

В. А. ДАЦЕНКО

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

## ВИЯВЛЕННЯ ВПЛИВУ ШОРСТКОСТІ ТА РАДІАЛЬНОГО ЗАЗОРУ НА ХАРАКТЕРИСТИКУ ОСЬОВОГО БАГАТОСТУПЕНЕВОГО КОМПРЕСОРА

Експлуатація газотурбінних двигунів неодмінно призводить до збільшення шорсткості лопаткових вінців та радіального зазору в багатоступеневому осьовому компресорі. Наслідком цього є погіршення його термогазодинамічних параметрів. Причиною збільшення шорсткості лопаткових вінців та радіального зазору можуть слугувати різні фактори: засмічення проточної частини компресора (налипання та осадження пилу на поверхні лопаток), ерозія внаслідок потрапляння твердих піщинок в проточну частину та ін. **Предметом** дослідження є термогазодинамічні процеси в проточній частині багатоступеневого осьового компресора за наявності зносу проточної частини. **Метою** роботи є розробка методики прогнозування та дослідження впливу шорсткості поверхонь лопаткових вінців та збільшеного радіального зазору на сумарну характеристику багатоступеневого осьового компресора. В якості **об'єкта** дослідження використано дванадцятиступеневий осьовий компресор, направляючі апарати перших чотирьох ступенів і вхідний направляючий апарат є регульованими залежно від частоти обертання. В **результаті** наведено залежності, що дозволяють дослідити вплив шорсткості поверхонь лопаткових вінців та збільшеного радіального зазору на сумарну характеристику багатоступеневого осьового компресора. Виконано розрахунок характеристики осьового багатоступеневого компресора з моделюванням різного рівня шорсткості та збільшеного радіального зазору в порівнянні з вихідними його значеннями та отримані кількісні показники зміни термогазодинамічних параметрів та характеристики компресора при зміні шорсткості ( $k_s = 3$  мкм,  $k_s = 20$  мкм,  $k_s = 40$  мкм) та радіального зазору ( $\Delta r = 1\%$ ,  $\Delta r = 2\%$ ,  $\Delta r = 5\%$ ). **Наукова та практична новизна** отриманих результатів полягає в наступному: проведено удосконалення методу розрахунку термогазодинамічних параметрів та характеристики осьового багатоступеневого компресора, яке дозволяє оцінювати вплив шорсткості поверхонь лопаткових вінців та збільшеного радіального зазору; отримано нові дані щодо зміни характеристики компресора при різному рівні шорсткості та величині радіального зазору.

**Ключові слова:** осьовий багатоступеневий компресор; радіальний зазор; шорсткість лопаткових вінців; характеристика компресора.

### Вступ

Шорсткість поверхні істотно впливає на примежовий шар. При низьких значеннях числа Рейнольдса (Re) шорсткість відносно нешкідлива, але зі збільшенням числа Рейнольдса примежовий шар стає дуже чутливим до шорсткості, див., наприклад, [1, 2]. У роботі [3] проводилося експериментальне дослідження впливу шорсткості на характеристики триступеневого осьового компресора. Рівномірна шорсткість по всій поверхні лопатки імітувалася шляхом наклеювання наждакового паперу на її поверхню. В результаті встановлено, що величина шорсткості  $k_s = 180$  мкм на лопатці призводить до зниження ККД на 13% та зниження на 30% степені підвищення статичного тиску порівняно з гладкими лопатками. В роботі [4], досліджуючи решітку аеродинамічних профілів, встановлено, що величина шорсткості  $k = 0,1 - 0,25$  мм призводить до зменшення коефіцієнта корисної дії на 3%, а при збіль-

шенні висоти шорсткості до 0,5 мм ККД зменшується на 8%. У роботі [5] експериментально встановлено, що зниження витрати повітря та збільшення втрат тиску в основному пов'язане з шорсткістю на стороні коритця. Однак для чисел Рейнольдса вище за  $5 \cdot 10^5$  шорсткість спинки додатково знижує степінь підвищення тиску і збільшує втрати. При випробуваннях статорних лопаток [6] встановлено, що шорсткість викликає вихроутворення потоку в двогранному куті на втулці до 30% висоти лопатки, що призводить до збільшення кута відставання та високих втрат. Подібні результати були отримані в роботі [7], а також виявлено, що до погіршення термогазодинамічних параметрів компресора призводить шорсткість поверхонь лопаток робочих коліс, а шорсткість поверхонь лопаток направляючих апаратів мало впливає на ці параметри.

Відповідно до [8] типове значення шорсткості при виробництві лопаток становить  $Ra = 0,5-0,6$  мкм, що з використанням кореляції Коха і Сміта [9]

дає еквівалентну шорсткість піщинок  $k_s = 3,1-3,7$  мкм. У процесі експлуатації при зносі лопаток це значення може збільшитися до  $k_s = 20$  мкм. У роботах [10, 11] в якості шорсткості зношеної лопатки передбачається значення  $k_s = 40$  мкм.

