; ξ – параметр, що визначає розтягування графіку функції $y(x)$ уздовж осі y ; α – параметр, що використовується для "деформації" графіку функції $y(x)$ уздовж осі x ; γ – параметр, що визначає зміну довжини хорди профілю.

Співвідношення (1) – (5) застосовуються для кожного профілю з наявної сукупності профілів в перетинах лопатки.

При проведенні обчислень величини $\tilde{\beta}$, ξ , α і γ задавалися в трьох перерізах лопатки, що відповідають радіусу втулки, середньому радіусу і радіусу периферії проточної частини вінця, тобто при оптимізації використовувалося 12 незалежних змінних. Значення вказаних параметрів обчислювалися за формулами

$$\tilde{\beta}_h = 2\tilde{\beta}_{\max}(x_1 - 0,5), \quad \tilde{\beta}_m = 2\tilde{\beta}_{\max}(x_2 - 0,5), \quad \tilde{\beta}_t = 2\tilde{\beta}_{\max}(x_3 - 0,5),$$

$$\xi_h = 2\xi_{\max}(x_4 - 0,5), \quad \xi_m = 2\xi_{\max}(x_5 - 0,5), \quad \xi_t = 2\xi_{\max}(x_6 - 0,5),$$

$$\alpha_h = 2\alpha_{\max}(x_7 - 0,5), \quad \alpha_m = 2\alpha_{\max}(x_8 - 0,5), \quad \alpha_t = 2\alpha_{\max}(x_9 - 0,5),$$

$$\gamma_h = 2\gamma_{\max}(x_{10} - 0,5), \quad \gamma_m = 2\gamma_{\max}(x_{11} - 0,5), \quad \gamma_t = 2\gamma_{\max}(x_{12} - 0,5),$$

де індексами h , m і t відмічено величини відповідно у втулковому, середньому і периферійному перерізах лопатки; індексом $\max$ позначено максимальні по модулю значення параметрів; $(x_1, x_2, \dots, x_{12})$ – координати точки рівномірно розподіленої послідовності в одиничному кубі, які розраховувалися відповідно до методу, описаному в [3]. Слід зазначити, що при використанні методу [3] перші три координати x_1 , x_2 і x_3 кожної точки рівномірно розподіленої послідовності не змінюють своїх значень при переході від 3 до 12 незалежних змінних.

Максимальні значення параметрів були прийняті наступними: $\tilde{\beta}_{\max} = 4^\circ$; $\xi_{\max} = 0,3$; $\alpha_{\max} = 0,4$; $\gamma_{\max} = 0,25$. У проміжних перерізах лопатки величини $\tilde{\beta}$, ξ , α і γ визначалися з використанням залежностей, що забезпечують гладку монотонну інтерполяцію значень цих параметрів.

Підкреслимо, що в роботі [11] при аеродинамічному вдосконаленні даного двоступінчастого вентилятора було використано тільки співвідношення (1).

У цій роботі для варіювання форми лопаток кожного робочого колеса вентилятора застосовано всі співвідношення (1) – (5). Так само, як і в [11], чисельне моделювання просторового турбулентного потоку в робочих коле-

сах виконувалося на основі методу, розробленого в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Критеріями якості вважалися середньоінтегральні (за витратою повітря) значення енергетичних характеристик кожного робочого колеса – адіабатичного ККД $\eta_{p.k.}^*$ і ступеня стиску повітря $\hat{p}_{p.k.}^*$. Розглянуто варіанти геометричної форми лопаток робочих коліс вентилятора, що відповідають 16 точкам рівномірно розподіленої послідовності в одиничному кубі.

Результати розрахунків для першого робочого колеса досліджуваного вентилятора приведено в таблиці 1, для другого – в таблиці 2. Показано процентні зміни ступеня стиску повітря $\hat{p}_{p.k.}^*$ і адіабатичного ККД $\eta_{p.k.}^*$ для робочого колеса в порівнянні із значеннями цих величин при вихідній формі лопаток (точка № 1). Для всіх точок, починаючи з другої, у верхньому рядку приведено дані, отримані при використанні 3 незалежних змінних в роботі [11], а в нижньому рядку – отримані в цій роботі при використанні 12 змінних.

