УДК 62.25-97;533.68(045) **doi: 10.32620/aktt.2025.4sup2.05**

В. В. ОТРОЩЕНКО, М. О. ПІКУЛЬ

Державне некомерційне підприємство «Державний університет “Київський авіаційний інститут”», Київ, Україна

ВПЛИВ ТЕМПЕРАТУРНОГО НАГРІВУ ПОВЕРХНІ ЛОПАТКИ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛЮ

Предметом дослідження є *аеродинамічні характеристики профілю лопатки робочого колеса осьового компресора з урахуванням впливу температурного нагріву її поверхні.* ***Об’єктом*** *дослідження є компресорна решітка профілів робочого колеса осьового компресора.* ***Метою*** *роботи є оцінка впливу температурного нагріву поверхні лопатки на аеродинамічні характеристики профілю. У роботі поставлено та вирішено такі* ***задачі****: проведено моделювання течії в робочому колесі компресора з урахуванням рівномірного температурного нагріву поверхні лопатки до температури навколишнього середовища в діапазоні Тл/Тн = 1…3 з кроком 1 при різних значеннях осьової швидкості потоку на вході від 70 м/с до 140 м/с з кроком 10 м/с; розраховано кути повороту потоку для кожного випадку та побудовано відповідні залежності; оцінено вплив нагріву поверхні лопатки робочого колеса компресора на аеродинамічні характеристики профілю. Дослідження проводилось* ***методом*** *чисельного експерименту в програмному середовищі Ansys Workbench Student.* ***Результати:*** *Оцінено вплив температурного нагріву поверхні лопатки на аеродинамічні характеристики профілю. Розраховано кути повороту потоку при різних значеннях відношення температури поверхні лопатки до температури навколишнього середовища Тл/Тн = 1…3 та осьової швидкості потоку течії від 70 м/с до 140 м/с з кроком 10 м/с; зі зростанням температури спостерігається зменшення кута повороту потоку, через що погіршується стискання повітря. Водночас, при куті атаки 5° та співвідношенні температур Тл/Тн = 2 кут повороту потоку значно нижчий порівняно з іншими отриманими значеннями. Температурний нагрів поверхні лопатки призводить до появи зон загальмованого потоку. Стрибки значень на отриманих графіках залежностей є складними для однозначної та вірної інтерпретації.* ***Наукова новизна та практична значимість:*** *отримано нові дані щодо впливу температурного нагріву поверхні лопатки на аеродинамічні характеристики профілю. Отримані результати дослідження можна використовувати при оптимізації турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна та створенні перспективних триконтурних газотурбінних двигунів. Стрибки значень на отриманих графіках залежностей є складними для однозначної та вірної інтерпретації.*

Ключові слова: *газотурбінний двигун; температура; ефективність; кут повороту потоку; кут атаки; триконтурний двигун; турбовентиляторна приставка; робоче колесо; характеристика робочого колеса; аеродинамічні характеристики; чисельний експеримент.*

Вступ

Темпи розвитку людства за усіма можливими напрямами діяльності не залишають осторонь і авіаційну галузь. Технічні та експлуатаційні характеристики авіаційної техніки визначають не тільки ефективність та надійність польотів, а й їх економічність та екологічну безпечність.

Разом з тим все більше уваги приділяється до екологічної складової в авіаційній галузі, оскільки вимоги до скорочення обсягів викидів, у тому числі вуглекислого газу (CO_2), оксидів азоту (NO_x) та сірчастих сполук стають все більш суворими, проте відкривають для виробників та науковців широкий горизонт для впровадження найсміливіших рішень.

Так, Сполучені Штати Америки та Європейський Союз у національних планах, програмах та стратегіях сформували вимоги, які диктують розвиток авіаційної техніки на найближчі роки [1, 2].

За останнє десятиліття такі аспекти, як впровадження нових матеріалів та сплавів, розвиток та інтеграція цифрових технологій автоматизованого керування, а також глибше розуміння аеродинамічних та термодинамічних процесів перебрали на себе центр уваги наукової спільноти при проведенні як математичних так і експериментальних досліджень.