У роботі [12] запропоновано параметр  $k^+$ , що враховує комплексний вплив шорсткості та числа Рейнольдса. Для значення  $k^+$  нижче 5 втрати практично не залежать від шорсткості (аеродинамічно гладка область), у той час як для  $5 < k^+ < 70$  втрати визначаються числом  $Re$  і  $k_s$  (перехідний режим), а коли  $k^+$  перевищує 70 ефект  $Re$  менш важливий, та втрати в основному залежать від  $k_s$ .

Суттєві втрати тиску виникають у радіальному зазорі. Ці втрати в основному пов'язані з перетіканням робочого тіла в зазорі між корпусом та лопаткою через різницю тисків на спинці і коритці лопатки (рис. 1).

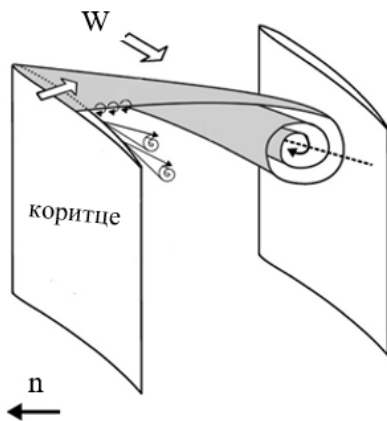


Рис. 1. Перетікання у радіальному зазорі

Однак, реальна картина течії дуже складна і вплив величини радіального зазору на характеристики ступеня, відповідно до [13], неоднозначний. За відсутності радіального зазору між кінцевою поверхнею лопатки та торцевою поверхнею виникає відрив. Струмки, що перетікають через радіальний

зазор, призводять до зменшення цього відриву. Відповідно до [14] велику значення має форма радіального зазору. Таким чином, існує оптимальне значення радіального зазору (наприклад, [15, 16]), при якому втрати тиску в кінцевих областях мінімальні. Так, в роботі [17] вказано, що збільшення відносного радіального зазору на 1% призводить до зниження ККД приблизно на 2%, а при збільшенні до 3,5%, відповідно до роботи [18], ступінь підвищення тиску ступеня зменшується на 15%. Також у роботі [19] показано, що окрім зниження витрат та ККД при збільшенні зазору у ступені, спостерігається зменшення запасів газодинамічної стійкості.

## 1. Постановка задачі

Експлуатація газотурбінних двигунів неодмінно призводить до збільшення шорсткості лопаткових вінців та радіального зазору. Причиною цього можуть бути різні фактори: засмічення проточної частини компресора (налипання та осадження пилу на поверхні лопаток), ерозія внаслідок потрапляння твердих піщинок в проточну частину та ін. Внаслідок цього актуальною є науково-технічна задача прогнозування та аналізу впливу зміни шорсткості лопаткових вінців та радіального зазору на термогазодинамічні параметри та характеристики осьового багатоступеневого компресора.

## 2. Об'єкт дослідження

В якості об'єкта дослідження обрано дванадцятиступеневий осьовий компресор, направляючі апарати (НА) перших чотирьох ступенів і вхідний направляючий апарат (ВНА) є регульованими залежно від частоти обертання. Схема проточної частини компресора представлена на рис. 2.

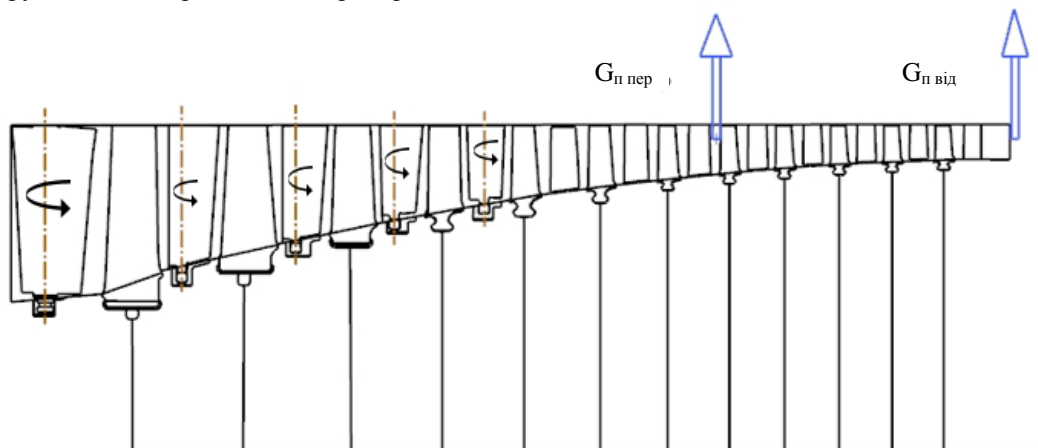


Рис. 2 – Схема проточної частини компресора

### 3. Матеріали і методи дослідження

Для визначення термогазодинамічних параметрів та сумарної характеристики багатоступеневого осьового компресора використано метод перевірного розрахунку двовимірної осьосиметричної течії в дозвукових осьових компресорах [20, 21] та відповідний комплекс програм [22]. Даний метод дає можливість визначення радіальної структури течії в зазорах між лопатковими вінцями, а також інтегральних параметрів багатоступеневого компресора в широкому діапазоні стаціонарних режимів за витратою і частотою обертання.

З метою розширення можливостей та області застосування метода перевірного розрахунку двовимірної течії у багатоступених осьових компресорах та їх характеристик, його було удосконалено з метою урахування зміни шорсткості поверхонь лопаткових вінців та радіального зазору за допомогою наведених нижче залежностей.

