

ОСОБЛИВОСТІ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ ПРОСТОРОВОЇ ФОРМИ ЛОПАТОК ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРІВ

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*

У роботі розглянуто питання вибору раціональних способів аеродинамічного вдосконалення лопаткових вінців високонавантажених осьових компресорних ступенів газотурбінних двигунів. Оцінено можливості підходу до аеродинамічної оптимізації лопаткових вінців компресорів, розробленого в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Основними елементами підходу є: чисельне моделювання просторової течії в лопатковому вінці на основі повних осереднених рівнянь Нав'є–Стокса й двопараметричної моделі турбулентності; застосування досить “грубих” розрахункових сіток, що зберігають, однак, чутливість результатів розрахунку до зміни форми лопатки; формулювання критеріїв якості як осереднених по витраті повітря величин аеродинамічних характеристик лопаткових вінців; пошук оптимальної просторової форми лопатки з використанням точок рівномірно розподілених послідовностей у просторі змінних; застосування простого способу варіювання профілів лопатки колеса зі збереженням аеродинамічно прийнятної форми профілів в процесі оптимізації. Ціль роботи – виділення особливостей, що проявляються при застосуванні вказаного підходу, і оцінка можливості зменшення витрат часу на оптимізацію на основі врахування цих особливостей. Використано числові дані, що одержані раніше при аеродинамічній оптимізації лопаток робочого колеса компресора. Проведено інформаційно-аналітичну оцінку вказаних даних. Показано, що при оптимізації досягається поліпшення аеродинамічних характеристик решіток профілів, що відповідають як втулковій і середній, так і периферійній області проточної частини лопаткового вінця. Також зберігається аеродинамічно прийнятна форма профілів лопатки при їх варіюванні в процесі оптимізації. Отримані результати дозволяють вважати доцільним використання невеликих наборів заздалегідь оптимізованих плоских решіток профілів для скорочення витрат часу при побудові оптимізованої просторової форми компресорної лопатки.

Ключові слова: аеродинамічна оптимізація, робоче колесо компресорного ступеня, решітка профілів, енергетичні характеристики.

This paper is concerned with the choice of rational methods for the aerodynamic improvement of blade rows of gas-turbine engines' highly loaded axial-flow compressor stages. The paper presents an assessment of capabilities of an approach to the aerodynamic optimization of compressor blade rows developed at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine. Its major constituents are a numerical simulation of a 3D blade row flow based on the complete averaged Navier–Stokes and a two-parameter turbulence model; the use of sufficiently “coarse” computational grids, for which, however, the computed results are sensitive to blade shape variation; the formulation of quality criteria as aerodynamic characteristics of blade rows averaged over the airflow rate; a search for an optimum spatial blade shape using the points of sequences evenly distributed in the space of variables; and a simple method of blade shape variation for which the blade shape remains aerodynamically acceptable in the optimization process. The goal of the work is to identify the features that manifest themselves in that approach and assess the possibility of optimization time reduction by accounting for them. Use was made of numerical data obtained earlier in the aerodynamic stabilization of compressor impeller blades. An information-analytical assessment of the data is presented. It is shown that the optimization improves the aerodynamic characteristics of cascades for the hub, the middle, and the peripheral region of the blade row channel. Varying the blade shape in the course of the optimization process keeps it aerodynamically acceptable too. The results obtained show the advisability of using small sets of pre-optimized 2D cascades in 3D compressor blade shaping to reduce the optimization time.

Keywords: aerodynamic optimization, compressor stage impeller, cascade, power characteristics.

Сучасні підходи до аеродинамічної оптимізації лопаток турбомашин в цілому базуються на чисельному моделюванні просторової турбулентної течії газу і безперервно удосконалюються. Це пов'язано з необхідністю подолання основних труднощів [1], що виникають при оптимізації, до яких відносяться: великий час обчислення одного режиму течії в турбомашині; залежність результатів від використовуваного алгоритму оптимізації (в більшості випадків простір параметрів відповідає багатоекстремальній задачі); необхідність опису складної просторової форми лопаток з використанням невеликого числа параметрів. Відповідно до вказаних обставин розвиток методів аеродинамічної оптимізації турбомашин відбувається в основному у таких напрямках: побудова “поверхонь відгуку” [2, 3] на основі результатів невеликих серій розрахунків значень цільової функції; застосування методів глобального зондування області параметрів, що варіюються, і методів градієнтного пошуку [4 – 6]; вживання сплайн-апроксимацій різного виду та інших способів опису і аеродинамічного вдосконалення форми профілів лопаток [7 – 16].