У дослідженні [3] здійснено оцінку впливу корозійного зносу лопаток газової турбіни (лопаток направляючого апарату та робочого колеса) на її аеродинамічні характеристики, беручи їх геометрію до і після експлуатації протягом тривалого періоду часу за допомогою 3D-сканування. Авторами проведено два параметричні моделювання у модулі CFD: при сталому значенні температури на вході зі зміною

Creative Commons Attribution NonCommercial 4.0 International

ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

коефіцієнта розширення турбіни та при сталому значенні коефіцієнта розширення, але зміною температури на вході. Відповідно до отриманих результатів, коефіцієнт розширення є доволі чутливим параметром до показників зношування та корозії та встановлено різницю в коефіцієнті розширення до 3%.

Авторами праці [4] проаналізовано вплив аеропружних коливань лопаток на аеродинамічну стійкість потоку в ступені компресора. За допомогою прямого чисельного моделювання (DNS) спектральним методу досліджено генерацію вихорів, зміну тиску та сепарацію потоку на поверхні лопаток при частоті від 0 до 8,28 Гц. Результати показали, що коливання лопаток значно посилюють утворення сепараційних бульбашок і збурень у аеродинамічному сліді, а точка поділу зсувається ближче до передньої кромки порівняно зі стаціонарними лопатками. Отримані результати демонструють переваги DNS для точного врахування аеропружних ефектів. При цьому, на власні частоти й форми коливань також впливає вибір матеріалу лопатки [5].

Вплив температури лопаткового вінця робочого колеса на характеристику робочого колеса осьового компресора досліджено у роботі [6]. Було виконано математичне моделювання течії у робочому колесі компресора при умові рівномірного температурного нагрівання лопаткового вінця до значень температури у діапазоні Тл/Тн = 1…2 з кроком 0,25 при осьовій швидкості потоку на вході 100 … 140 м/с з кроком 10 м/с. Крім цього, з аналогічним кроком нагрівання лопаткового вінця розраховано ступінь підвищення тиску та ККД робочого колеса компресора. Результати дослідження показали, що зі збільшенням співвідношення температури лопаткового вінця до температури навколишнього середовища ККД зростає на 0,06…0,173%, а значення ступеню підвищення тиску майже не зазнає змін.

Вплив перепаду температури на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки досліджено Р. В. Майбородою у роботі [7]. Метою зазначеної роботи є проведення оцінки впливу такого температурного перепаду. Для цього було проведено математичне моделювання течії в турбовентиляторній приставці та проведено розрахунки залежності впливу температурного перепаду на ступінь підвищення тиску від числа Маха для режимів роботи на висоті 0 км, 9 км та 11 км. Відповідно до отриманих автором результатів, ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2 … 4,8 %, а найсильніші зміни проявляються при режимі роботи на висоті 11 км. При цьому, візуалізація поля показала зміну характеру обтікання в вентиляторній частині до половини висоти лопатки. Також зростання значення температури сприяє інтенсифікації енергії примежевого шару навколо нижньої частини, що є позитивним показником щодо зменшення зон нульової швидкості під час обтікання.

Враховуючи вищевикладене, питання впливу температурного нагріву поверхні лопатки на аеродинамічні характеристики профілю недостатньо розглянуте потребує детального дослідження з метою майбутнього розвитку авіаційних ГТД нових схем.

Метою роботи є розрахунок аеродинамічних характеристик профілю лопатки 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 Тл/Тн = 1…3 з кроком 1 при різних значеннях осьової швидкості потоку на вході від 70 до 140 м/с з кроком 10 м/с;
- розраховано кути повороту потоку та для кожного випадку побудовані відповідні залежності;
- проведено оцінку впливу нагріву лопаткового вінця робочого колеса компресора на аеродинамічні характеристики профілю .

Матеріали та методи дослідження

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

Об’єктом дослідження є компресорна решітка профілів робочого колеса осьового компресора.

Характеристики розрахункової сітки були використані на основі попереднього дослідження [6]. Хорда профілю b = 70.8 мм, крок решітки t = 60 мм, густота решітки b/t = 1.18.

При моделюванні задавався розрахунок для різних значень відношення температури поверхні лопатки до температури навколишнього середовища Тл/Тн = 1…3 з кроком 1 та значення осьової швидкості потоку течії від 70 до 140 м/с з кроком 10 м/с.