Розгляд результатів, приведених в таблицях 1 і 2, показує, що зміна геометричних параметрів профілів поряд із зміною кутів установки профілів по висоті лопатки не дозволяє помітно поліпшити енергетичні характеристики робочих коліс досліджуваного вентилятора в порівнянні з випадком зміни лише кутів установки профілів. Це може бути слідством використання апробованих (і часто взятих з атласів) профілів лопаток розробниками сучасних компресорів для авіаційних газотурбінних двигунів.

Описані вище результати відносяться до використання порівняно короткої (що складається з 16 елементів) рівномірно розподіленої послідовності точок в одиничному гіперкубі. При більшому числі елементів послідовності збільшується можливість знаходження такого поєднання значень незалежних змінних, при якому істотно покращуються аеродинамічні характеристики профілів лопатки. Так, в роботі [12] при аеродинамічній оптимізації просторової форми лопатки робочого колеса Rotor-37 у точці номер 28 з координатами (0,219; 0,844; 0,219; 0,531; 0,906; 0,469; 0,906; 0,719; 0,156; 0,781; 0,781; 0,219) за рахунок зміни форми профілів була досягнута величина $\hat{p}_{p.k.}^*$, що перевищує значення даної характеристики для колеса з вихідною формою лопатки на 7,6 %. Подібний результат не є універсальним. Спроба використання вказаного набору незалежних змінних для аеродинамічного вдосконалення робочих коліс досліджуваного двоступінчастого вентилятора показала, що при значному зростанні величини $\hat{p}_{p.k.}^*$ кожного робочого колеса обидва вони мають при цьому низький запас газодинамічної стійкості. Це пояснюється різними режимами течії газу в міжлопаткових каналах робочого колеса Rotor-37 і робочих коліс вентилятора.

Для порівняння на рис. 1 показано ізолінії чисел Маха потоку на виході з міжлопаткового каналу робочого колеса Rotor-37 при витраті повітря, відповідній початку зриву роботи колеса, на рис. 2 приведено аналогічні результати для робочого колеса номер 2 досліджуваного вентилятора. На рисунках позиціями 1 і 2 позначено відповідно поверхні тиску і розрідження лопаток, а позиціями 3 і 4 – втулкові і периферійні частини робочих коліс.

Таблиця 1

Номер точки	x_1	x_2	x_3	$D\hat{h}_{p.k.}^*$ %	$D\hat{p}_{p.k.}^*$ %
1	0,500	0,500	0,500	0,0	0,0
2	0,250	0,750	0,250	-0,9	0,9
	12 змінних			-2,4	1,8
3	0,750	0,250	0,750	0,1	-0,8
	12 змінних			-0,3	-2,3
4	0,125	0,625	0,875	0,0	1,8
	12 змінних			0,3	1,8
5	0,625	0,125	0,375	0,7	-2,1
	12 змінних			-2,1	-4,7
6	0,375	0,375	0,625	0,3	-0,3
	12 змінних			-1,7	-0,6
7	0,875	0,875	0,125	-3,6	0,6
	12 змінних			-7,3	1,8
8	0,063	0,938	0,688	-2,1	2,4
	12 змінних			-5,9	-1,6
9	0,563	0,438	0,188	-0,5	-1,0
	12 змінних			-0,3	-1,0
10	0,313	0,188	0,938	1,1	-0,6
	12 змінних			-3,9	-0,1
11	0,813	0,688	0,438	-2,5	0,3
	12 змінних			0,3	-0,1
12	0,188	0,313	0,313	1,0	-1,1
	12 змінних			0,9	-1,4
13	0,688	0,813	0,813	-3,7	1,2
	12 змінних			-9,4	-2,5
14	0,438	0,563	0,063	-0,5	-0,4
	12 змінних			0,1	-0,3
15	0,938	0,063	0,563	0,1	-2,0
	12 змінних			-1,0	-0,2
16	0,031	0,531	0,406	0,7	0,2
	12 змінних			-1,6	-1,5

