

УДК 621.452.3.037.026.2

doi: 10.32620/aktt.2024.sup2.03

В. В. ОТРОЩЕНКО, М. О. ПІКУЛЬ, Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ВПЛИВ ТЕМПЕРАТУРИ ЛОПАТКОВОГО ВІНЦЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РОБОЧОГО КОЛЕСА ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА

Предметом дослідження є характеристика робочого колеса компресора з урахуванням нагріву лопаткового вінця. **Об'єктом** дослідження є лопатковий вінець робочого колеса осьового компресора. **Метою** роботи є оцінка впливу температури лопаткового вінця на характеристики робочого колеса осьового компресора. В роботі поставлено та вирішено такі **задачі**: проведено моделювання течії у робочому колесі компресора з урахуванням рівномірного нагріву лопаткового вінця до температури у діапазоні $T_l/T_n = 1 \dots 2$ з кроком 0,25 при різних значеннях осьової швидкості потоку на вході від 100 до 140 м/с з кроком 10 м/с; розраховано ступінь підвищення тиску та ККД робочого колеса компресора в діапазоні нагріву лопаткового вінця $T_l/T_n = 1 \dots 2$ з кроком 0,25; проведено оцінку впливу нагріву лопаткового вінця робочого колеса компресора на характер обтікання у міжлопатковому каналі робочого колеса. Дослідження проводилось **методом** чисельного експерименту у програмному середовищі Ansys Workbench Student. **Результати**: Здійснено оцінку впливу температури лопаткового вінця робочого колеса на характеристики робочого колеса компресора. Отримано залежності ККД η та ступеню підвищення тиску π робочого колеса компресора від коефіцієнта швидкості C_a при різних значеннях температури лопаткового вінця у діапазоні $T_l/T_n = 1 \dots 2$. Показано, що температура лопаткового вінця не суттєво впливає на характеристики робочого колеса. Так, зі збільшенням співвідношення температури лопаткового вінця до температури навколишнього середовища ККД η зростає на 0,06...0,173%. В той же час ступінь підвищення тиску π майже не змінюється. Зі збільшенням коефіцієнту швидкості C_a ступінь підвищення тиску π спочатку зменшується на 0,001...0,003, проте надалі при $T_l/T_n = 1,25 \dots 2$ поступово зростає на 0,005 порівняно з результатами, отриманими під час розрахунку характеристик робочого колеса компресора при $T_l/T_n = 1$. **Наукова новизна та практична значимість**: отримано нові дані щодо впливу температури лопаткового вінця робочого колеса на характеристику робочого колеса компресора. Отримані результати дослідження можна використовувати при оптимізації турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна та створенні перспективних триконтурних газотурбінних двигунів.

Ключові слова: газотурбінний двигун; температура, ККД; ступінь підвищення тиску; триконтурний двигун; турбовентиляторна приставка; робоче колесо; лопатковий вінець; характеристика робочого колеса; чисельний експеримент.

Вступ

Швидкість, з якою у сучасному світі відбувається розвиток авіаційної техніки, стимулює науковців до проведення досліджень за різними напрямками. Високі вимоги до параметрів робочого процесу, технічних даних при одночасному зростанні вартості створення та експлуатації літальних апаратів призвели до того, що оптимізація конструктивних та технічних рішень відбувається вже на початкових етапах проектування. Дослідження параметрів і характеристик осьових компресорів авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) нині залишаються об'єктом уваги наукової спільноти, оскільки суттєво впливають на економічність та ефективність ГТД.

Питання покращення аеродинамічних характеристик трансзвукових компресорних решіток розгля-

дається у роботі [1]. Авторами запропонований новітній метод параметризації лопатки компресора з великою кількістю керуючих змінних, який враховує геометричну форму всмоктувальної та напірної сторін і передньої кромки. Також побудований генетичний алгоритм на основі сурогатної моделі Крігінга для оптимізації характеристик компресорної решітки. За результатами проведеного в рамках дослідження двовимірного моделювання було встановлено, що загальний коефіцієнт втрат тиску можливо зменшити майже на 11% при ідеальному куті повітряного потоку, а робочий діапазон для оптимізованої решітки може бути збільшений на 6.9%. Разом з цим, отримані результати показали, що відносні максимумами товщини оптимізованих лопаток зміщуються на 10 відсотків до передньої кромки, і лопатки набувають клиноподібну форму.