На рис. 1 зображено векторне поле швидкості потоку, згідно якого проводився розрахунок кута повороту потоку $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$. Кути атаки визначались за формулою $\alpha = \varphi - \beta_1$, де φ – кут установки лопатки, який у даному дослідженні це значення становить 48.13º.

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

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

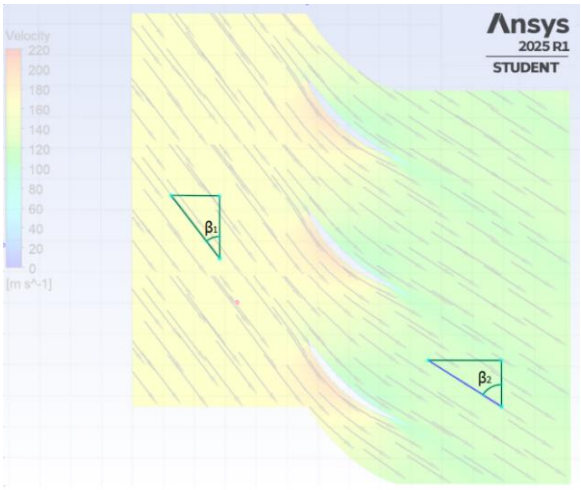


Рис. 1. Візуалізація векторного полю швидкості потоку при 100 м/с для значення Тл/Тн = 3

Результати та обговорення

В даному дослідженні було розраховано кути повороту потоку та кути атаки при різних значеннях відношення температури поверхні лопатки до температури навколишнього середовища та осьової швидкості потоку течії. Відповідно до результатів, побудовано наступні графіки залежностей

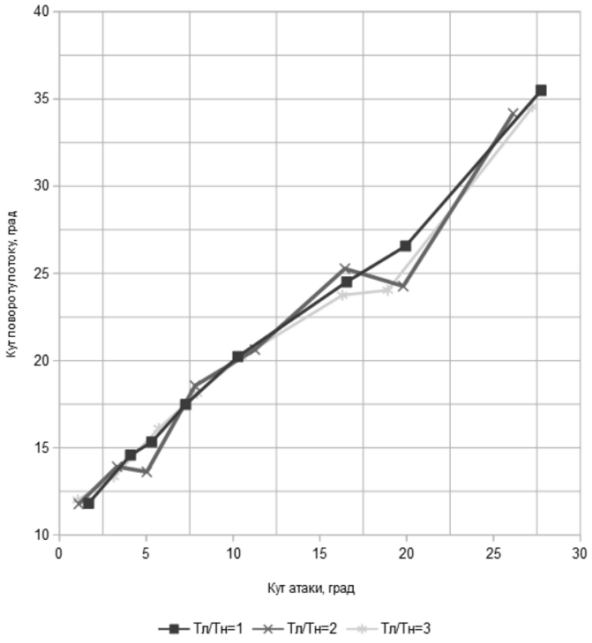


Рис.2. Залежність кута повороту потоку від куту атаки для значень Тл/Тн = 1, 2 та 3

Зміна температурного нагріву поверхні лопатки неоднозначно впливає на аеродинамічні характеристики. На рис. 2 зображена залежність куту повороту потоку від куту атаки для різних значень ступеню нагріву лопатки. Загалом, зі збільшенням температури спостерігається зменшення кута повороту потоку, через що погіршується стискання повітря. Проте, при куті атаки 5º та температурі лопатки Тл/Тн = 2 кут повороту потоку значно нижчий у порівнянні з іншими значеннями.

На рис. 3 зображена залежність куту повороту потоку від вхідної швидкості потоку. При осьових швидкостях 70..100 м/с значення для Тл/Тн = 3 є найнижчими, проте з підвищенням осьової швидкості, кут повороту потоку тимчасово підвищується. Для вхідної швидкості потоку 140 м/с всі три значення мають невелике розходження. Відбувається різке зменшення значення для Тл/Тн = 2 при осьової швидкості 120 м/с.