З врахуванням тенденцій, які описані в сучасних літературних джерелах, в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ і ДКАУ) сформульовано загальний підхід до аеродинамічної оптимізації лопаток компресорів на основі чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій, який включає такі елементи.

1. Чисельне моделювання просторового турбулентного потоку в міжлопаткових каналах компресорів проводиться на основі методу [17], розробленого в ІТМ НАНУ і ДКАУ. У цьому методі вихідними рівняннями математичної моделі течії є повні усереднені рівняння Нав'є–Стокса і рівняння $(k - \varepsilon)$ -моделі турбулентності.

2. В процесі оптимізації при чисельному моделюванні використовуються заздалегідь вибрані досить “грубі” розрахункові сітки, що зберігають, проте, чутливість розрахункових значень параметрів потоку до зміни геометричних параметрів лопаткового вінця [18].

3. При формулюванні критеріїв якості прийнято, що такими критеріями є усереднені по витраті повітря величини аеродинамічних характеристик лопаткового вінця [18].

4. Пошук оптимальних геометричних параметрів лопаткового вінця полягає в систематичному перегляді багатовимірної області параметрів, при цьому використовуються точки рівномірно розподілених послідовностей в просторі параметрів [19].

5. Варіювання просторової форми лопатки здійснюється таким чином.

При описі форми лопаток компресорів використовуються набори даних, відповідні різним перерізам лопатки. У кожному перерізі профіль лопатки визначається двома залежностями:

- функцією $y(x)$ ($0 \leq x \leq 1$, $y(0)=y(1)=0$), що задає в безрозмірному вигляді середню лінію профілю;

- функцією $d(x)$ ($0 \leq x \leq 1$), що задає у безрозмірному вигляді товщину профілю.

Характерним масштабом є довжина хорди профілю l .

Представлення форми профілю лопатки у вигляді табличних значень функцій $y(x)$ і $d(x)$ може бути отримано з вихідного набору координат повер-

хонь тиску і розрідження профілю на основі стандартних процедур інтерполяції даних.

Найбільш простим способом варіювання профілю є зміна його кута установки β (тут і далі зірочкою відмічено нові значення величин і функцій після варіювання)

$$\beta^* = \beta + \Delta\beta, \quad (1)$$

де $\Delta\beta$ – параметр, що задає зміну кута установки профілю.

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

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

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

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

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

де ξ – параметр, що визначає розтягування графіку функції $y(x)$ уздовж осі y ; α – параметр, використовуваний для "деформації" графіку функції $y(x)$ уздовж осі x ; γ – параметр, що визначає зміну довжини хорди профілю.

Застосування виразу (5) дозволяє в першому наближенні врахувати вимоги до міцності лопатки шляхом збереження площі профілю незмінною при варіюванні його довжини.

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

Вказаний підхід використано, наприклад, у [20, 21] при аеродинамічній оптимізації компресорних вінців.

Ціль даної роботи – виділення особливостей, що проявляються при застосуванні описаного підходу, і оцінка можливості зменшення витрат часу на оптимізацію на основі врахування цих особливостей.

У роботі [20] було досліджено робоче колесо Rotor-37 надзвукового компресорного ступеня, спроектованого та випробуваного в США у Дослідницькому центрі ім. Льюїса (NASA Lewis Research Center) [22]. Показано, що може бути обрано такий варіант форми лопатки (точка номер 28 у просторі параметрів [20]), при якому, як показують розрахунки на докладній сітці (що містить $30 \times 40 \times 80$ вузлів), максимальне значення ККД колеса збільшується на 0,9 % порівняно з його величиною при вихідній формі лопатки. При цьому суттєво (на 8,1 %) підвищується ступінь стиску повітря у колесі при витраті повітря, що відповідає максимуму ККД.

Розглянемо більш детально результати розрахунків, що були отримані при аеродинамічній оптимізації робочого колеса Rotor-37.

Задамо в проточній частині колеса три співвісні циліндричні поверхні, кожна з яких – поверхня рівного радіусу. Нехай поверхня № 1 перетинає лопатки робочого колеса на 20 % їхньої висоти (на виході з колеса), поверхня

№ 2 – на 50 % та поверхні № 3 – на 80 % висоти лопаток. Розгортка на площину кожної такої поверхні дозволяє сформувати решітку профілів, утворену перерізами лопаток. При цьому параметри потоку газу на цій поверхні (за відсутності розвинених вторинних течій у міжлопаткових каналах колеса) практично повністю визначаються геометричними параметрами відповідної решітки профілів. Надалі будемо використовувати для позначення решіток профілів ті ж номери, що і для поверхонь, що їх формують (1, 2 і 3).

