

УДК 533.697:621.51

doi: 10.32620/akt.2025.4sup1.05

Н. А. ЗІНЕВИЧ

*Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна*

МЕТОДИКА АЕРОДИНАМІЧНОГО ВДОСКОНАЛЕННЯ ОСЬОВИХ І ВІДЦЕНТРОВИХ КОМПРЕСОРНИХ СТУПЕНІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Розвиток підходів до аеродинамічного вдосконалення компресорних ступенів газотурбінних двигунів на основі чисельного моделювання тривимірних турбулентних газових течій, як і раніше, є актуальною задачею, яка має важливе значення для проектування та оптимізації компресорів авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД). **Предметом** дослідження є аеродинамічні процеси обтікання лопаток осьових ступенів і лопатей відцентрових коліс компресорів ГТД. **Метою** роботи є розгляд основних елементів і прикладів застосування методики аеродинамічного вдосконалення осьових і відцентрових компресорних ступенів газотурбінних двигунів. **Завдання** дослідження: перевірка працездатності запропонованої економічної методики при аеродинамічному вдосконаленні лопаткових віncів осьових компресорів та лопатей відцентрових компресорних ступенів. **Методи** розв'язання задач: методи математичного моделювання й обчислювальної гідродинаміки. Отримано наступні **результати**. Наведено основні елементи методики аеродинамічного вдосконалення осьових і відцентрових компресорних ступенів газотурбінних двигунів на основі чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій, яка має такі головні особливості: застосування відносно "грубих" розрахункових сіток, що зберігають, проте, чутливість результатів розрахунку до зміни форми лопаток; пошук оптимальних геометричних параметрів лопаток із використанням точок рівномірно розподілених послідовностей у просторі змінних; формулювання критеріїв якості як осереднених за витратою повітря величин енергетичних характеристик робочих коліс (ступеня стиснення повітря й адіабатичного ККД). Перевірено працездатність запропонованої методики при аеродинамічному вдосконаленні високонавантаженого робочого колеса Rotor-37 надзвукового компресорного ступеня, напрямних апаратів Stage 37 надзвукових компресорних ступенів, робочих коліс та входних напрямних апаратів відцентрових компресорних ступенів. **Висновки:** запропонована методика дозволила зменшити обчислювальні витрати при аеродинамічному вдосконаленні лопаткових віncів осьових компресорів та лопатей відцентрових компресорних ступенів і підвищити ефективність компресорів газотурбінних двигунів. Отримані результати можуть бути використані при аеродинамічній оптимізації осьових і відцентрових компресорних ступенів авіаційних газотурбінних двигунів.

Ключові слова: газотурбінний двигун; осьові компресорні ступені; відцентрові компресорні ступені; енергетичні характеристики; аеродинамічне вдосконалення; рівномірно розподілені послідовності.

Вступ

Підходи до аеродинамічної оптимізації лопаток турбомашин на основі чисельного моделювання турбулентних течій газу безперервно вдосконалюються. Це пов'язано з необхідністю подолання наступних основних труднощів, що виникають при оптимізації, а саме: великого часу обчислення одного режиму течії в досліджуваному елементі турбомашини; залежності результатів від використовуваного алгоритму оптимізації (у більшості випадків простір параметрів відповідає багатоекстремальній задачі); необхідності опису складної просторової форми лопаток з використанням невеликого числа параметрів. Відповідно до зазначених обставин розвиток методів аеродинамічної оптимізації турбомашин відбувається в основному за такими напрямками, як побудова поверхонь відгуку [1, 2] на основі

результатів невеликих серій розрахунків значень цільової функції; використання генетичного алгоритму та методів градієнтного пошуку [3 – 9]; застосування сплайн-апроксимацій різного виду [10 – 12] для опису форми профілів лопаток.

При цьому дослідження, спрямовані на розвиток методів аеродинамічної оптимізації компресорів і турбін, продовжують залишатися актуальними.

Постановка задачі

Метою даної роботи є розгляд основних елементів і прикладів застосування запропонованої методики аеродинамічного вдосконалення осьових і відцентрових компресорних ступенів газотурбінних двигунів, яка заснована на застосуванні чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій.