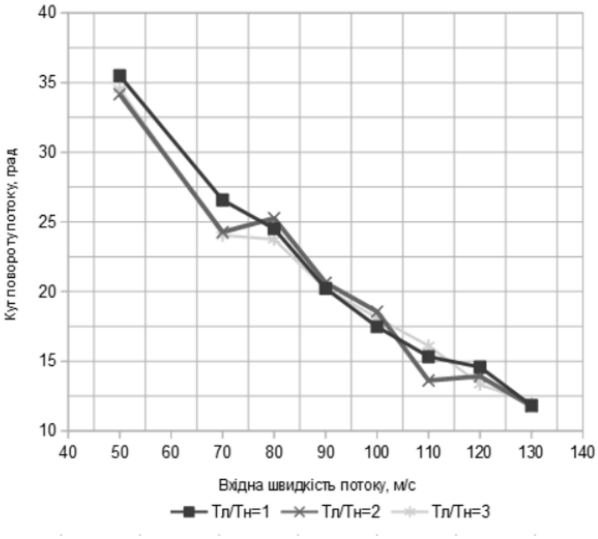


Рис. 3. Залежність кута повороту потоку від осьової швидкості

Як видно з рис. 4, при високих значеннях осьової швидкості, через нагрів лопатки можуть виникати області загальмованого потоку.

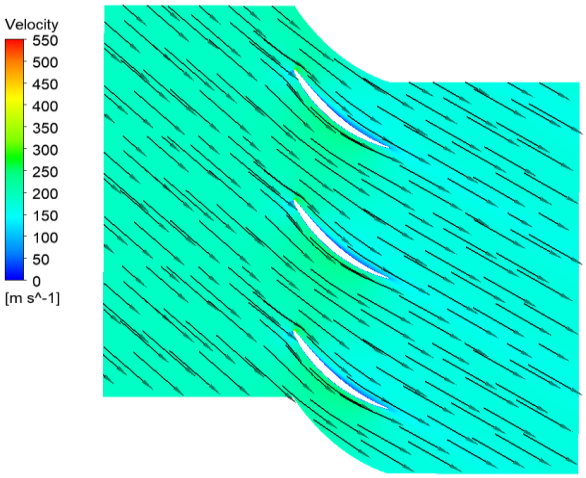
В результаті моделювання побудовано аеродинамічні характеристики досліджуваного робочого колеса компресора з урахуванням впливу рівномірного температурного нагріву поверхні лопатки. Отримано наступні дані:

- зі збільшенням співвідношення температури поверхні лопатки робочого колеса до температури навколишнього середовища зменшується кут повороту потоку;
- нагрів лопатки призводить до появи зон загальмованого потоку;
- стрибки значень на графіках залежностей складні для однозначної інтерпретації.

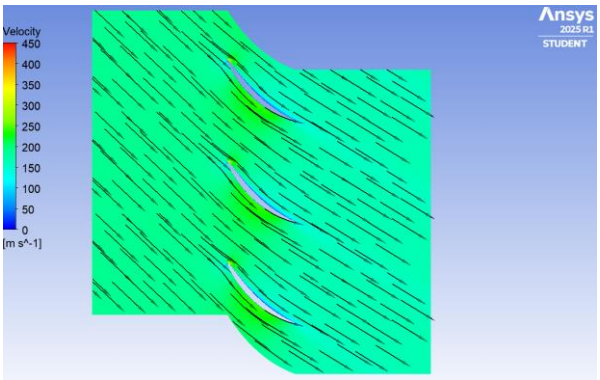
Отже, проведені дослідження показали, що

ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

збільшення температури лопатки негативно впливає на ступінь підвищення тиску компресора та усталеність потоку.



а



б

Рис. 4. Векторне поле потоку при швидкості 140 м/с: а – Тл/Тн = 1; б – Тл/Тн = 3

Висновки

За результатами дослідження проведено оцінку впливу температурного нагріву лопатки на аеродинамічні характеристики профілю лопатки робочого колеса осьового компресора.

Зі збільшенням відношення температури поверхні лопатки до температури навколишнього середовища спостерігається загальне зменшення кута повороту потоку. Це свідчить про погіршення ефективності стиснення повітря в компресорі.

Залежність кута повороту потоку від кута атаки і осьової швидкості має нелінійний характер із локальними стрибками значень. Зокрема, при Тл/Тн = 2 і куті атаки 5° відзначено аномальне зниження кута повороту, а при осьовій швидкості 120 м/с – різке падіння цього параметра.