На рис. 1 – 3 показано залежності ступеня стиску повітря в робочому колесі $\pi_{p,к.}^*$ та адіабатичного ККД $\eta_{p,к.}^*$ від статичного тиску в точках поверхні № 1 (рис. 1), № 2 (рис. 2) та № 3 (рис. 3) на виході з колеса. Ці залежності фактично є енергетичними характеристиками решіток № 1, № 2 і № 3 (профілі кожної зазначеної решітки різні при вихідній і оптимізованій формі лопатки). Вказані енергетичні характеристики обумовлені обертанням робочого колеса. Позицією 1 позначено залежності, отримані при вихідній формі лопатки колеса, позицією 2 – при оптимізованій формі лопатки.

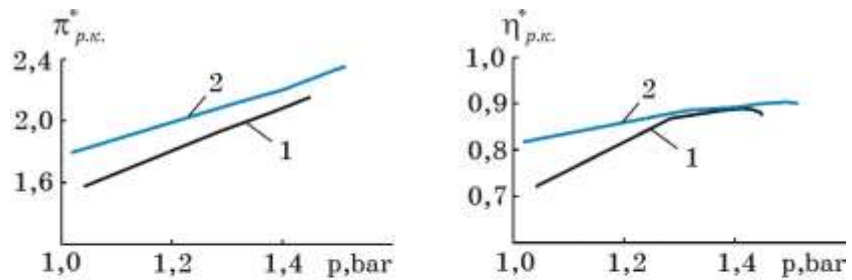


Рис. 1

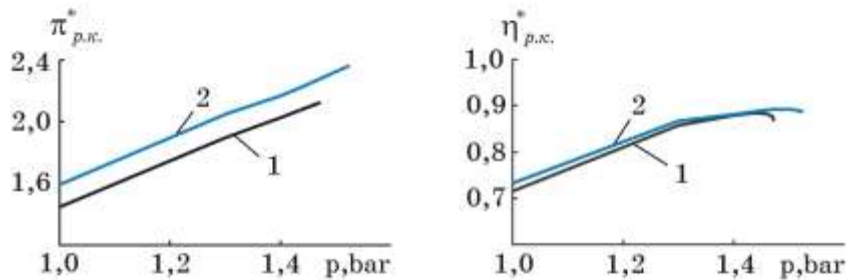


Рис. 2

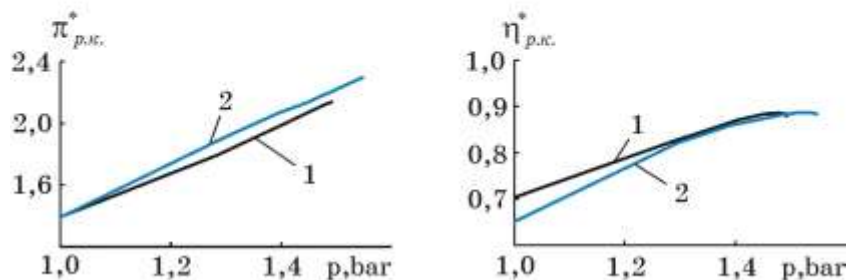


Рис. 3

Розгляд залежностей, наведених на рис. 1, показує, що при переході від вихідної до оптимізованої форми лопатки максимальне значення адіабатичного ККД у точках поверхні № 1 на виході з робочого колеса збільшується на 1,6 %, а ступінь стиску повітря в колесі на режимі максимального ККД зростає на 10,5 %.

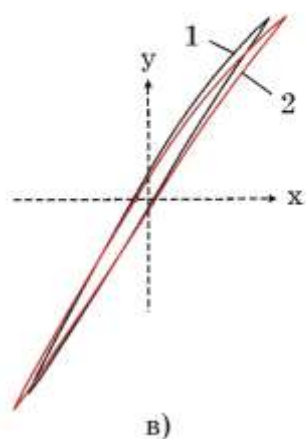
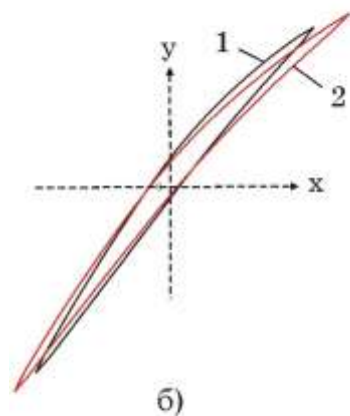
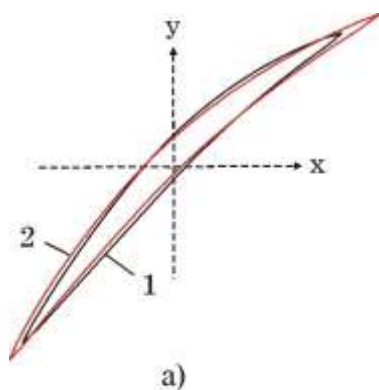