[Creative Commons Attribution
NonCommercial 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/)

Методика аеродинамічного вдосконалення компресорних ступенів ГТД

Методика аеродинамічного вдосконалення осьових і відцентрових компресорних ступенів газотурбінних двигунів на основі чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій має наступні особливості.

1. У процесі оптимізації при чисельному моделюванні використовуються попередньо вибрані відносно "грубі" розрахункові сітки, що забезпечують, проте, достатню чутливість енергетичних характеристик до зміни геометричних параметрів лопаткових вінців.

2. При формулюванні критеріїв якості прийнято, що такими критеріями є середньоінтегральні значення енергетичних характеристик компресорного вінця, визначених у робочому діапазоні зміни витрати газу через вінець, що забезпечує багаторежимність оптимізації. З урахуванням вказаних середньоінтегральних значень енергетичних характеристик відбувається вибір найбільш прийнятних з усіх розглянутих варіантів геометричних характеристик вінця.

3. Пошук оптимальних геометричних параметрів лопаткових вінців осьових компресорів та лопатей відцентрових компресорних ступенів полягає у систематичному перегляді багатовимірної області параметрів. При цьому використовуються точки рівномірно розподілених послідовностей у просторі параметрів.

Для вибору розрахункових сіток при чисельному моделюванні просторових турбулентних течій газу в робочих колесах надзвукових компресорних ступенів виконано багатопараметричні розрахунки просторової течії в робочому колесі Rotor-37 [20] з використанням трьох рівномірних розрахункових сіток (рис.1): перша сітка містила 30x40x80 вузлів відповідно по висоті, ширині і довжині міжлопаткового каналу (сітка № 1 – позиції 1 і 4), друга – 20x20x50 вузлів (сітка № 2 – позиції 2 і 5), третя – 14x14x34 вузлів (сітка № 3 – позиції 3 і 6). На рис.1 приведені енергетичні характеристики робочого колеса (залежності ступеня стиску $\pi_{р.к.}^*$ та адіабатичного ККД $\eta_{р.к.}^*$ від витрат повітря G через лопатковий вінець).

В результаті багатопараметричних розрахунків обґрунтовано застосовність двох обраних розрахункових сіток (докладної і відносно грубої) при чисельному моделюванні просторових турбулентних течій в робочих колесах надзвукових компресорних ступенів [13]. Докладна розрахункова сітка може бути використана при прогнозуванні енергетичних

характеристик робочих коліс, відносно груба – при аеродинамічній оптимізації геометричних параметрів робочих коліс з обчисленням цільової функції на основі чисельного моделювання просторових турбулентних течій газу.

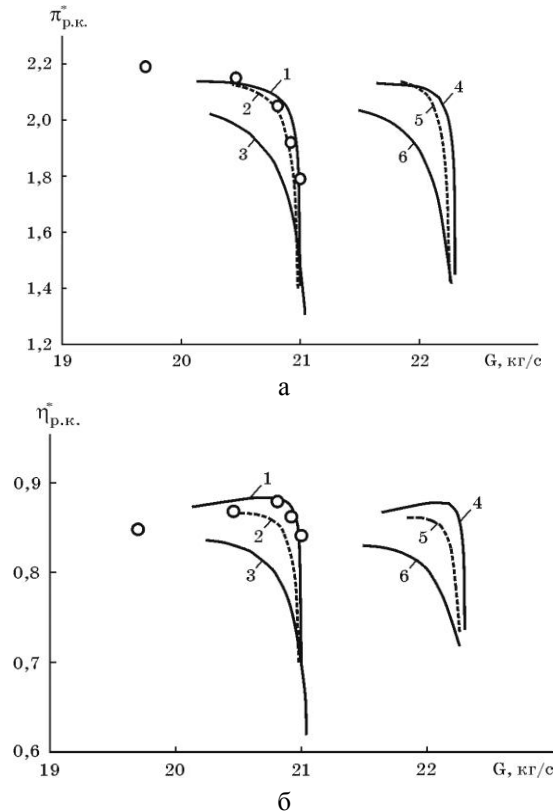


Рис.1. Енергетичні характеристики вихідного та модифікованого робочого колеса зі змінним кутом установки профілів. Маркери – експериментальні дані [20]
а – залежність ступеня стиску і б – адіабатичного ККД від витрати повітря