Нагрів лопатки призводить до утворення зон загальмованого потоку при підвищених осьових швидкостях.

Підвищення температури поверхні лопатки має негативний вплив на аеродинамічну ефективність компресора, зменшує ступінь підвищення тиску та може спричинити нестабільність потоку.

Таким чином, результати дослідження підтверджують, що для забезпечення ефективної та стабільної роботи компресора необхідно враховувати вплив теплового навантаження на геометричні параметри та аеродинаміку лопаток.

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

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

Балалаєвій Катерині Вікторівні, д-р техн. наук, доц., проф. каф. авіаційних двигунів Державного некомерційного підприємства «Державний університет “Київський авіаційний інститут”».

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. United States Department of State and the United States Executive Office of the President. The Long-Term Strategy of the United States: Pathways to Net-Zero Greenhouse Gas Emissions by 2050 [Electronic resource]. – 88 p. – Available at:

https://unfccc.int/documents/308100 (accessed 01 November 2021).

2. Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe (ACARE). Fly the Green Deal [Electronic resource]. – 64 p. – Available at: https://www.acare4europe.org/wp-content/uploads/2022/06/20220815_Fly-the-green-deal_LR-1.pdf (accessed 01 June 2022).

3. Influence of blade corrosion on aerodynamic characteristics of a gas turbine [Text] / K. Yonezawa, G. Nakai, M. Takayasu [et al.] // Energy. – 2021. – Vol. 230. – Article no. 120665. doi: 10.1016/j.energy.2021.120665.

4. Nakhchi, M. E. Influence of blade vibrations on aerodynamic performance of axial compressor in gas turbine: Direct numerical simulation [Text] / M. E. Nakhchi, S. W. Naung, & M. Rahmati // Energy. - 2022. – Vol. 242. – Article no. 122988.

5. Власні частоти коливань композитної решітчастої дворядної лопатки вентилятора ТРДД [Текст] / А. Балалаєв, К. Балалаєва, М. Пікуль, & Г. Голембієвський // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2024. – № 4 (196). – С. 49–57. doi: 10.32620/aktt.2024.4.06.

6. Отрощенко, В. Вплив температури лопаткового вінця на характеристики робочого колеса осьового компресора [Текст] / В. Отрощенко, М. Пікуль, & Ю. Терещенко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2024. – № 4 спецвипуск 2. – С. 18-24. doi: 10.32620/aktt.2024.4sup2.03.

7. Майборода, Р. В. Вплив температурного перепаду на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки ГТД [Текст] // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2023. – № 4 спецвипуск 2. – С. 70–75. doi: 10.32620/aktt.2023.4sup2.09.

References

1. United States Department of State and the United States Executive Office of the President. The Long-Term Strategy of the United States: Pathways to Net-Zero Greenhouse Gas Emissions by 2050. Available at: https://unfccc.int/documents/308100 (accessed 01 November 2021). – 88 p.

2. Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe (ACARE). Fly the Green Deal. Available at: https://www.acare4europe.org/wp-content/uploads/2022/06/20220815_Fly-the-green-deal_LR-1.pdf (accessed 01 June 2022). – 64 p.

3. Yonezawa, K., Nakai, G., Takayasu, M., Sugiyama, K., Sugita, K., Umezawa, S., Ohmori, S. Influence of blade corrosion on aerodynamic characteristics of a gas turbine. Energy, 2021, vol. 230, pp. 120665. doi: 10.1016/j.energy.2021.120665.

4. Nakhchi, M. E., Naung, S. W., Rahmati, M. Influence of blade vibrations on aerodynamic performance of axial compressor in gas turbine: Direct numerical simulation. Energy, 2022, vol. 242, pp. 122988. doi: 10.1016/j.energy.2021.122988.

5. Balalaiev, A., Balalaieva, K., Pikul, M., & Golembiyevskyy, G. Vlasni chastoty kolyvan′ kompozytnoyi reshitchastoyi dvoryadnoyi lopatky ventylyatora TRDD [Natural frequencies of oscillations of the composite grid tandem fan blade of a turbofan engine]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2024, no. 4 (196), pp. 49–57. doi: 10.32620/aktt.2024.4.06. (In Ukrainian).