Для дозвукових решіток компресорів коефіцієнт втрати загального тиску та коефіцієнт статичного тиску є важливими показниками для оцінки продуктивності каскадів компресорів. Для подальшого розуміння впливу фізичних властивостей робочого тіла на характеристики дозвукової компресорної решітки в роботі [2] метод теоретичного аналізу для встановлення зв'язку фізичних властивостей із коефіцієнтом повних втрат тиску та коефіцієнтом статичного тиску в компресорній решітці. Модель, що була вибрана для аналізу в цій статті, створена за допомогою профілю *NACA65-K48*, що має рівномірний поперечний переріз по всій довжині профілю. Коефіцієнт загальних втрат тиску пов'язаний лише з питомою теплоємністю та числом Маха робочої рідини при відповідному числі Рейнольдса. Були отримані наступні результати: чим більше питома теплоємність робочого тіла, тим більше коефіцієнт загальних втрат тиску. Коефіцієнт повних втрат тиску збільшується зі збільшенням числа Маха. Співвідношення коефіцієнта статичного тиску каскаду компресора з використанням різнорідної робочої рідини регулюється коефіцієнтом питомої теплоти та відносним числом Маха на вході. Рідина з вищим коефіцієнтом питомої теплоти має вищий статичний тиск, і дисперсія зростає зі збільшенням числа Маха. Коли кут атаки фіксований, поділ потоку в компресорній решітці залежить від несприятливого градієнта тиску. Питома теплоємність і число Маха робочої рідини впливають на поділ потоку в компресорній решітці, впливаючи на коефіцієнт статичного тиску.

Дослідження розподілу температури по висоті лопатки використовується в межах аналізу на втому лопатки компресора, як метод вимірювання довжини тріщини. У роботі [3] для імітування пошкодження стороннім предметом на лопатці була створена V-подібна виїмка. Модель була піддана поперечним вібраціям в умовах резонансу. За допомогою зображень розподілу температури отримані розміри тріщин. Визначення поведінки на видовження та втому титанового сплаву *TC17* компресорної лопатки проведено у статті [4]. В результаті були отримані криві втому матеріалу при кімнатній і високій температурах. Важливим висновком є те, що оксидний шар на поверхні зразка відповідає за виникнення втомних тріщин при високій температурі (400 °C). У високотемпературному середовищі міцність титанового сплаву *TC17* знижується, але відносно видовження залишається в основному незмінним. Визначення міцнісних характеристик лопаток компресора є важливим напрямом в сфері двигунобудування. Методологія та результати зазначених робіт можуть бути взяті до уваги при проведенні майбутніх досліджень для визначення механічних властивостей матеріалів двофазної лопа-

тки турбовентиляторної приставки (ТВП) триконтурного двигуна.

Питання впливу температурного перепаду на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі ТВП ГТД досліджувалось у роботі [5]. Автором отримано залежності ступеню підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від числа Маха на вході, враховуючи при цьому вплив гарячих газів турбінного контуру. Таким чином ступінь підвищення тиску зменшується від 0,2% до 4,8% при найбільшому впливі при значенні висоти 11 км. Разом з тим, вплив температурного перепаду буде супроводжуватись температурними навантаженнями, через що, зокрема виникає необхідність у проведенні подальших досліджень на міцність.

Зв'язок кута виходу потоку β_2 та термомеханіки лопатки визначено у статті [6]. Автори роботи провели тривимірне дослідження термомеханічної поведінки лопатки відцентрового компресора за допомогою чисельного моделювання на розрахунковому коді *ABAQUS*. Мета полягає в дослідженні впливу зміни кута β_2 на поля напружень при зміні температури. Як зазначено, цей зв'язок дозволяє визначити концентрацію напружень і зміщень у різних зонах складної форми лопатки, у тому числі на крайках. Тоді можна буде запобігти пошкодженням і тріщинам на лопатках відцентрового компресора і подальшого виходу його з ладу, що може бути спричинено термічною або механічною втомою матеріалу. Кут виходу потоку $\beta_2 = 75^\circ$ є найбільш сприятливим, при значенні $\beta_2 = 90^\circ$ забезпечується хороша продуктивність, але може виникнути ризик поломки, оскільки максимальні напруження Фон Мізеса можуть легко перевищити межу опору матеріалу.

Водночас слід зазначити, що сучасні тенденції розвитку авіаційної техніки спонукають до створення нових схем авіаційних двигунів. Одним з таких перспективних двигунів є триконтурний турбореактивний двигун (ТТРД). Однією з головних переваг зазначеної конструктивної схеми є можливість використання вже існуючих двоконтурних ГТД як модуля газогенератора з додаванням турбовентиляторної приставки (ТВП).