Приклади застосування методики аеродинамічного вдосконалення компресорних ступенів ГТД

Для розрахункових досліджень щодо перевірки працездатності даної методики було обрано робоче колесо Rotor-37 [20] надзвукового компресорного ступеня. Варіювання форми лопатки виконувалося шляхом зміни кутів установки профілів лопатки на втулці, середньому радіусі та периферії колеса. Показано (рис.2), що вже при порівняно невеликому числі точок рівномірно розподіленої послідовності (16 точок) можуть бути обрані поліпшені в порівнянні із прототипом сполучення варійованих геометричних параметрів лопаток колеса [14].

Проведено аеродинамічне вдосконалення високонавантаженого робочого колеса Rotor-37 надзвукового компресорного ступеня на основі зазначеної

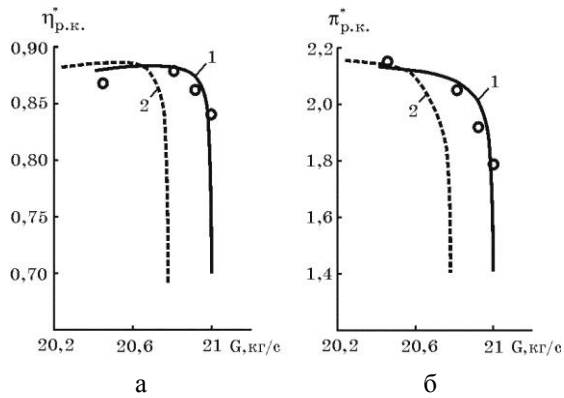


Рис. 2. Енергетичні характеристики робочого колеса при вихідній (1) та модифікованій (2) формі лопатки робочого колеса Rotor-37. Маркери – експериментальні дані [20]

а – залежність адіабатичного ККД і б – ступеня стиску від витрати повітря

економічної методики, доповненої простим способом варіювання просторової форми лопаток [15]. При вдосконаленні використовувалося дванадцять незалежних змінних. У результаті проведеного дослідження обрано два варіанти просторової форми лопатки колеса (рис. 3), що забезпечують збільшення значень його енергетичних характеристик у порівнянні із прототипом (у першому випадку отримано тільки підвищення адіабатичного ККД, у другому – підвищення ККД і ступеня стиску колеса).

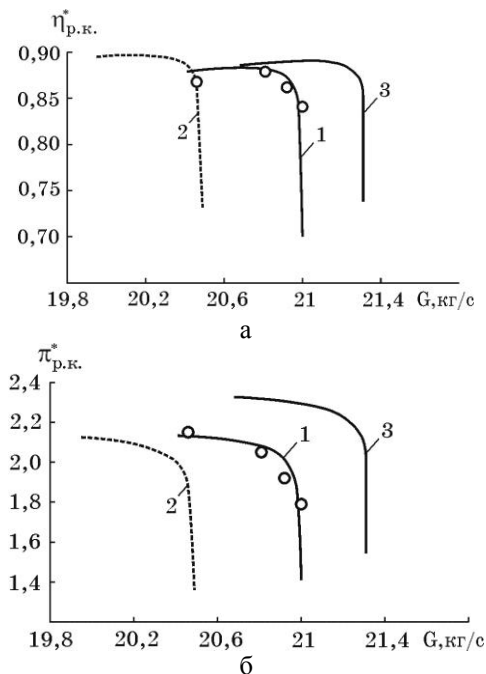


Рис. 3. Енергетичні характеристики робочого колеса: 1 – початкова просторова форма лопатки; 2 і 3 – модифіковані варіанти. Маркери – експериментальні дані [20]

а – залежність адіабатичного ККД і б – ступеня стиску від витрати повітря

У цілому продемонстровано (рис.3), що на основі запропонованого раціонального вибору порівняно невеликого числа параметрів, застосовуваних для варіювання просторової форми лопатки колеса, може бути істотно підвищено його ступінь стиску при одночасному збільшенні адіабатичного ККД.

