

УДК 621.452.3.03.02

doi: 10.32620/aktt.2023.4sup2.09

Р. В. МАЙБОРОДА

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ВПЛИВ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПЕРЕПАДУ НА СТУПІНЬ ПІДВИЩЕННЯ ТИСКУ У ВЕНТИЛЯТОРНОМУ КОНТУРІ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЇ ПРИСТАВКИ ГТД

Предметом дослідження є робочий процес у турбовентиляторній приставці газотурбінного двигуна. *Об'єктом* дослідження є вентиляторна частина робочого колеса турбовентиляторної приставки. *Ціллю* роботи є оцінка впливу температурного перепаду в двоярусному робочому колесі на ступінь підвищення тиску у вентиляторній частині двоярусного робочого колеса турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна. Для досягнення цілі були вирішені наступні **задачі**: провести моделювання течії у турбовентиляторній приставці; розрахувати залежність ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від числа Маха для режиму роботи на висоті 0 км, 9 км та 11 км; провести оцінку температурного перепаду в двоярусному робочому колесі турбовентиляторної приставки. Дослідження проводилось **методом** чисельного експерименту. **Результати**: отримано залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від числа Маха на вході з урахуванням впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що течія гарячих газів впливає на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі. Наявність турбінної частини двоярусного робочого колеса призводить до незначного погіршення характеристики вентиляторної частини. Ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2...4,8%. Найбільший вплив проявляється на режимі роботи $H=11$ км. Візуалізація поля швидкості течії у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки показала, що при роботі турбінного контуру характер обтікання в вентиляторній частині змінюється приблизно на 50% висоти лопатки. Підвищення температури сприяє інтенсифікації енергії примежового шару навколо нижньої частини лопатки вентиляторного контуру, що позитивно впливає на зменшення нульових зон швидкості при обтіканні. **Наукова новизна та практична значимість**: отримані нові дані щодо впливу температурного перепаду в двоярусному робочому колесі на ступінь підвищення тиску у вентиляторній частині двоярусного робочого колеса турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна. Отримані результати можна використовувати під час оптимізації турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

Ключові слова: триконтурний двигун; турбовентиляторна приставка; ступінь підвищення тиску; моделювання; температурний вплив; вентиляторний контур; двоярусне робоче колесо; чисельний експеримент.

Вступ

Характерною особливістю роботи турбовентиляторної приставки є те, що робота від ротора турбіни передається на ротор вентилятора, але на відміну від класичного турбокомпресора робоче колесо турбіни і робоче колесо вентилятора розташовані єдиним робочим колесом. Верхня частина (вентиляторний контур) такого робочого колеса працює як вентилятор, нижня частина (турбінний контур) працює як турбіна.

Ідея застосування турбовентиляторної приставки не нова. Одним із перших турбовентиляторних двигунів був зроблений на основі турбореактивного двигуна General Electric J79, відомий як CJ805-23 (рис. 1), він мав вбудований задній вентилятор / турбіну низького тиску, розташовану у вихлопному патрубку турбореактивного двигуна [1].

Дослідження показали, що приріст сили тяги триконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою на крейсерському режимі складав 15%, а на режимі зльоту до 35-40%.

Пізніше, General Electric взяв за основу концепцію заднього розташування вентилятора і втілював її в проєкті двигуна General Electric GE-36 UDF (двигун початку 80-х років). Сьогодні двигун General Electric GE-36 UDF отримав подальший розвиток - в рамках проєктів Clean Sky і Clean Sky2 розроблено двигун Open Rotor. Open Rotor має показники ефективності і економічності вище, ніж двоконтурні двигуни, однак залишається проблема високого акустичного випромінювання, яке генерує задній відкритий гвинтовентилятор [2].

Основи теорії триконтурних двигунів викладено в монографії Ю. М. Терещенка [2]. В роботі викладені питання теорії робочого процесу триконтурних

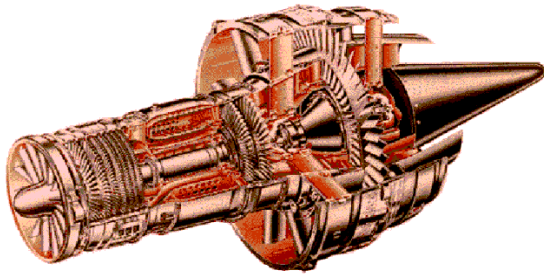


Рис. 1. Двигун з турбовентиляторною приставкою CJ805-23 [1]

двигунів (двоконтурних двигунів з турбовентиляторною приставкою), основи термодинамічного розрахунку. Наводиться приклад термодинамічного розрахунку турбовентиляторної приставки. Теоретичні розрахунки показують, що ефективність і економічність двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою зростає в порівнянні з двоконтурним двигуном без турбовентиляторної приставки. Однак, в монографії робиться тільки акцент на проблему температурного перепаду в двоярусному робочому колесі. В роботі не розглядаються питання впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки на роботу вентиляторного контуру.