Суттєва особливість ТВП полягає в тому, що один контур виконує функції турбіни, а другий – вентилятора, тому істотним недоліком є температурна нерівномірність потоку в каналі ТВП, оскільки вона конструктивно виконана у вигляді двофазного робочого колеса. Так внутрішня частина обтікається гарячим газом за турбіною, температура якого може сягати $T^* = 900$ К, а компресорна частина оточена потоком повітря з атмосферними параметрами [7].

Саме тому, що ТТРД в більшій мірі знаходяться на етапі проектування та оптимізації, питання,

зокрема впливу температурної нерівномірності лопатки на аеродинамічні характеристики майже не вивчено.

Разом з тим, температурні градієнти двох'ярусної лопатки ТТРДД досліджувались у роботі [8], в якій авторами проведено тепловий розрахунок методом кінцевих елементів створено параметричну САД-модель двох'ярусної лопатки, турбінне і вентиляторне перо якої виконувалось шляхом закручування поверхні за трьома перетинами. Також проведено порівняння результатів проведеного розрахунку розподілу температури T^* , К по висоті лопатки, які були отримані шляхом математичного моделювання й за методикою [9]. Як наслідок, отримані шляхом математичного моделювання результати дослідження в достатній мірі погоджуються з розрахунками, що базуються на розв'язанні двовимірних рівнянь Ейлера, усереднених у окружному напрямі. Однак, він не враховує в'язкості та численний перелік чинників, вагомих для течії у міжлопаткових каналах.

Враховуючи вищевикладене, питання впливу температури лопаткового вінця на характеристики робочого колеса компресора є достатньо маловивченим і потребує детального розгляду з метою майбутнього розвитку авіаційних ГТД нових схем.

Метою роботи є оцінка впливу температури лопаткового вінця на характеристику робочого колеса осьового компресора.

В роботі поставлено та вирішено такі задачі:

- проведення моделювання течії у робочому колесі компресора з урахуванням рівномірного нагріву лопаткового вінця до температури у діапазоні $T_l/T_n = 1...2$ з кроком 0,25 при різних значеннях осьової швидкості потоку на вході від 100 до 140 м/с з кроком 10 м/с;

- розраховано ступінь підвищення тиску та ККД робочого колеса компресора в діапазоні нагріву лопаткового вінця $T_l/T_n = 1...2$ з кроком 0,25;

- проведено оцінку впливу нагріву лопаткового вінця робочого колеса компресора на характер обтікання у міжлопатковому каналі робочого колеса.

Матеріали та методи дослідження

Предметом дослідження є характеристика робочого колеса компресора з урахуванням нагріву лопаткового вінця.

Об'єктом дослідження є лопатковий вінець робочого колеса осьового компресора.

На рис. 1 зображено тривимірну ізометричну модель лопаткового вінця робочого колеса компресора.

Згенерована розрахункова сітка для математич-

ної моделі досліджуваного лопаткового вінця складалась із 808 тис. комірок, тип сітки - неструктурована.

При моделюванні використовувалась умова періодичності. На рис.2 представлено розрахункову сітку міжлопаткового каналу і лопатки робочого колеса компресора авіаційного двигуна.

При моделюванні задавався розрахунок для різних значень відношення температури лопатки до температури навколишнього середовища $T_l/T_n = 1...2$ з кроком 0,25 та значення осьової швидкості потоку течії від 100 до 140 м/с з кроком 10 м/с.