Таблиця 2

Номер точки	x_1	x_2	x_3	$D\hat{h}_{p.k.}^*,$ %	$D\hat{p}_{p.k.}^*,$ %
1	0,500	0,500	0,500	0,0	0,0
2	0,250	0,750	0,250	-0,7	0,9
	12 змінних			-3,4	2,0
3	0,750	0,250	0,750	0,2	-1,0
	12 змінних			0,8	-2,4
4	0,125	0,625	0,875	-0,1	1,8
	12 змінних			-0,1	2,0
5	0,625	0,125	0,375	0,7	-2,4
	12 змінних			-1,1	-4,5
6	0,375	0,375	0,625	0,6	-0,4
	12 змінних			1,3	-0,6
7	0,875	0,875	0,125	-2,5	0,9
	12 змінних			-6,9	2,2
8	0,063	0,938	0,688	-1,7	2,6
	12 змінних			-2,3	-0,5
9	0,563	0,438	0,188	-0,2	-1,0
	12 змінних			-0,8	-0,6
10	0,313	0,188	0,938	1,0	-0,9
	12 змінних			0,9	0,7
11	0,813	0,688	0,438	-1,7	0,5
	12 змінних			0,2	0,0
12	0,188	0,313	0,313	0,9	-1,3
	12 змінних			-0,9	-0,8
13	0,688	0,813	0,813	-2,3	1,8
	12 змінних			-3,5	-0,7
14	0,438	0,563	0,063	-0,2	-0,4
	12 змінних			0,3	0,1
15	0,938	0,063	0,563	0,1	-2,5
	12 змінних			-1,8	-0,7
16	0,031	0,531	0,406	0,6	0,3
	12 змінних			0,2	-4,2