Авторами роботи [3] проведено модельний експеримент з триконтурним двигуном з турбовентиляторною приставкою, показано що застосування турбовентиляторної приставки є доцільним. Але при дослідженні автори роблять акцент на вплив мотогондоли, але при цьому не враховують роботу турбовентиляторної приставки.

В роботі [4] представлена методика оцінки статичної міцності двоярусної лопатки робочого колеса турбовентиляторної приставки. В роботі представлено результати досліджень для робочого колеса з двоярусними робочими лопатками із жароміцного сплаву. Для визначення поля температур в проточній частині турбовентиляторної приставки було використано чисельний експеримент. При розрахунках на міцність двоярусних робочих лопаток турбовентиляторної приставки, окрім урахування навантажень на розтяг і вигин відцентровими силами, вигин газовими силами, необхідно враховувати додаткові температурні напруження, які виникають внаслідок нерівномірного нагріву тіла лопаток. В роботі запропонована методика оцінки статичної міцності двоярусних лопаток робочого колеса турбовентиляторної приставки. Результати оцінки статичної міцності двоярусних лопаток робочого колеса дозволяють уточнити розрахункові значення термогазодинамічних параметрів турбовентиляторної приставки.

В роботі [5] авторами представлено результати розрахункових досліджень температурного градієнта

для двоярусної лопатки перспективного триконтурного двигуна (двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою). Показано, що застосування сучасних обчислювальних методів дозволяє моделювати складні деталі перспективних двигунів в термічно навантаженому стані.

Літературний огляд [1-5] показує, що аеродинамічні характеристики досліджуваної конструкції робочого колеса турбовентиляторної приставки до теперішнього часу досліджені досить поверхнево і досліджень в цій області досить небагато. Отже, актуальною задачею є оцінка впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки на параметри вентиляторного контуру.

Метою роботи є оцінка впливу температурного перепаду в двоярусному робочому колесі на ступінь підвищення тиску у вентиляторній частині двоярусного робочого колеса турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна.

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є вентиляторна частина робочого колеса турбовентиляторної приставки. На рис.2 представлено тривимірну модель лопаткового вінця досліджуваної вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна.

При проведенні моделювання течії у вентиляторному контурі використовувалась система рівнянь Нав'є-Стокса, яка замикалась моделлю турбулентної в'язкості SST Gamma Theta Transitional. Результати тестової задачі були представлені автором у роботі [6].

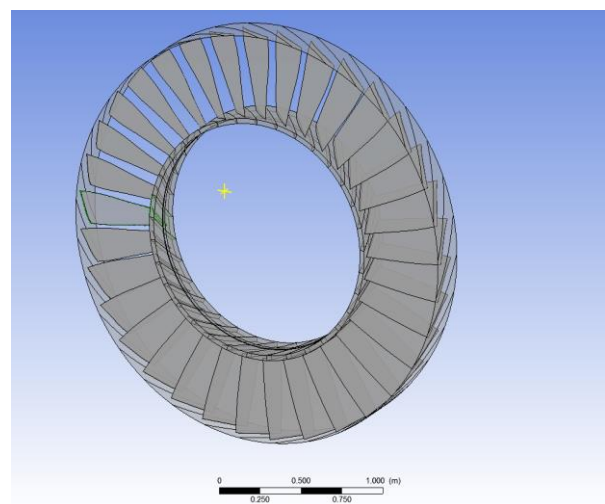


Рис. 2. Тривимірна модель лопаткового вінця досліджуваної вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки

Дослідження проводились при робочій частоті обертання двоярусного робочого колеса 2980 об/хв. на режимах роботи на висоті польоту від 0 до 11 км при стандартних атмосферних умовах. Двоярусне робоче колесо має наступні геометричні розміри: радіус втулки вентиляторної частини 36,25 см, периферійний радіус – 61 см.

При проведенні дослідження не враховувався вплив мотогондоли.

Результати

За результатами чисельного експерименту моделювання течії в робочому колесі турбовентиляторної приставки було побудовано залежність ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від числа Маха. На рис. 3 - 5 представлено залежності ступеня підвищення тиску в вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки без урахування впливу турбінної частини і з урахуванням впливу турбінної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки.