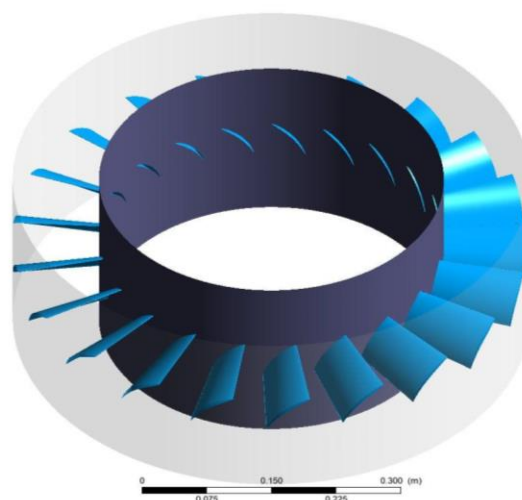


Рис. 1. Тривимірна ізометрична модель робочого колеса компресора

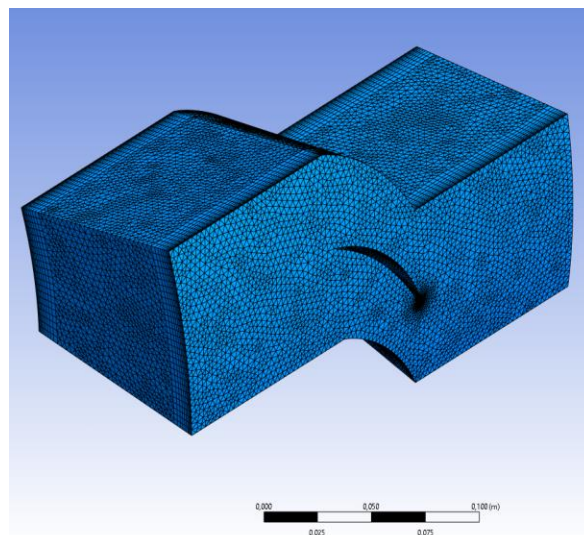


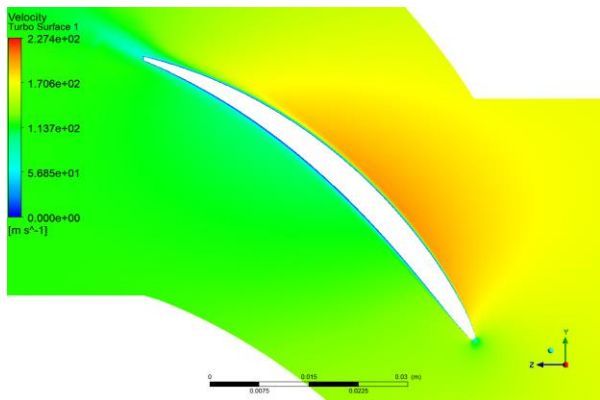
Рис.2. Сіткова модель міжлопаткового каналу і лопатки робочого колеса компресора

В даній роботі T_l – температури лопаткового вінця робочого колеса, К; T_n – температура навколишнього середовища, К.

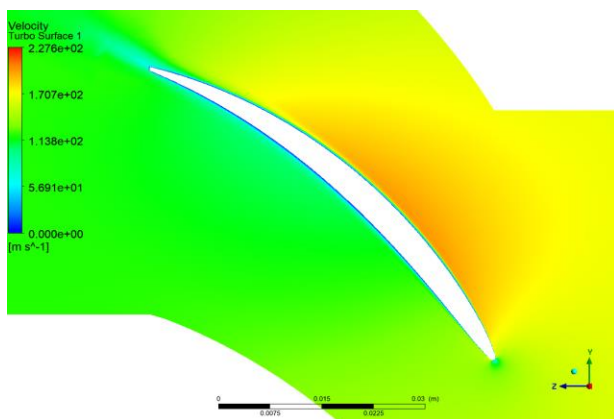
Моделювання проводилось при стандартних атмосферних умовах для висоти $H = 0$ м.

Результати та обговорення

Основною частиною даного дослідження було проведення аналізу впливу зміни температури лопаткового вінця на характеристики робочого колеса компресора. На рис. 3 та рис. 4. представлено візуалізацію скалярного поля швидкості при мінімальних і максимальних значеннях T_l/T_n та осьової швидкості 100 м/с та 140 м/с.



а



б

Рис. 3. Візуалізація скалярного поля швидкості при осьовій швидкості на вході 100 м/с:
а – для $T_l/T_n = 1$, б – $T_l/T_n = 2$

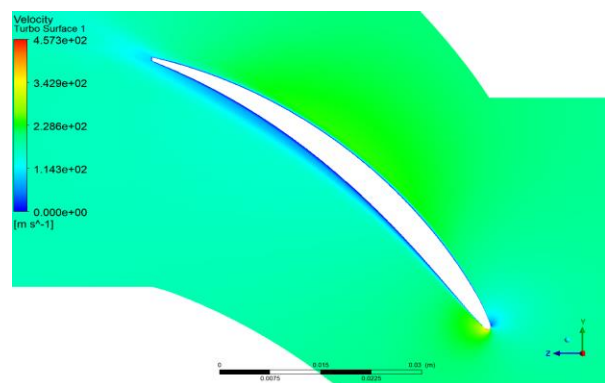
Як видно з візуалізації, характер обтікання лопаткового вінця робочого колеса осьового компресора майже не змінюється при зміні температури від 288,15K до 576,3K при однаковій осьовій швидкості на вході.