Проведено розрахункове дослідження впливу тангенціального навалу лопаток на енергетичні характеристики робочого колеса Rotor-37. У результаті проведення серії параметричних розрахунків показано, що при запровадженні тангенціального навалу лопаток може бути підвищено адіабатичний ККД колеса на 0,3 % при одночасному збільшенні ступеня стиску [16].

Перевірено працездатність запропонованої методики аеродинамічного вдосконалення форми лопаток робочих коліс компресорів стосовно до направляючих апаратів надзвукових компресорних ступенів. Для розрахункових досліджень було обрано вихідний направляючий (спрямовуючий) апарат надзвукового компресорного ступеня Stage 37 [20]. У результаті проведеного дослідження [17] визначено два варіанти просторової форми лопатки досліджуваного направляючого апарата, що забезпечують істотне зменшення величини коефіцієнта втрат в апараті в порівнянні із прототипом. Результати чисельного моделювання показують, що значне зменшення втрат в направляючому апараті при переході від початкової форми лопаток до модифікованої форми обумовлено зникненням відриву потоку на стороні розрідження лопатки.

Перевірено працездатність запропонованої методики при аеродинамічному вдосконаленні вхідних напрямних апаратів відцентрових компресорних ступенів. Варіювалися конструктивні кути виходу в трьох радіальних перерізах лопатки направляючого апарата. В роботі [18] показано, що зміна форми лопатки вхідного напрямного апарата помітно впливає на ступінь стиску повітря в робочому колесі і робочий діапазон зміни витрати повітря, але практично не позначається на величині адіабатичного ККД колеса. На рис. 4 приведені залежності $\bar{\pi}_{p,k}^*$ та $\bar{\eta}_{p,k}^*$ (зміни ступеня стиску і адіабатичного ККД колеса по відношенню до значень з вихідною формою лопаті у відсотках) від безрозмірних витрат повітря $\bar{G}$ через лопатковий вінець.

Перевірено працездатність запропонованої методики при аеродинамічному вдосконаленні робочих коліс відцентрових компресорних ступенів [19]. Варіювання просторової форми лопаті відцентрового колеса здійснювалось при незмінному положенні її вхідної і вихідної частини для мінімізації впливу ва-

ріювання на робочий діапазон зміни витрати повітря через колесо і параметри течії на виході з колеса.

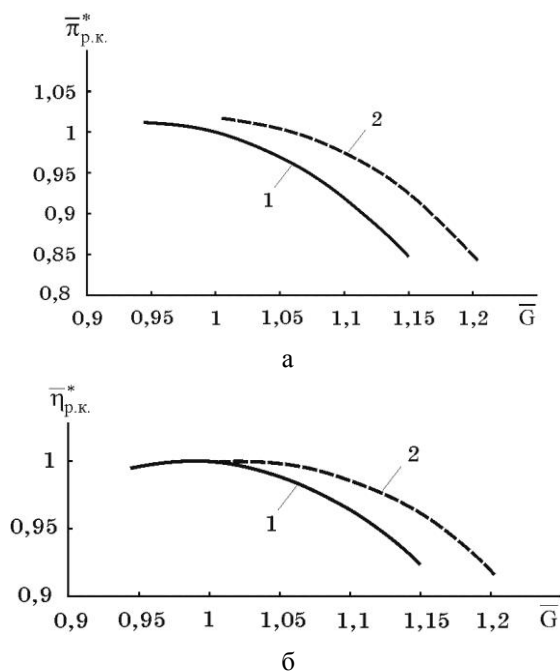


Рис. 4. Енергетичні характеристики колеса при вихідному (1) та модифікованому (2) направляючому апараті