Врахування впливу шорсткості поверхні лопатки здійснюється з використанням коефіцієнта тертя  $\lambda$ , запропонованого в роботі [23]:

$$\lambda = \left\{ -1,8 \lg \left[ \frac{6,9}{Re} + \left( \frac{k_s / b}{3,7} \right)^{1,11} \right] \right\}^{-2}, \quad (1)$$

де  $Re$  – число Рейнольдса, що визначається по хорді;

$k_s$  – еквівалентна шорсткість;

$b$  – хорда профіля.

Даний коефіцієнт тертя використовується для визначення співвідношення втрат вихідного та зношеного (з підвищеною шорсткістю) профілю відповідно до [24]:

$$\frac{1 - \eta_{\text{вих}}}{1 - \eta_{\text{зн}}} = \frac{(1 - k) + k \frac{\lambda_{\text{вих}}}{\lambda_{\text{вих,кр}}}}{(1 - k) + k \frac{\lambda_{\text{зн}}}{\lambda_{\text{вих,кр}}}}, \quad (2)$$

де  $k$  – частка профільних втрат від сумарних.  $k=0,4$  для осьового компресора і  $k=0,7$  для відцентрового компресора відповідно до [25],

$\lambda_{\text{вих}}$  – коефіцієнт тертя для вихідного профілю,

$\lambda_{\text{зн}}$  – коефіцієнт тертя зношеного профілю,

$\lambda_{\text{вих,кр}}$  – коефіцієнт тертя для вихідного профілю при критичному значенні числа Рейнольдса.

Дане співвідношення враховується при розрахунку сумарних втрат зношеного профілю.

Оцінка впливу радіального зазору на параметри ступеня здійснюється відповідно до [26]:

$$\Delta\eta = \frac{0,7(\Delta r / h)\psi}{\cos\beta_m} \left[ 1 + 10 \sqrt{\frac{f}{\psi} \frac{\Delta r / b}{\cos\beta_m}} \right], \quad (3)$$

де  $\Delta r$  – радіальний зазор;

$h$  – висота лопатки;

$b$  – хорда в периферійному перетині;

$\varphi = C_a / U$  – коефіцієнт витрати у периферійному перетині;

$U$  – окружна складова швидкості;

$C_a$  – осьова складова швидкості;

$\psi = \frac{2C_p \Delta T^*}{\rho U^2}$  – коефіцієнт навантаження;

$C_p$  – питома теплоємність при постійному тиску;

$\Delta T^*$  – різниця температур за загальмованими параметрами у периферійному перерізі;

$\rho$  – густина;

$\beta_m = \arctg \left( \frac{\tg\beta_1 + \tg\beta_2}{2} \right)$  – середній кут потоку

на профілі.

Значення параметрів потоку, необхідних для розрахунку впливу радіального зазору, отримуються безпосередньо з аналізу течії за допомогою програми PROK без урахування шорсткості.

Данні залежності успішно реалізовані та пройшли апробацію в методі розрахунку термогазодинамічних параметрів і характеристики багатоступеневого осьового компресора [27].

### 4. Результати досліджень

Для виявлення впливу зміни шорсткості поверхонь лопаткових вінців на характеристику компресора проведено серію розрахунків з моделюванням різного рівня шорсткості:  $k_s = 3$  мкм,  $k_s = 20$  мкм,  $k_s = 40$  мкм. Дослідження проводилося на «розрахунковій» частоті обертання. Результати дослідження представлені на рис. 3 у вигляді залежності ступеня підвищення тиску та ККД компресора від приведеної витрати повітря при різній шорсткості. Параметри віднесено до відповідних величин на «розрахунковому» режимі:  $\pi_k^* = \frac{\pi_k}{\pi_{кр}^*}$ ,  $\eta_{ks}^* = \frac{\eta_{ks}}{\eta_{кр}^*}$ ,  $\bar{G}_{ппр} = \frac{G_{ппр}}{G_{пр}}$ .

Аналізуючи його бачимо, що внаслідок підвищення шорсткості лопаткових вінців компресора напірні лінії зміщуються у бік менших витрат, а також при цьому зменшується ступінь підвищення повного тиску та ККД. Так, на «розрахунковому» режимі ступінь підвищення повного тиску зменшився на 3,2% та 11,3% при збільшенні шорсткості до  $k_s = 20$  мкм та  $k_s = 40$  мкм, а ККД компресора зменшився на 4,5% та 11% відповідно.

Для виявлення впливу зміни радіального зазору на характеристику компресора радіальні зазори над робочими колесами збільшено на 1%, 2% та 5% в порівнянні з вихідними величинами. Величини радіальних зазорів між робочими колесами та корпусом вихідного компресора представлені на рис. 4, відповідно до [28].