За результатами моделювання побудовано характеристики досліджуваного робочого колеса компресора з урахуванням впливу рівномірного нагріву лопаткового вінця робочого колеса. Отже, відповідно до графіків, зображених на рис. 5 та рис. 6 можна побачити, що температура лопаткового вінця не

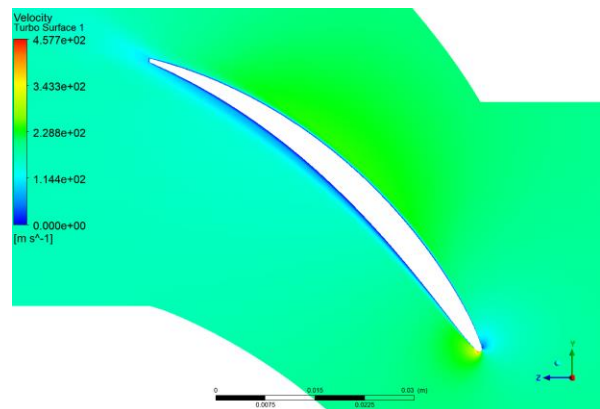
суттєво впливає на характеристики робочого колеса компресора. Так, за результатами проведеного дослідження отримано наступні дані:

- зі збільшенням співвідношення температури лопаткового вінця робочого колеса до температури навколишнього середовища ККД робочого колеса компресора зростає на 0,06...0,173%;

- зі збільшенням коефіцієнту швидкості C_a ступінь підвищення тиску π спочатку зменшується на 0,001...0,003, проте надалі при $T_l/T_n = 1,25...2$ зростає на 0,005 порівняно з результатами, отриманими під час розрахунку характеристик при $T_l/T_n = 1$.



а



б

Рис. 4. Візуалізація скалярного поля швидкості при осьовій швидкості на вході 140 м/с:
а – для $T_l/T_n = 1$, б – для $T_l/T_n = 2$

Отже, проведені дослідження показали, що зміна температури лопаткового вінця від $T_l/T_n = 1$ до $T_l/T_n = 2$ суттєво не впливає на характеристики робочого колеса компресора.

Висновки

За результатами дослідження проведено оцінку впливу температури лопаткового вінця робочого колеса на характеристику робочого колеса осьового компресора.

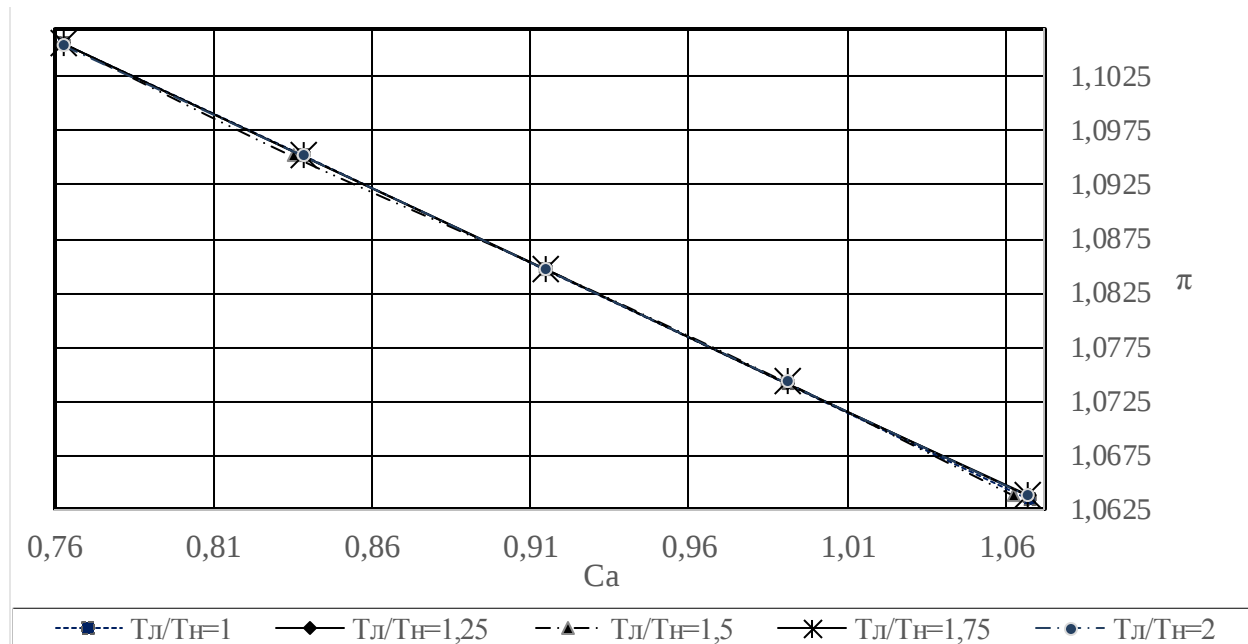


Рис.5. Залежність ступеня підвищення тиску π від коефіцієнту швидкості Ca при різних співвідношеннях $T_{\text{л}}/T_{\text{н}}$