Рис. 4

Аналогічні залежності, наведені на рис. 2 і 3, показують, що при переході від вихідної до оптимізованої форми лопатки колеса максимальне значення адіабатичного ККД у точках поверхонь № 2 і № 3 на виході з колеса збільшується відповідно на 1 % та на 0,1 %, а ступінь стиску повітря на режимі максимального ККД – на 10,9 % та на 6,4 %.

Представлені результати свідчать, що в розглянутому випадку аеродинамічної оптимізації досягнуто поліпшення енергетичних характеристик робочого колеса компресорного ступеня за рахунок поліпшення характеристик всіх трьох решіток профілів, що визначають параметри течії по висоті лопаток на виході з колеса.

Рис. 4 ілюструє зміну форми профілів решіток № 1, № 2 і № 3 у процесі аеродинамічної оптимізації лопатки робочого колеса. Тут x – вісь решітки, y – напрямок фронту решітки. Позицією 1 позначено профілі, відповідні вихідній формі лопатки колеса, позицією 2 – оптимізованій формі лопатки. Після проведення оптимізації спостерігається збільшення кута установки та довжини хорди профілю решітки № 1 (рис. 4, а)), такі ж зміни мають місце для профілю решітки № 2 (рис. 4, б)) та профілю решітки № 3 (рис. 4, в)). Помітно також деяке збільшення S-образності профілю решітки № 3.

Візуально простежити зміну структури потоку при оптимізації форми лопатки робочого колеса досить складно, але в деяких областях течії це можливо. Для прикладу на рис. 5 показано картину чисел Маха в площині розгортки поверхні № 1 поблизу виходу з колеса. Тут позицією 1 позначено сторону тиску лопатки, позицією 2 – сторону розрідження. Напрямок течії газу – зліва направо. Спостерігається зникнення відриву потоку на стороні розрідження лопатки при переході від вихідної (рис. 5, а)) до оптимізованої (рис. 5, б)) форми лопатки.