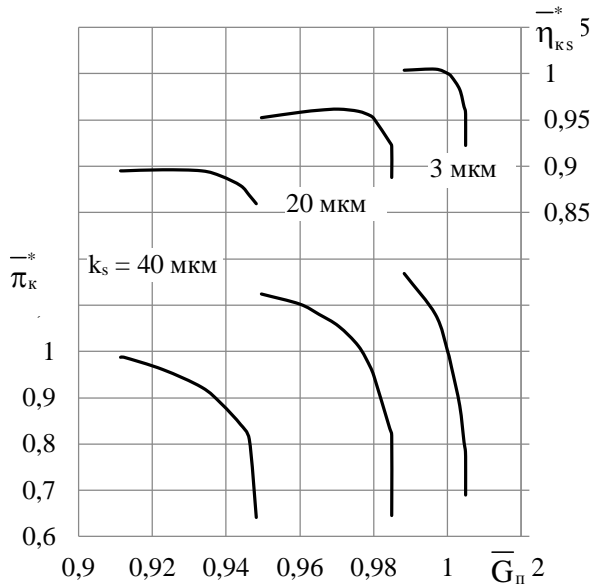


Рис. 3. Вплив шорсткості поверхонь лопаткових вінців на характеристику компресора

Дослідження проведено для відносних частот обертання  $\bar{n}_{пр} = 0,9 \dots 1,0$  (частоти віднесені до «розрахункової» частоти для даного компресора). При виконанні розрахунків закони регулювання ВНА та НА 1 – 4 ступенів були задані та описані з використанням лінійних залежностей. В даному діапазоні відносних частот обертання клапани перепуску не відкривалися.

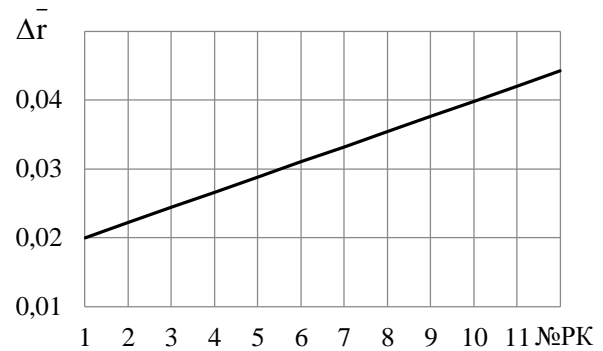


Рис. 4. Величина вихідного радіального зазору між робочими колесами та корпусом

Результати розрахунків з підвищеними радіальними зазорами представлені на рис. 5.

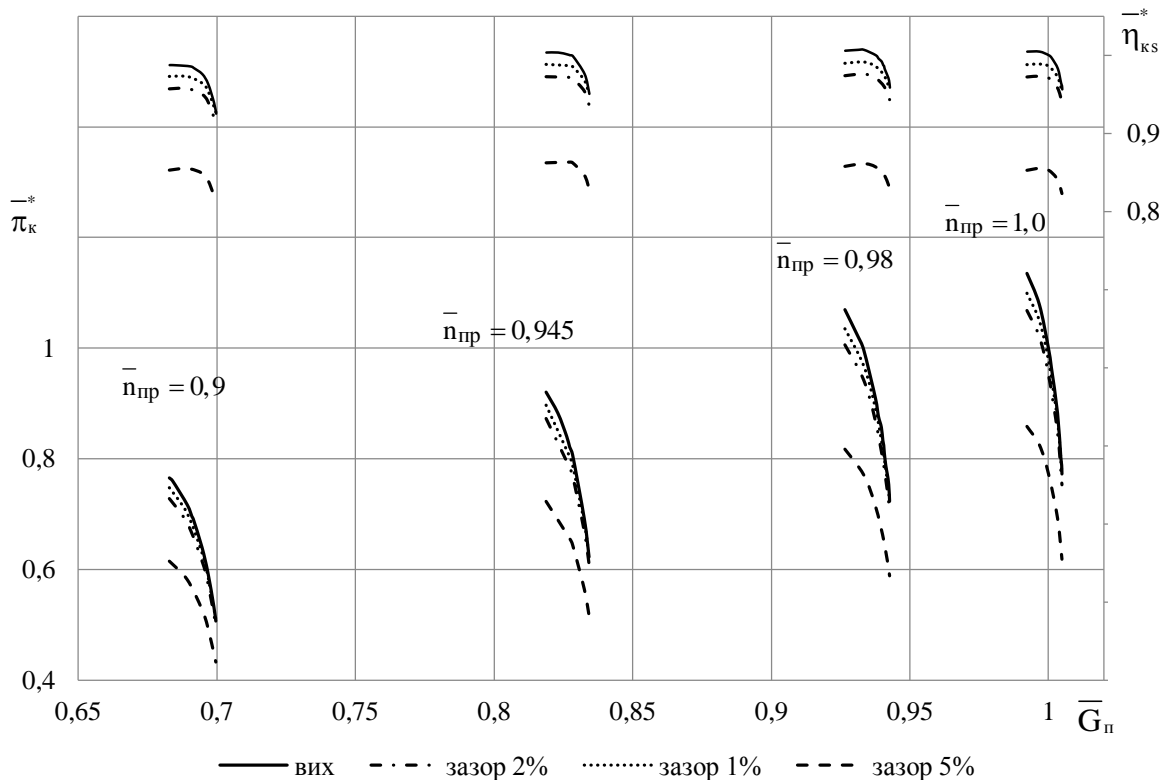


Рис. 5. Характеристика компресора при збільшеному радіальному зазорі

Встановлено, що збільшення радіального зазору на «розрахунковому» режимі на 1%, 2% та 5% призводить до переміщення характеристики в зону менших витрат, зниження максимальних значень ККД на 1,2%, 2,6% та 12,7% та зменшення степені підвищення тиску на 2,2%, 4,7% та 22,7% відповідно.