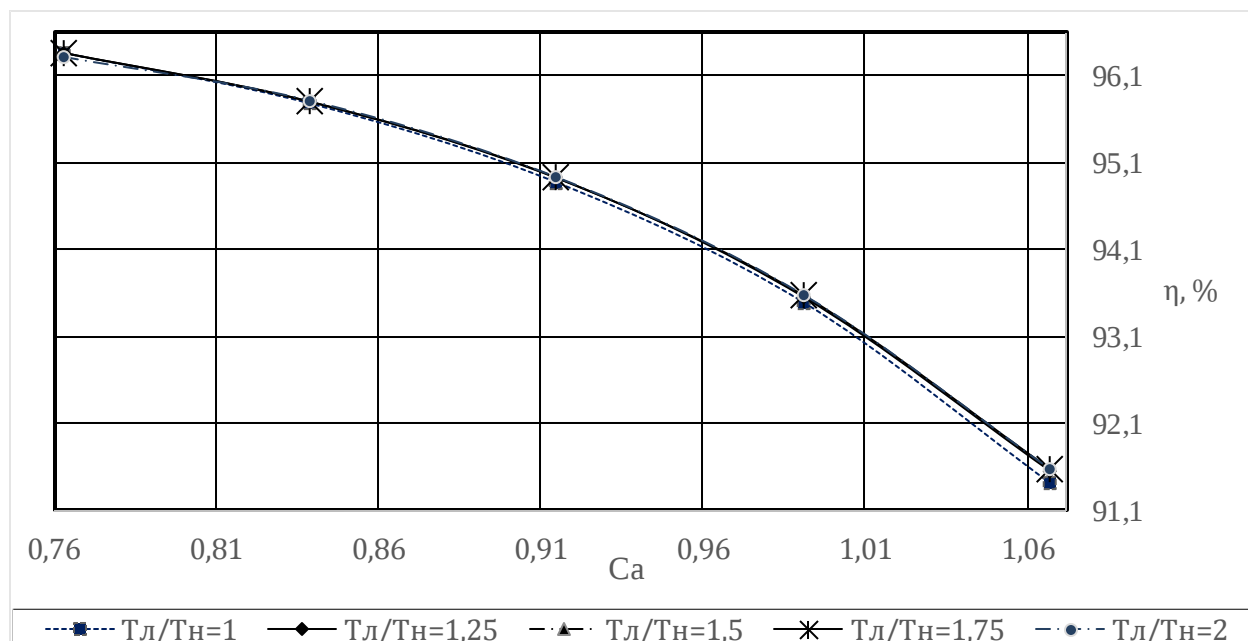


Рис. 6. Залежність ККД η робочого колеса компресора від коефіцієнту швидкості Ca при різних співвідношеннях $T_{\text{л}}/T_{\text{н}}$

Отримано залежності ККД та ступеню підвищення тиску робочого колеса компресора від коефіцієнту швидкості Ca при різних значеннях температури лопаткового вінця робочого колеса у діапазоні $T_{\text{л}}/T_{\text{н}} = 1 \dots 2$. Показано, що температура лопаткового вінця не суттєво впливає на характеристики робочого колеса. Так, зі збільшенням співвідношення темпера-

тури лопаткового вінця до температури навколишнього середовища ККД зростає на 0,06...0,173%. В той же час ступінь підвищення тиску майже не змінюється. Зі збільшенням коефіцієнту швидкості ступінь підвищення тиску спочатку зменшується на 0,001...0,003, проте надалі при $T_{\text{л}}/T_{\text{н}} = 1,25 \dots 2$ зростає на 0,005 порівняно з результатами, отриманими під час розрахунку характеристик при $T_{\text{л}}/T_{\text{н}} = 1$.

Внесок авторів: формулювання проблеми – **Юрій Терещенко**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **Марина Пікуль, Володимир Отрошенко**; постановка задачі – **Юрій Терещенко, Марина Пікуль, Володимир Отрошенко**; побудова моделі та проведення моделювання – **Володимир Отрошенко**; оцінка результатів – **Володимир Отрошенко, Марина Пікуль**; формулювання висновків – **Юрій Терещенко**.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, 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 без фінансової підтримки.