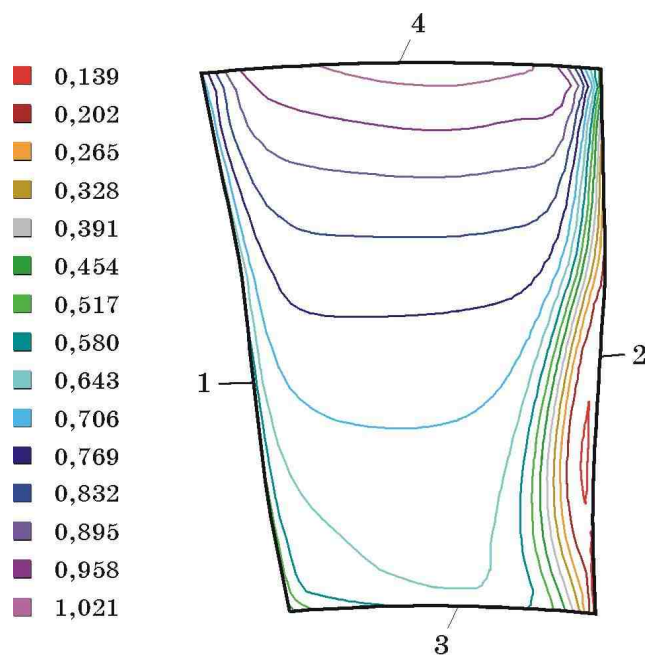


Рис. 1

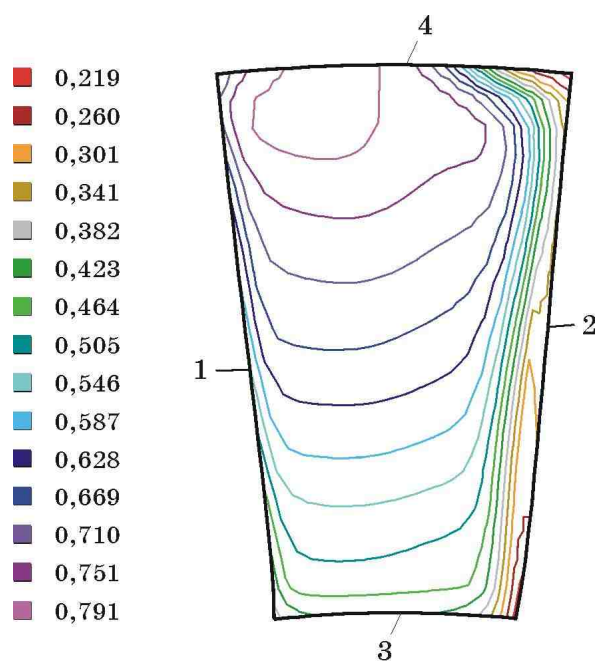


Рис. 2

Висновки. На основі багатопараметричних розрахунків просторових турбулентних газових течій проведено порівняння ефективності застосування двох способів варіювання форми лопаток при аеродинамічному вдосконаленні лопаткових вінців авіаційних газотурбінних двигунів. Перший спосіб полягає в зміні тільки кутів установки профілів по висоті лопатки, а другий – в зміні кутів установки і геометричних параметрів профілів лопатки. Показано, що на початковому етапі аеродинамічного вдосконалення більш ефективним є варіювання тільки кутів установки профілів лопатки.

Отримані результати передбачається використовувати при аеродинамічному вдосконаленні лопаткових вінців компресорів газотурбінних двигунів.

1. 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, Louisiana, USA, June 4–7, 2001). New Orleans (USA), 2001. 9 p. <https://doi.org/10.1115/2001-GT-0358>
2. Крайко А. А. Разработка эффективных прямых методов в задачах построения оптимальных аэродинамических форм. Модели и методы аэродинамики. Девятая международная школа-семинар: сб. докладов и тезисов. (Евпатория, Украина, 4–13 июня, 2009). М.: МЦНМО, 2009. С. 109–110.
3. Соболев И. М., Статников Р. Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981. 110 с.
4. Rongye Zheng, Jianhua Xiang, Jinju Sun. Blade geometry optimization for axial flow compressor. Proc. of ASME TURBO EXPO 2010. (Glasgow, UK, June 14–18, 2010). Glasgow (UK), 2010. 12 p.
5. Xu C., Amano R. S. A turbine airfoil aerodynamic design process. Proc. of ASME TURBO EXPO 2001. (New Orleans, Louisiana, USA, June 4–7, 2001). New Orleans (USA), 2001. 10 p.
6. Мелашин С. В. Способ параметрического описания профилей компрессорных решеток. Техническая механика. 2012. № 2. С. 77–82.
7. Jinxin Cheng, Zhaohui Dong, Shengfeng Zhao, Hang Xiang. Research on Aerodynamic Optimization Method of Multistage Axial Compressor under Multiple Working Conditions Based on Phased Parameterization Strategy. Mathematical Problems in Engineering. 2021. URL: <https://www.hindawi.com/journals/mpe/2021/5518507/> (Last accessed: 19.05.2022). <https://doi.org/10.1155/2021/5518507>
8. Schnoes M., Voß C., Nicke E. Design optimization of a multi-stage axial compressor using throughflow and a database of optimal airfoils. J. Glob. Power Propuls. Soc. 2018. Vol. 2. P. 516–528. <https://doi.org/10.22261/JGPPS.W5N91I>
9. Шелковский М. Ю. Аэродинамическое совершенствование осевого десятиступенчатого компрессора стационарного ГТД. Авиационно-космическая техника и технология. 2014. № 9. С. 27–32.
10. Матвеев В. Н., Батулин О. В., Попов Г. М. Улучшение характеристик многоступенчатого компрессора за счет использования методов оптимизации. Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 8. С. 103–107.
11. Кваша Ю. О., Зиневич Н. А. Аеродинамічне вдосконалення вентилятора авіаційного газотурбінного двигуна. Технічна механіка. 2021. № 3. С. 23–29. <https://doi.org/10.15407/itm2021.03.023>
12. Кваша Ю. А., Зиневич Н. А. Аэродинамическая оптимизация пространственной формы лопатки рабочего колеса сверхзвуковой компрессорной ступени. Техническая механика. 2016. № 3. С. 35–42.

Отримано 23.05.2022
в остаточному варіанті 20.06.2022