### Висновки

Удосконалено метод розрахунку термогазодинамічних параметрів та характеристики осьового багатоступеневого компресора з метою оцінювання впливу шорсткості поверхонь лопаткових вінців та збільшеного радіального зазору та виконано розрахунок характеристики осьового багатоступеневого компресора з моделюванням різного рівня шорсткості:  $k_s = 3$  мкм,  $k_s = 20$  мкм,  $k_s = 40$  мкм та збільшеного на 1%, 2% та 5% радіального зазору в порівнянні з вихідними його значеннями.

В результаті розрахунку отримані кількісні показники зміни параметрів компресора та встановлено наступне:

1) При підвищенні шорсткості лопаткових вінців компресора напірні лінії зміщуються у бік менших витрат, а також при цьому зменшується степінь підвищення повного тиску та ККД. При збільшенні шорсткості до  $k_s = 20$  мкм та  $k_s = 40$  мкм степінь підвищення повного тиску на «розрахунковому» режимі зменшилася на 3,2% та 11,3%, а ККД компресора на «розрахунковому» режимі зменшився на 4,5% та 11% відповідно.

2) Збільшення радіального зазору на 1%, 2% та 5% призводить до зменшення ККД на 1,2%, 2,6% та 12,7% та зменшення степені підвищення тиску на 2,2%, 4,7% та 22,7% на «розрахунковому» режимі відповідно.

### Конфлікт інтересів

Автор заявляє, що у нього 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 без фінансової підтримки.

### Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

### Використання штучного інтелекту

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

### Література

1. *Effects of the Reynolds Number on the Efficiency and Stall Mechanisms in a Three-stage Axial Compressor [Text]* / E. Zhou, P. Lei, C. Fan, W. Zhang, K. Liu, & S. Cheng // *Journal of Applied Fluid Mechanics*. – 2024. – Vol. 17, Iss. 6. – P. 1306-1321. DOI: 10.47176/jafm.17.6.2309.
2. *Malhotra, A. Impact of surface roughness on gas turbine engine fan and compressor rotor [Text]* / A. Malhotra, S. Goswami, & A. M. Pradeep // *Journal of Mechanical Science and Technology*. – 2024. – Vol. 37. – P. 2171–2177. DOI: 10.1007/s12206-023-2104-z.
3. *Bammert, K. The influence of the blading surface roughness on the aerodynamic behavior and characteristic of an axial compressor [Text]* / K. Bammert, & G. Woelk // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 1980. – No. 102 (2). – P. 283–287. DOI: 10.1115/1.3230249.
4. Дорошенко, Е. В. Влияние абразивного износа лопаток на эффективность лопаточного венца ступени осевого компрессора [Текст] / Е. В. Дорошенко // *Проблеми тертя та зношування*. – 2016. – №.2. – С. 56-61. – Режим доступу: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/Ptz\\_2016\\_2\\_9](http://nbuv.gov.ua/UJRN/Ptz_2016_2_9). – 19.03.2024.
5. *Effects of Reynolds number and surface roughness magnitude and location on compressor cascade performance [Text]* / S. C. Back, G. V. Hobson, S. J. Song, & K. T. Millsaps // *Journal of Turbomachinery*. – 2012. – No. 134 (5). – P. 1–6. DOI: 10.1115/1.4003821.
6. *Gbadebo, S. A. Influence of surface roughness on three-dimensional separation in axial compressors [Text]* / S. A. Gbadebo, T. P. Hynes, & N. A. Cumpsty // *Journal of Turbomachinery*. – 2004. – No. 126. – P. 455-463. DOI: 10.1115/1.1791281.
7. *The Influence of Geometry Deformation on a Multistage Compressor [Text]* / X. Teng, W. Chu, H. Zhang, K. Liu, & J. Li // *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, [Oslo], June 11-15, 2018*. GT2018-75935. – 12 p. DOI: 10.1115/GT2018-75935.
8. *The Effect of Ultrapolish on a Transonic Axial Rotor [Text]* / W. B. Roberts, S. Thorp, P. S. Prahst, & A. J. Strazisar // *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, [Reno], June 6–9, 2005*. GT2005-69132. – 7 p. DOI: 10.1115/GT2005-69132.
9. *Koch, C. C. Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors [Text]* / C. C. Koch, & L. H.

Smith // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 1976. – No. 98(3). – P. 411-424. DOI: 10.1115/1.3446202.

10. Performance evaluation of non-uniformly fouled axial compressor stages by means of computational fluid dynamic analyses [Text] / N. Aldi, M. Morini, M. Pinelli, P. Spina, A. Suman, & M. Venturini // *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, [San Antonio], June 3–7, 2013. GT2013-95580. – 11 p. DOI: 10.1115/GT2013-94048.

11. Numerical Analysis of the Effects of Surface Roughness Localization on the Performance of an Axial Compressor Stage [Text] / N. Aldi, M. Morini, M. Pinelli, P. Spina, A. Suman, M. Venturini // *Energy Procedia*. – 2014. – No. 45. – P. 1057–1066. DOI: 10.1016/j.egypro.2014.01.111.