а – залежність ступеня стиску і б – адиабатичного ККД від витрати повітря

В результаті проведеного дослідження розрахунковим шляхом показано (рис.5), що використання пропонованої методики дозволяє помітно збільшити ступінь стиску відцентрового колеса при збереженні величини його адиабатичного ККД в робочому діапазоні зміни витрати повітря через колесо. В цілому показано, що зміна форми тільки середньої частини лопаті колеса без зміни її вхідної та вихідної частини є досить сильною дією на потік. При цьому немає необхідності у зміні форми лопаток вхідного направляючого апарату та лопаткового дифузора, що дозволяє рекомендувати такий спосіб варіювання форми лопаті відцентрового колеса при його аеродинамічному вдосконаленні.

Висновки

Приведено основні елементи методики аеродинамічного вдосконалення компресорних ступенів газотурбінних двигунів, яка передбачає застосування відносно “грубих” розрахункових сіток при числовому моделюванні просторового турбулентного потоку повітря в робочих колесах; систематичний перегляд області незалежних змінних у точках, що утворюють рівномірно розподілену послідовність;

використання критеріїв якості як середньоінтегральних значень енергетичних характеристик.

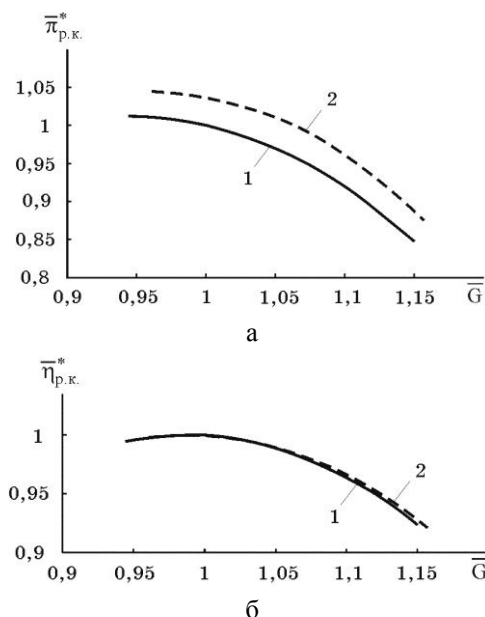


Рис. 5 Енергетичні характеристики колеса при вихідній (1) та модифікованій (2) формі лопаті а – залежність ступеня стиску і б – адиабатичного ККД від витрати повітря

Проведено перевірку працездатності запропонованої методики при аеродинамічному вдосконаленні високонавантаженого робочого колеса Rotor-37 надзвукового компресорного ступеня, направляючих апаратів Stage 37 надзвукових компресорних ступенів, робочих коліс та вхідних напрямних апаратів відцентрових компресорних ступенів.

Запропонована методика дозволила зменшити обчислювальні витрати при аеродинамічному вдосконаленні лопаткових вінців осьових компресорів та лопатей відцентрових компресорних ступенів та підвищити ефективність компресорів газотурбінних двигунів. Отримані результати можуть бути використані при аеродинамічній оптимізації осьових і відцентрових компресорних ступенів авіаційних газотурбінних двигунів.

Конфлікт інтересів

Автор заявляє, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося в рамках виконання фундаментальних тем в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України.

Наявність даних

Дані будуть надані за обґрунтованим запитом.