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання засобів штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Подяка

Автори висловлюють подяку **Балаласвій Катерині Вікторівні**, д-р техн. наук, доц., проф. каф. авіаційних двигунів Національного авіаційного університету.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. *Aerodynamic Optimization and Mechanism Investigation on Performance Improvements in a Transonic Compressor Cascade* [Text] / F. Meng, C. Gong, K. Li [et al] // *Machines*. – 2023. – Vol. 11, iss. 2. – P. 1-18. DOI: 10.3390/machines11020244.
2. Tian, Z. *Investigation of the Effects of Different Working Fluids on Compressor Cascade Performance* [Text] / Z. Tian, C. Wang, & Q. Zheng // *Applied Sciences*. – 2021. – Vol. 11, iss. 5. – P. 1-14. DOI: 10.3390/app11051989.
3. Bednarz, A. *Temperature distribution as a method of measuring crack length in fatigue tests of compressor blade* [Text] / A. Bednarz, M. Kuźniar, & E. Boltynjuk // *Scientific Letters of University of Rzeszow Technology*. – *Mechanika*. – 2016. – Vol. 33, iss. 293(1/16). – P. 5-16. DOI: 10.7862/rm.2016.1.

4. *Tensile and very high cycle fatigue behaviors of a compressor blade titanium alloy at room and high temperatures* [Text] / F. Liu, Y. Chen, C. He [et al] // *Materials Science and Engineering: A*. – 2021. – Vol. 811. – Article No. 141049. DOI: 10.1016/j.msea.2021.141049.

5. Майборода, Р. Вплив температурного перепаду на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки ГТД [Текст] / Р. Майборода // *Aerospace Technic and Technology*. – 2023. – № 4sup2. – P. 70–75. DOI: 10.32620/akt.2023.4sup2.09.

6. *The effect of the outlet angle β_2 on the thermomechanical behavior of a centrifugal compressor blade* [Text] / A. Allali, S. Belbachir, A. Alami [et al] // *Journal of the Mechanical Behavior of Materials*. – 2020. – Vol. 29, iss. 1. – P. 1–8. DOI: 10.1515/jmbm-2020-0001.

7. *Теорія авіаційних трьохконтурних турбореактивних двигунів* [Текст] : моногр. / Ю. М. Терещенко, М. С. Кулик, І. О. Ластівка [та інші] ; за ред. Ю. М. Терещенка.. – К. : НАУ-друк, 2010. – 116 с.

8. Терещенко, Ю. М. *Моделювання температурного стану двох'ярусної лопатки робочого колеса турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна* [Текст] / Ю. М. Терещенко, & Л. Г. Марківська // *Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації*. – 2020. – Vol. 16, iss. 23. – С. 184-188.

9. *Теорія теплових двигунів. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів* [Текст] : навч. посіб. / Ю. М. Терещенко, М. С. Кулик, Л. Г. Волянська [та інші]. – К. : НАУ-друк, 2009. – 327 с.

References

1. Meng, F., Gong, C., Li, K., Xiong, J., Li, J., & Guo, P. *Aerodynamic Optimization and Mechanism Investigation on Performance Improvements in a Transonic Compressor Cascade*. *Machines*, 2023, vol. 11, iss. 2, article no. 244, pp. 1-18. DOI: 10.3390/machines11020244.
2. Tian, Z., Wang, C., & Zheng, Q. *Investigation of the effects of different working fluids on compressor cascade performance*. *Applied Sciences*, 2021, vol. 11, iss. 5, article no. 1989, pp. 1-14. DOI: 10.3390/app11051989.
3. Bednarz, A., Kuźniar, M., & Boltynjuk, E. *Temperature distribution as a method of measuring crack length in fatigue tests of compressor blade*. *Mechanika*, 2016, vol. 33, iss. 293(1/16), pp. 5-16. DOI: 10.7862/rm.2016.1.
4. Liu, F., Chen, Y., He, C., Li, L., Wang, C., Li, H., Zhang, H., Wang, Q., & Liu, Y. *Tensile and very high cycle fatigue behaviors of a compressor blade titanium alloy at room and high temperatures*. *Materials Science and Engineering: A*, 2021, vol. 811, article no. 141049. DOI: 10.1016/j.msea.2021.141049.
5. Maiboroda, R. *Vplyv temperaturного перепаду на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки ГТД* [Influence of temperature drop on the pressure rise in the

fan circuit of the gas turbine engine turbo-fan attachment]. *Aviacijno-kosmichna tekhnika i tehnologiya – Aerospace Technic and Technology*, 2023, no. 4sup2 (190), pp. 70-75. DOI: 10.32620/akt.2023.4sup2.09.

6. Allali, A., Belbachir, S., Alami, A., Boucham, B., & Lousdad, A. The effect of the outlet angle β 2 on the thermomechanical behavior of a centrifugal compressor blade. *Journal of the Mechanical Behavior of Materials*, 2020, vol. 29, iss. 1, pp. 1-8. DOI: 10.1515/jmbm-2020-0001.