6. Otroshchenko, V., Pikul, M., & Tereshchenko, Y. Vplyv temperatury lopatkovoho vintsya na kharakterystyky robochoho kolesa os′ovoho kompresora [The influence of blade row temperature on the aerodynamic characteristics of an axial compressor impeller]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology* 2024, no. 4sup2, pp. 18–24. doi: 10.32620/aktt.2024.4sup2.03. (In Ukrainian).

7. Maiboroda, R. V. Vplyv temperaturnoho perepadu na stupin′ pidvy-shchennya tysku u ventylyatornomu konturi turboven-tylyatornoyi prystavky HTD [Influence of temperature drop on the pressure rise in the fan circuit of the gas turbine engine turbo-fan attachment]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2023, no. 4sup2, pp. 70–75. doi: 10.32620/aktt.2023.4sup2.09. (In Ukrainian).

Надійшла до редакції 15.06.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025

THE INFLUENCE OF BLADE TEMPERATURE ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE PROFILE

Volodymyr Otroshchenko, Maryna Pikul

The subject of the study is the aerodynamic characteristics of the compressor blade concerning the effect of its surface thermal heating. **The object** of this study is the compressor grid of an axial compressor impeller. **This study aims** to evaluate the influence of blade surface temperature on the aerodynamic characteristics of the profile. The

ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

following tasks were set and solved in the study: flow modelling in the compressor impeller considering uniform heating of the blade to temperatures in the range of Tb/Ta = 1...3 with a step of 1 at various values of the axial inlet flow velocity from 70 m/s to 140 m/s with a step of 10 m/s; calculation of the flow deflection angles for each case and construction of corresponding dependencies; and assessment of the blade heating impact of the compressor impeller on the aerodynamic characteristics of the profile. The study was carried out using the numerical experiment method in the Ansys Workbench Student software environment. **Results**: The influence of the uniform heating of the blade surface on the aerodynamic characteristics of the profile was evaluated. The flow deflection angles were calculated at different ratios of blade surface temperature to ambient temperature, Tb/Ta = 1...3, and axial flow velocities from 70 m/s to 140 m/s with a step of 10 m/s. A decrease in the flow deflection angle was observed with increasing temperature, which leads to reduced air compression efficiency. At the same time, at an angle of attack of 5° and a blade temperature of Tb/Ta = 2, the flow turning angle is significantly lower than other values. With the increasing temperature ratio of the blade surface to ambient air, the flow deflection angle decreases. Blade surface heating leads to the formation of flow stagnation zones. Sudden jumps in the graphs of dependencies are difficult to interpret clearly and unambiguously.**The scientific novelty and practical significance**: New data on the influence of blade surface temperature on the aerodynamic characteristics of the profile have been obtained. The obtained results can be used to optimize the turbofan stage of gas turbine engines and in the development of advanced three-stream gas turbine engines. Sudden value jumps on the resulting dependency graphs are difficult for clear and correct interpretation.

Keywords: gas turbine engine; temperature; efficiency; flow deflection angle; angle of attack; three-circuit engine; turbofan attachment; impeller; impeller characteristic; aerodynamic characteristics; numerical experiment.

Отрощенко Володимир Віталійович – магістр, асп. каф. авіаційних двигунів, Державне некомерційне підприємство «Державний університет “Київський авіаційний інститут”», Київ, Україна.

Пікуль Марина Олександрівна – магістр, асп. каф. авіаційних двигунів, Державне некомерційне підприємство «Державний університет “Київський авіаційний інститут”», Київ, Україна.

Volodymyr Otroshchenko – Master, PhD Student of the Department of Aviation Engines, State Non-Commercial Company «State University «Kyiv Aviation Institute»», Kyiv, Ukraine,
e-mail: 3443470@stud.kai.edu.ua, ORCID: 0000-0002-5227-1211.

Maryna Pikul – Master, PhD Student of the Department of Aviation Engines, State Non-Commercial Company «State University «Kyiv Aviation Institute»», Kyiv, Ukraine,
e-mail: pikulmarina9@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8201-5801.