Використання штучного інтелекту

Автор підтверджує, що він не використовував методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Автор прочитав та погодився з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Ahn, C.-S. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor [Text] / C.-S. Ahn, & K.-Y. Kim // Proc. of ASME TURBO EXPO 2002. Amsterdam (The Netherlands) 2002. – 7 p.
2. Sivashanmugam, V. K. Aero-structural optimization of an axial turbine stage in three-dimensional flow [Text] / V. K. Sivashanmugam, M. Arabnia, & W. Ghaly // Proc. of ASME TURBO EXPO 2010. – Glasgow (UK), 2010. – 14 p.
3. Ashihara, K. Turbomachinery blade design using 3-D inverse design method, CFD and optimization algorithm [Text] / K. Ashihara, & A. Goto // Proc. of ASME TURBO EXPO 2001. – New Orleans, Louisiana (USA), 2001. – 9 p.
4. Еришов, С. В. Аэродинамическая оптимизация пространственной формы лопаток паровых и газовых турбин [Текст] / С. В. Еришов, & В. А. Яковлев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 7 (54). – С. 66-70.
5. Меняйлов, А. В. Применение эволюционных методов для решения задач оптимизации компрессоров газотурбинных двигателей [Текст] / А. В. Меняйлов, А. А. Трончук, & Е. М. Угрюмова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5 (52). – С. 59 – 65.
6. Yang, J. Multi-row inverse method based on the adjoint optimization [Text] / J. Yang, X. Huang, & Hu Wu // Proc. of ASME TURBO EXPO 2011. – Vancouver, British Columbia (Canada), 2011. – 11 p.
7. Ashihara, K. Turbomachinery blade design using 3-D inverse design method, CFD and optimization algorithm [Text] / K. Ashihara, & A. Goto // Proc. of ASME TURBO EXPO 2001. – New Orleans, Louisiana (USA), 2001. – 9 p.
8. Xiang, X. Optimum initial design of centrifugal compressor stage with genetic algorithm [Text] / X. Xiang, & X. L. Zhao // Proc. of XV Int. Symp. on Air Breathing Engines. – Bangalore (India), 2001. – 6 p.
9. Oksuz, O. Turbine cascade optimization using an Euler coupled genetic algorithm [Text] / O. Oksuz, I. S. Akmandor // Proc. of XV Int. Symp. on Air Breathing Engines. – Bangalore (India), 2001. – 9 p.
10. Zheng, R. Blade geometry optimization for axial flow compressor [Text] / Rongye Zheng, Jianhua Xiang, & Jinju Sun // Proc. of ASME TURBO EXPO 2010. – Glasgow (UK), 2010. – 12 p.

11. Xu, C. A turbine airfoil aerodynamic design process [Text] / C. Xu, & R.S. Amano // Proc. of ASME TURBO EXPO 2001. – New Orleans, Louisiana (USA), 2001. – 10 p.

12. Мелашич, С. В. Способ параметрического описания профилей компрессорных решеток [Текст] / С. В. Мелашич // Техническая механика. – 2012. – № 2. – С. 77 – 82.

13. Кваша, Ю. А. К выбору расчетных сеток при численном моделировании пространственных турбулентных течений в рабочих колесах сверхзвуковых компрессорных ступеней [Текст] / Ю. А. Кваша, & Н. А. Зиневич // Техническая механика. – 2013. – № 3. – С. 34–41.

14. Кваша, Ю. А. К аэродинамической оптимизации рабочих колес сверхзвуковых компрессорных ступеней [Текст] / Ю. А. Кваша, & Н. А. Зиневич // Техническая механика. – 2016. – № 2. – С. 55 – 63.

15. Кваша, Ю. А. Аэродинамическая оптимизация пространственной формы лопатки рабочего колеса сверхзвуковой компрессорной ступени [Текст] / Ю. А. Кваша, & Н. А. Зиневич // Техническая механика. – 2016. – № 3. – С. 35–42.

16. Кваша, Ю. А. О влиянии тангенциального навала лопаток на энергетические характеристики рабочего колеса сверхзвуковой компрессорной ступени [Текст] / Ю. А. Кваша, & Н. А. Зиневич // Техническая механика. – 2017. – № 3. – С. 23–29/

17. Кваша, Ю. А. Аэродинамическая оптимизация формы лопаток направляющего аппарата сверхзвуковой компрессорной ступени [Текст] / Ю. А. Кваша, & Н. А. Зиневич // Техническая механика. – 2017. – № 4. – С. 18–25.