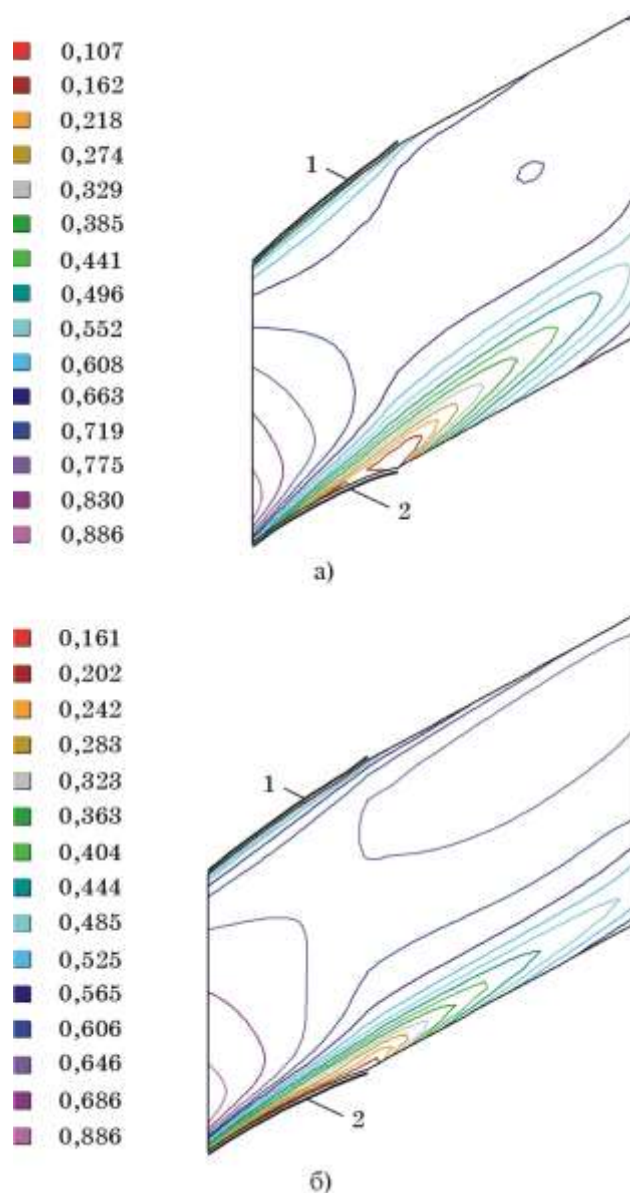


Рис. 5

Висновки. На основі докладного розгляду наявних результатів аеродинамічної оптимізації лопаток робочого колеса компресора виділено такі особливості, що проявляються при використанні підходу до оптимізації лопаткових вінців, розробленого в ІТМ НАНУ і ДКАУ.

1. В результаті оптимізації досягається поліпшення аеродинамічних характеристик решіток профілів, що відповідають як втулковій і середній, так і периферійній області проточної частини лопаткового вінця. У вказаних областях ступінь стиску повітря в робочому колесі підвищується на величину від 6,4 % до 10,9 %, а адіабатичний ККД – від 0,1 % до 1,6 %.

2. При варіюванні профілів лопатки в процесі оптимізації зберігається аеродинамічно прийнятна форма профілів.

Отримані результати дозволяють вважати доцільним використання невеликих наборів заздалегідь оптимізованих плоских решіток профілів для ско-

рочення витрат часу при побудові оптимізованої просторової форми компресорної лопатки.

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. Chan-Sol Ahn, Kwang-Yong Kim. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor. Proc. of ASME TURBO EXPO 2002. (Amsterdam, The Netherlands, June 3–6, 2002). Amsterdam (The Netherlands), 2002. 7 p.
3. 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, UK, June 14–18, 2010). Glasgow (UK), 2010. 14 p.
4. Еришов 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., Узрюмова 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, Xiquan Huang, Hu Wu. Multi-row inverse method based on the adjoint optimization. Proc. of ASME TURBO EXPO 2011. (Vancouver, British Columbia, Canada, June 6–10, 2011). Vancouver, British Columbia (Canada), 2011. 11 p.
7. 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.
8. 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.
9. Мелашич С. В. Способ параметрического описания профилей компрессорных решеток. Техническая механика. 2012. № 2. С. 77–82.
10. 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: 17.05.2026). <https://doi.org/10.1155/2021/5518507>
11. 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>
12. Шелковский М. Ю. Аэродинамическое совершенствование осевого десятиступенчатого компрессора стационарного ГТД. Авиационно-космическая техника и технология. 2014. № 9. С. 27–32.
13. 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.
14. Борисенко В. Д., Устенко С. А., Устенко И. В., Кузьма К. Т. Геометричне моделювання профілю лопатки осевого компресора S-подібної форми. Прикладні питання математичного моделювання. 2020. Т. 3, № 2.2. С. 24–34.
15. Suder K. L. NASA's Role in Gas Turbine Technology Development: Accelerating Technical Progress via Collaboration between Academia, Industry, and Government Agencies. Proc. of ASME TURBO EXPO 2019. (Phoenix, Arizona, USA, June 17–21, 2019). Phoenix (USA), 2019. 29 p. <https://doi.org/10.1115/GT2019-91539>
16. Дуленов А. А., Балаласєв А. В. Моделювання течії у ступені вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна з надроторним пристроєм. Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2024. № 4 спецвыпуск 2 (198). С. 5–11. <https://doi.org/10.32620/akt.2024.4sup2.01>
17. Кваша Ю. А. Расчет пространственного турбулентного потока в межлопаточных каналах сверхзвуковых компрессорных ступеней. Техническая механика. 1999. № 1. С. 9–13.
18. 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.
19. Соболев 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. Аэродинамическая оптимизация пространственной формы лопатки рабочего колеса сверхзвуковой компрессорной ступени. Техническая механика. 2016. № 3. С. 35–42.
21. Кваша Ю. О., Зиневич Н. А., Петрушенко Н. В. Особливості варіювання просторової форми лопаток при аеродинамічному вдосконаленні компресорів авіаційних газотурбінних двигунів. Технічна механіка. 2022. № 2. С. 17–24. <https://doi.org/10.15407/itm2022.02.017>
22. 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.

Стаття надійшла до редакції 04.05.2026;
прийнято до друку після рецензування 17.06.2026;
дата публікації 02.07.2026.