7. Tereshhenko, Yu. M., Kulyk, M. S., Lastivka, I. O., Volyans'ka, L. G., & Tereshhenko, Yu. Yu. *Teoriya aviatsiynykh trokhkonturnykh turboreaktyvnykh dvyhuniv* [Theory of aircraft three-circuit turbojet engines]. Kyiv, NAU Publ., 2010. 116 p.

8. Tereshchenko, Yu. M., & Markivs'ka, L. H. *Modelyuvannya temperaturnoho stanu dvokh"yarusnoyi*

lopatky robochoho kola turboventylyatomoyi prystavky hazoturbinnoho dvyhuna [Modelling of the temperature state of a two-tiered blade of a gas turbine engine turbofan attachment]. *Zbirnyk naukovykh prats' Derzhavnoho naukovo-doslidnoho instytutu aviatsiyi* [Proc. of the State Research Institute of Aviation], 2020, Vol. 16, iss. 23, pp. 184-188.

9. Tereshhenko, Yu. M., Kulyk, M. S., Volyans'ka, L. G., Dmy'triyev, S. O., Panin, V. V., Mitrahovy'ch, M. M., Grekov, P. I., Kirchu, F. I., Kinashuk, I. F., & Raty'ns'ky'j, V. V. *Teoriya teplovy'x dvy'guniv. Termogazo-dy'namichny'j rozrakhunok gazoturbiny'x dvy'guniv: navch. posib* [Theory of thermal engines. Thermo-gas-dynamic calculation of gas turbine engines: a manual]. Kyiv, NAU Publ., 2009. 327 p.

Надійшла до редакції 15.07.2024, розглянута на редколегії 15.08.2024

THE INFLUENCE OF BLADE ROW TEMPERATURE ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN AXIAL COMPRESSOR IMPELLER

Volodymyr Otroshchenko, Maryna Pikul, Yuriy Tereshchenko

The subject of this study was the characteristics of the compressor impeller regarding the heating of the blade row. **The object** of this study was the blade row of an axial compressor impeller. **The purpose** of this study was to evaluate the effect of the blade row temperature on the characteristics of the axial compressor impeller. The following tasks were set and solved in the study: modeling the flow in the compressor impeller considering even heating of the blade row to a temperature in the range of $T_b/T_a = 1...2$ with a step of 0.25 at different values of the axial flow velocity at the inlet from 100 to 140 m/s with a step of 10 m/s; calculating the degree of pressure increase and efficiency of the compressor impeller in the range of blade rim heating $T_b/T_a = 1...2$ with a step of 0.25; the effect of heating the compressor impeller blade row on the flow pattern in the interblade channel of the impeller was evaluated. The study was carried out by the method of numerical experimentation in the Ansys Workbench Student software environment. **Results:** The influence of the temperature of the impeller blade row on the compressor impeller characteristics was evaluated. The dependences of the efficiency η and the degree of pressure increase π of the compressor impeller on the speed coefficient Ca were obtained at different values of the blade rim temperature in the range $T_b/T_a = 1...2$. The results show that the temperature of the blade row does not significantly affect the impeller characteristics. Thus, with an increase in the ratio of the blade row temperature to the ambient temperature, the efficiency η increases by 0.06...0.173%. At the same time, the degree of pressure increase π hardly changes. With an increase in the Ca velocity coefficient, the degree of pressure increase π initially decreases by 0.001...0.003, but then at $T_b/T_a = 1.25...2$ gradually increased by 0.005 compared with the results obtained when calculating the characteristics of the compressor impeller at $T_b/T_a = 1$. The scientific novelty and practical significance of the conducted research is that new data on the influence of the impeller blade row temperature on the characteristics of the compressor impeller were obtained. The obtained results can be used to optimize the turbofan attachment of gas turbine engines and to create promising three-circuit gas turbine engines.

Keywords: gas turbine engine; temperature; efficiency; pressure ratio; three-circuit engine; turbofan attachment; impeller; blade row; impeller characteristic; numerical experiment.

Отрошенко Володимир Віталійович – магістр, асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Пікуль Марина Олександрівна – магістр, асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Терещенко Юрій Матвійович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Volodymyr Otroshchenko – Master, PhD Student of the Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 3443470@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-5227-1211.

Maryna Pikul – Master, PhD Student of the Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: pikulmarina9@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8201-5801.

Yuriy Tereshchenko – Doctor of Technical Sciences, Head of the Dept. of Aviation Engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: terj@nau.edu.ua, ORCID: 0000-0003-4367-3232.