18. Кваша, Ю. А. Аэродинамическое совершенствование входного направляющего аппарата центробежной компрессорной ступени [Текст] / Ю. А. Кваша, Н. А. Зиневич, & Н. В. Петрушенко // Техническая механика. – 2019. – № 3. – С. 38–44. doi: 10.15407/itm2019.03.038

19. Кваша, Ю. А. Аэродинамическое совершенствование рабочих колес центробежных компрессорных ступеней [Текст] / Ю. А. Кваша, Н. А. Зиневич // Техническая механика. – 2019. – № 1. – С. 53–63. doi: 10.15407/itm2019.01.053

20. Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced High-Pressure-Ratio Core Compressor: NASA Technical Paper 1337 [Text]. – 1978. – 132 p

References

1. Ahn, C.-S., & Kim, K.-Y. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor. Proc. of ASME TURBO EXPO 2002. Amsterdam (The Netherlands) 2002. 7p.
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 (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, Louisiana (USA), 2001. 9 p.
4. Ershov, S. V., & Yakovlev, V. A. Aerodinamicheskaya optimizatsiya prostranstvennoy formy lopatok parovykh i gazovykh turbin [Aerodynamic optimization of spatial form of blades of vapor and gas turbines]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace technic and technology*, 2008, no. 7 (54), pp. 66–70. (In Russian).
5. Menyaylov, A. V., Tronchuk, A. A., & Ugryumova, E. M. Primenenie evolyutsionnykh metodov dlya resheniya zadach optimizatsii kompressorov gazoturbinnnykh dvigateley [Applications of evolution methods for solution of problems of optimization of compressors for gas-turbine engines]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace technic and technology*, 2008, no. 5 (52), pp. 59 – 65. (In Russian).
6. Yang, J., Huang, X., & Wu, H. Multi-row inverse method based on the adjoint optimization. *Proc. of ASME TURBO EXPO 2011*. Vancouver, British Columbia (Canada), 2011. 11 p.
7. 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), 2001. 9 p.
8. 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 (India), 2001. 6 p.
9. Oksuz, O., & Akmandor, I. S. Turbine cascade optimization using an Euler coupled genetic algorithm. *Proc. of XV Int. Symp. on Air Breathing Engines*, Bangalore (India), 2001. 9 p.
10. Zheng, R., Xiang, J., & Sun, J. Blade geometry optimization for axial flow compressor. *Proc. of ASME TURBO EXPO 2010*. Glasgow (UK), 2010. 12 p.
11. Xu, C., & Amano, R. S. A turbine airfoil aerodynamic design process. *Proc. of ASME TURBO EXPO 2001*. New Orleans, Louisiana (USA), 2001. 10 p.
12. Melashich, S. V. Spособ parametricheskogo opisaniya profilya kompressornykh reshetok [Method for a parametric description of compressor cascade airfoils]. *Tekhnicheskaya mekhanika - Technical mechanics*, 2012, no. 2, pp. 77–82. (In Russian).
13. Kvasha, Yu. A., & Zinevich, N. A. K vyboru raschetnykh setok pri chislennom modelirovanii prostranstvennykh turbulentnykh techeniy v rabochikh kolesakh sverkhzvukovykh kompressornykh stupeney [On the choice of computational grids in numerical simulation of 3D turbulent flows in supersonic compressor stage impellers]. *Tekhnicheskaya mekhanika - Technical mechanics*, 2013, no. 3, pp. 34–41. (In Russian).
14. Kvasha, Yu. A., & Zinevich, N. A. K aerodinamicheskoy optimizatsii rabochikh koles sverkhzvukovykh kompressornykh stupeney [On the aerodynamic optimization of impellers of supersonic compressor stages]. *Tekhnicheskaya mekhanika - Technical mechanics*, 2016, no. 2, pp. 55–63. (In Russian).
15. Kvasha, Yu. A., & Zinevich, N. A. Aerodinamicheskaya optimizatsiya prostranstvennoy formy lopatki rabochego kolesa sverkhzvukovoy kompressornoy stupeni [Aerodynamic optimization of spatial form of impeller blade of supersonic compressor stage]. *Tekhnicheskaya mekhanika - Technical mechanics*, 2016, no. 3, pp. 35–42. (In Russian).
16. Kvasha, Yu. A., & Zinevich, N. A. O vliyaniitangentsial'nogo navala lopatok na energeticheskie kharakteristiki rabochego kolesa sverkhzvukovoy kompressornoy stupeni [On the effect of the tangential offset of blades on the power characteristics of the impeller of a supersonic compressor stage]. *Tekhnicheskaya mekhanika - Technical mechanics*, 2017, no. 3, pp. 23–29. (In Russian).
17. Kvasha, Yu. A., & Zinevich, N. A. Aerodinamicheskaya optimizatsiya formy lopatok napravlyayushchego apparata sverkhzvukovoy kompressornoy stupeni [Aerodynamic optimization of the shape of supersonic compressor stage guide blades]. *Tekhnicheskaya mekhanika - Technical mechanics*, 2017, no. 4, pp. 18–25. (In Russian).
18. Kvasha, Yu. A., Zinevich, N. A., Petrushenko, N. V. Aerodinamicheskoe sovershenstvovanie vkhodnogo napravlyayushchego apparata tsentrobezhnoy kompressornoy stupeni [Aerodynamic improvement of centrifugal compressor stage inlet guide vanes]. *Tekhnicheskaya mekhanika - Technical mechanics*, 2019, no. 3, pp. 38–44. doi: 10.15407/itm2019.03.038 (In Russian).
19. Kvasha, Yu. A., & Zinevich, N. A. Aerodinamicheskoe sovershenstvovanie rabochikh koles tsentrobezhnykh kompressornykh stupeney [Aerodynamic improvement of centrifugal compressor stage impellers]. *Tekhnicheskaya mekhanika - Technical mechanics*, 2019, no. 1, pp. 53–63. doi: 10.15407/itm2019.01.053 (In Russian).
20. *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.