12. Schlichting, H. *Boundary-Layer Theory*. Ninth Edition [Text] / H. Schlichting, & K. Gersten. – Berlin, Springer-Verlag, 2017. – 814 p.

13. Effect of blade tip pattern on performance of a twin-stage variable-pitch axial fan [Text] / Y. Xuemin, Z. Jiankun, L. Chunxi // *Energy*. – 2017. – Vol. 126. – P. 535-563. DOI: 10.1016/j.energy.2017.03.057.

14. Numerical investigation on the influence of nonuniform tip clearance on rotor tip-clearance flow field structure [Text] / G. Zhang, Z. Li, Z. Cao, Z. Xu, Weihang Liu // *Heliyon*. – 2024. – Vol. 10, Iss. 3, article no. E25296. – 17 p. DOI: 10.1016/j.heliyon.2024.e25296.

15. Influence of Tip Clearance on Flow Characteristics of Axial Compressor [Text] / M. Song, H. Xie, B. Yang, & S. Zhang // *Processes*. – 2020. – No. 8 (1445). – 20 p. DOI: 10.3390/pr8111445.

16. The effect of tip clearance on the rotor-stator interaction and noise of marine 1.5-stage compressor [Text] / H. Lu, Y. Xiao, Z. Liu, Y. Yuan, P. Zhou // *Journal of Marine Engineering & Technology*. – 2023. – Vol. 23 Iss. 1. – P. 33-46. DOI: 10.1080/20464177.2023.2255337.

17. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Т.1 [Текст] / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. – М. : Машиностроения, 1977. – 312 с.

18. Kurz, R. Degradation in Gas turbine Systems [Text] / R. Kurz, & K. Brun // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2001. – Vol. 123. – P. 70-77. DOI: 10.1115/1.1340629.

19. Aerodynamic Effects in a Transonic Compressor With Nonaxisymmetric Tip Clearance [Text] / M. Jünger, S. Liedtke, H. P. Schiffer, B. Becker // *Proceedings ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, [Oslo], June 11–15, 2018. GT2018-75404. – 13 p. DOI: 10.1115/GT2018-75404.

20. Метод расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре [Текст] / Л. Г. Бойко, В. Н. Ершов, Г. Д. Гирич, В. Н. Яневич // *Изв. вузов. Машиностроение*. – 1989. – №5. – С. 56-60.

21. Методы расчетного исследования течений в осевых и центробежных компрессорах и результаты их практического использования [Текст] / Л. Г. Бойко, О. С. Баршинева, О. С. Дьомин, Ю. П. Максимов, К. В. Фесенко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2011. – № 10 (87). – С. 63-69. – Режим доступу: <http://dspace.library.khai.edu/xmlui/handle/123456789/2021>. – 19.06.2024.

22. Бойко, Л. Г. Комп'ютерна програма «Програмний комплекс PROK» / Л. Г. Бойко, О. С., Дьомин // *Номер свідоцтва 107195 від 11.08.2021*.

23. Haaland, S. E. Simple and Explicit Formulas for the Friction Factor in Turbulent Pipe Flow [Text] / S. E. Haaland // *Journal Fluids Engineering*. – 1983. – Vol. 105. – P. 89-90. DOI: 10.1115/1.3240948.

24. Influence of the Reynolds Number on the Performance of Centrifugal Compressors [Text] / R. A. Strub, L. Bonciani, C. J. Borer, M. V. Casey, S. L. Cole, B. B. Cook, J. Kotzur, H. Simon, M. A. Strite // *Journal of Turbomachinery*. – 1987. – Vol. 109. – P. 541–544. DOI: 10.1115/1.3262145.

25. Syverud, E. The impact of surface roughness on axial compressor performance deterioration [Text] / E. Syverud, L. E. Bakken // *Proceedings of ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air*, [Barcelona], May 8–11, 2006. GT2006-90004. – 11 p. DOI: 10.1115/GT2006-90114.

26. Lakshminarayana, B. Methods of predicting the tip clearance effects in axial flow turbomachinery [Text] / B. Lakshminarayana // *Journal Basic Engineering*. – 1970. – Vol. 92. – P. 467–482. DOI: 10.1115/1.3425036.

27. Boyko, L. Determining the Influence of Compressor Flow Path Abrasive Wear on the Gas Turbine Engine Characteristics [Text] / L. Boyko, V. Datsenko // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. – 2023. – Vol. 2, No. 1 (122). – P. 12–24. DOI: 10.15587/1729-4061.2023.275546.

28. Беляев, Д. В. Оценка деформации характеристик осевого компрессора в условиях длительной эксплуатации [Текст] / Д. В. Беляев, Э. Р. Пикула, В. С. Талызина // *Изв. вуз. Авиационная техника*. – 1993. – № 1. – С. 50-54.

## References

1. Zhou, E., Lei, P., Fan, C., Zhang, W., Liu, K., Cheng, S. Effects of the Reynolds Number on the Efficiency and Stall Mechanisms in a Three-stage Axial Compressor. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2024,

vol. 17, iss. 6, pp. 1306-1321. DOI: 10.47176/jafm.17.6.2309.

2. Malhotra, A., Goswami, S., & Pradeep, A. M. Impact of surface roughness on gas turbine engine fan and compressor rotor. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2024, vol. 37, pp. 2171–2177. DOI: 10.1007/s12206-023-2104-z.

3. Bammert, K., & Woelk, G. The influence of the blading surface roughness on the aerodynamic behavior and characteristic of an axial compressor. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1980, no. 102 (2), pp. 283–287. DOI: 10.1115/1.3230249.

4. Doroshenko, E. V. Vlyyanye abrazyvnoho yznosa lopatok na efektyvnost' lopatochnoho ventsa stupeny osevoho kompressora [Abrasive Wear Improving of Blades on Efficiency of Blade Row of Axial-flow Compressor Stage]. *Problemy tertya ta znoshuvannya*, 2016, no. 2, pp. 56-61. Available at: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/Ptz\\_2016\\_2\\_9](http://nbuv.gov.ua/UJRN/Ptz_2016_2_9). (accessed 19.03.2024).

5. Back, S. C., Hobson, G. V., Song, S. J., & Millsaps, K. T. Effects of Reynoldsnumber and surface roughness magnitude and location oncompressor cascade performance. *Journal of Turbomachinery*, 2012, no. 134 (5), pp. 1–6. DOI: 10.1115/1.4003821.

6. Gbadebo, S. A., Hynes, T. P., Cumpsty, N. A. Influence of surface roughness on three-dimensional separation in axial compressors. *Journal of Turbomachinery*, 2004, no. 126, pp. 455-463. DOI: 10.1115/1.1791281.

7. Teng, X., Chu, W., Zhang, H., Liu, K., & Li, J. The Influence of Geometry Deformation on a Multistage Compressor. *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Oslo, June 11-15, 2018, GT2018-75935. 12 p. DOI: 10.1115/GT2018-75935.

8. Roberts, W. B., Thorp, S., Prahst, P. S., & Strazisar, A. J. The Effect of Ultrapolish on a Transonic Axial Rotor. *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Reno, June 6–9, 2005, GT2005-69132. 7 p. DOI: 10.1115/GT2005-69132.

9. Koch, C. C., & Smith, L. H. Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1976, no. 98(3), pp. 411-424. DOI: 10.1115/1.3446202.

10. Aldi, N., Morini, M., Pinelli, M., Spina, P., Suman, A., & Venturini, M. Performance evaluation of non-uniformly fouled axial compressor stages by means of computational fluid dynamic analyses. *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, San Antonio, June 3–7, 2013, GT2013-95580. 11 p. DOI: 10.1115/GT2013-94048.

11. Aldi, N., Morini, M., Pinelli, M., Spina, P., Suman, A., & Venturini, M. Numerical Analysis of the Effects of Surface Roughness Localization on the Performance of an Axial Compressor Stage. *Energy Procedia*, 2014, no. 45, pp. 1057–1066. DOI: 10.1016/j.egypro.2014.01.111.

12. Schlichting, H., Gersten, K. *Boundary-Layer Theory. Ninth Edition*. Berlin, Springer-Verlag Publ., 2017. 814 p.

13. Xuemin, Y., Jiankun, Z., & Chunxi, L. Effect of blade tip pattern on performance of a twin-stage variable-pitch axial fan. *Energy*, 2017, vol. 126, pp. 535-563. DOI: 10.1016/j.energy.2017.03.057.

14. Zhang, G., Li, Z., Cao, Z., Xu, Z., & Liu, W. Numerical investigation on the influence of nonuniform tip clearance on rotor tip-clearance flow field structure. *Heliyon*. 2024, vol. 10, iss. 3, article no. E25296. 17 p. DOI: 10.1016/j.heliyon.2024.e25296.

15. Song, M., Xie, H., Yang, B., & Zhang, S. Influence of Tip Clearance on Flow Characteristics of Axial Compressor. *Processes*, 2020, no. 8 (1445). 20 p. DOI: 10.3390/pr811445.

16. Lu, H., Xiao, Y., Liu, Z., Yuan, Y., & Zhou, P. The effect of tip clearance on the rotor-stator interaction and noise of marine 1.5-stage compressor. *Journal of Marine Engineering & Technology*, 2023, vol. 23, iss. 1, pp. 33-46. DOI: 10.1080/20464177.2023.2255337.

17. Nechaev, Ju. N., & Fedorov, R. M. *Teoriya aviacionnyh gazoturbinnnyh dvigatelej* [Theory of aircraft gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroeniya Publ., 1977. 312 p.

18. Kurz, R., & Brun, K. Degradation in Gas turbine Systems. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2001, vol. 123, pp. 70-77. DOI: 10.1115/1.1340629.

19. Jüngst, M., Liedtke, S., Schiffer, H. P., & Becker, B. Aerodynamic Effects in a Transonic Compressor With Nonaxisymmetric Tip Clearance. *Proceedings ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Oslo, June 11–15, 2018, GT2018-75404. 13 p. DOI: 10.1115/GT2018-75404.