Надійшла до редакції 15.06.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025

METHOD OF AERODYNAMIC IMPROVEMENT OF AXIAL AND CENTRIFUGAL COMPRESSOR STAGES OF GAS TURBINE ENGINES

Natalya Zinevich

The development of approaches to aerodynamic improvement of compressor stages of gas turbine engines based on numerical modeling of three-dimensional turbulent gas flows remains a pressing task, which is of great importance for the design and optimization of compressors of aircraft gas turbine engines (GTE). The subject of the study is the aerodynamic processes of flow around the blades of axial stages and the blades of centrifugal wheels of

GTE compressors. This study aims to consider the main elements and examples of the application of the aerodynamic improvement technique of axial and centrifugal compressor stages of gas turbine engines. This study aims to test the performance of the proposed cost-effective technique for aerodynamic improvement of axial compressor blade rows and centrifugal compressor stage blades. Methods of solving tasks: methods of mathematical modeling and computational fluid dynamics. The following results were obtained. The main elements of the technique for aerodynamic improvement of axial and centrifugal compressor stages of gas turbine engines based on numerical modeling of spatial turbulent gas flows are presented, which has the following main features: the use of fairly "coarse" calculation grids that retain the sensitivity of the calculation results to changes in the shape of the blades; search for optimal geometric parameters of blades using points of uniformly distributed sequences in the space of variables; formulation of quality criteria as values of the energy characteristics of impellers (air compression ratio and adiabatic efficiency) averaged over air flow. The efficiency of the proposed technique was verified in the aerodynamic improvement of the highly loaded Rotor-37 impeller of the supersonic compressor stage, the guide vanes of the Stage 37 supersonic compressor stages, and the impellers and inlet guide vanes of the centrifugal compressor stages. Conclusions: the proposed technique reduced computational costs in the aerodynamic improvement of blade rows of axial compressors and blades of centrifugal compressor stages and increased the efficiency of gas turbine engine compressors. The obtained results can be used in the aerodynamic optimization of axial and centrifugal compressor stages of aircraft gas turbine engines.

Keywords: gas turbine engine; axial compressor stages; centrifugal compressor stages; energy characteristics; aerodynamic improvement; uniformly distributed sequences.

Зіневич Наталія Анатоліївна – мол. наук. співроб., Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна.

Natalya Zinevich – Junior Researcher, Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, Ukraine, Dnipro.
e-mail: zinevich7385@gmail.com, ORCID: 0009-0006-7980-0546.