20. Boyko, L. G., Ershov, V. N., Girich, G. A., & Yanevych, V. N. Metody rascheta dvumernogo techeniya v mnogostupenchatom osevom kompressore [Method of calculation of the two-dimensional flow in the multi-stage axial compressor]. *Izv. Vuzov*, 1989, no. 5, pp. 56-60.

21. Boyko, L. H., Barysheva, O. S., D'omin, O. Ye., Maksymov, Yu. P., & Fesenko, K. V. Metody raschetnoho yssledovannya techeny v osevykh y tsentrobezhnykh kompressorakh y rezul'taty ykh praktycheskoho yspol'zovannya [Methods for Computational Research of Flows in Axial and Centrifugal Compressors and the Results of their

practical use]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2011, no. 10 (87), pp. 63-69. Available at: <http://dspace.library.khai.edu/xmlui/handle/123456789/2021>. (accessed 19.06.2024).

22. Boyko, L. H., D'omin, O. Ye., Komp'yuterna prohrama «Prohramnyy kompleks PROK». Nomer svidotstva 107195 vid 11.08.2021.

23. Haaland, S. E. Simple and Explicit Formulas for the Friction Factor in Turbulent Pipe Flow. *Journal Fluids Engineering*, 1983, vol. 105, pp. 89-90. DOI: 10.1115/1.3240948.

24. Strub, R. A., Bonciani, L., Borer, C. J., Casey, M. V., Cole, S. L., Cook, B. B., Kotzur, J., Simon, H., & Strite, M. A. Influence of the Reynolds Number on the Performance of Centrifugal Compressors. *Journal of Turbomachinery*, 1987, vol. 109, pp. 541-544. DOI: 10.1115/1.3262145.

25. Syverud, E., & Bakken, L. E. The impact of surface roughness on axial compressor performance

deterioration. *Proceedings of ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air*, Barcelona, May 8-11, 2006, GT2006-90004. 11 p. DOI: 10.1115/GT2006-90114.

26. Lakshminarayana, B. Methods of predicting the tip clearance effects in axial flow turbomachinery. *Journal Basic Engineering*, 1970, vol. 92, pp. 467-482. DOI: 10.1115/1.3425036.

27. Boyko, L., & Datsenko, V. Determining the Influence of Compressor Flow Path Abrasive Wear on the Gas Turbine Engine Characteristics. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2023, vol. 2, no. 1 (122), pp. 12-24. DOI:10.15587/1729-4061.2023.275546.

28. Belyaev, D. V., Pykula, E. R., Talyzyna, V. S. Otsenka deformatsyy kharakterystyk osevoho kompressora v uslovyakh dlytel'noy ekspluatatsyy [Assessment of the Deformation Characteristics of an Axial Compressor under long-term Operation Conditions]. *Yzv. vuz. Avyatsyonnaya tekhnika*, 1993, no. 1, pp. 50-54.

Надійшла до редакції 11.04.2024, розглянута на редколегії 15.06.2024

## DETERMINING THE INFLUENCE OF ROUGHNESS AND TIP CLEARANCE ON THE AXIAL MULTISTAGE COMPRESSOR CHARACTERISTICS

Vadym Datsenko

The operation of gas turbine engines inevitably increases the blade roughness and tip clearance in multistage axial compressors. The result is an increase in its thermogasodynamic parameters. The reason for the increase in the roughness of the blades and the tip clearance can be various factors: clogging of the flow part of the compressor (adhesion and deposition of dust on the surface of the blades), erosion due to the arrival of hard sand grains in the flow part, etc. The **subject** of this study is thermogasodynamic processes in the flow part of a multistage axial compressor, based on the presence of flow part removal. The **goal** is to develop a methodology for forecasting and researching the influence of the blade surface roughness and increased tip clearance on the overall characteristics of a multistage axial compressor. A twelve-stage axial compressor was used as the research **object**. The guiding vanes of the first four stages and the inlet guiding vanes depend on the rotation frequency. As a **result**, it was not possible to investigate the influence of the surface roughness of the blades and the increased tip clearance on the overall characteristics of the multistage axial compressor. The calculation of the characteristics of an axial multistage compressor with simulation of different levels of roughness and increased tip clearance in comparison with its initial values and obtained several indicators of changes in thermogasodynamic parameters and characteristics of the compressor with changes in roughness ( $k_s = 3 \mu\text{m}$ ,  $k_s = 20 \mu\text{m}$ ,  $k_s = 40 \mu\text{m}$ ) was performed. and tip clearance ( $\Delta r = 1\%$ ,  $\Delta r = 2\%$ ,  $\Delta r = 5\%$ ). The **scientific and practical novelty** of the obtained results arises from the following: the method of calculating the thermogasdynamic parameters and characteristics of an axial multistage compressor has been improved, which makes it possible to evaluate the effect of the roughness of the surfaces of the blades and the increased tip clearance; new data were obtained regarding the change in the compressor characteristics at different levels of roughness and the size of the tip clearance.

**Keywords:** axial multistage compressor; tip clearance; surface roughness; compressor characteristics.

Даценко Вадим Анатолійович – асистент кафедри теорії авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Vadym Datsenko – Assistant at the Aviation Engines Theory Department, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine, e-mail: v.a.datsenko@khai.edu, ORCID: 0000-0002-0650-562X. Scopus Author ID: 56095195300.