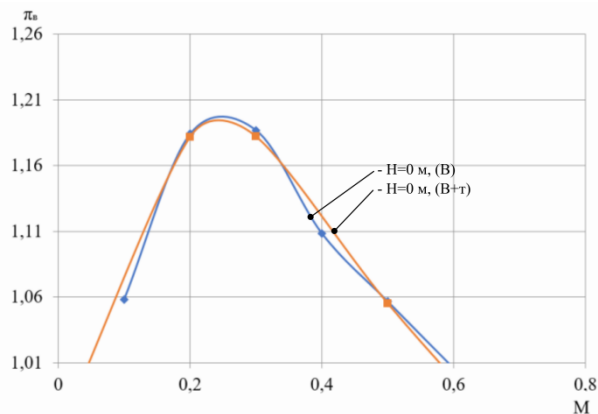


Рис. 3. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки від числа Маха на вході для висоти польоту $H=0\text{м}$

Проаналізувавши отримані результати, можна дійти до висновку, що течія гарячих газів турбінної частини робочого колеса впливає на течію у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки. Наявність турбінної частини призводить до погіршення характеристики вентиляторної частини. Ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2...4,8%.

Для режиму роботи на висоті польоту $H=0\text{м}$ вплив течії в турбінній частині на вентиляторну частину найменший і варіюється в межах до 0,5% в розглянутому діапазоні швидкостей.

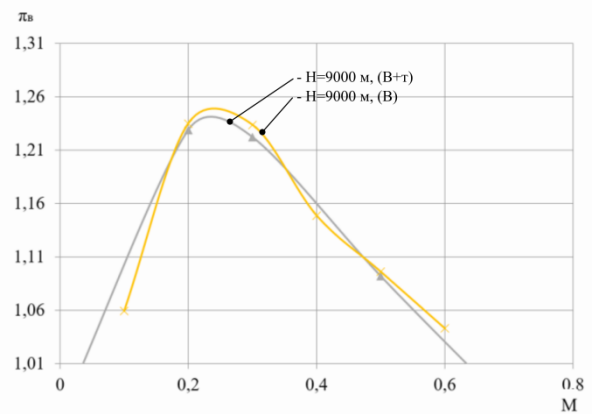


Рис. 4. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки від числа Маха на вході для висоти польоту $H=9000\text{ м}$

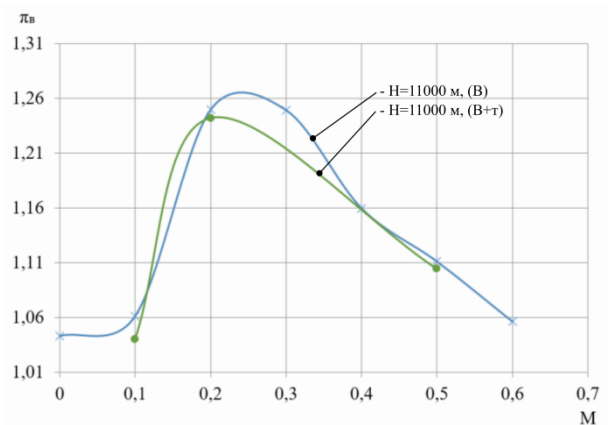


Рис. 5. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки від числа Маха на вході для висоти польоту $H=11000\text{ м}$

Для режиму роботи на висоті польоту $H=9000\text{м}$ вплив течії гарячих газів в турбінній частині на холодне повітря у вентиляторній частині вже більш суттєвий, ніж при нульовій висоті польоту і варіюється в межах до 1% в розглянутому діапазоні швидкостей.

Для режиму роботи на висоті польоту $H=11000\text{м}$ вплив течії гарячих газів в турбінній частині на холодне повітря у вентиляторній частині є найсуттєвіший, ніж при нульовій висоті польоту і висоті 9 км і варіюється в межах до 4,8% в розглянутому діапазоні швидкостей.

Різниця впливу течії гарячих газів в турбінній частині на течію у вентиляторній частині частково можна пояснити за рахунок суттєвої зміни температури повітря у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки, яка на висоті 0 м дорівнює 15°C , а на висоті 11 км становить $-56,35^\circ\text{C}$.

Візуально порівняти характер обтікання можна за допомогою поля швидкості в міжлопатковому ка-

налі вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки без впливу течії в турбінній частині і з впливом течії в турбінній частині турбовентиляторної приставки.

На рис. 6 представлено візуалізацію обтікання в вентиляторній частині турбовентиляторної приставки без урахування впливу турбінної частини турбовентиляторної приставки та з урахуванням впливу турбінної частини турбовентиляторної приставки.

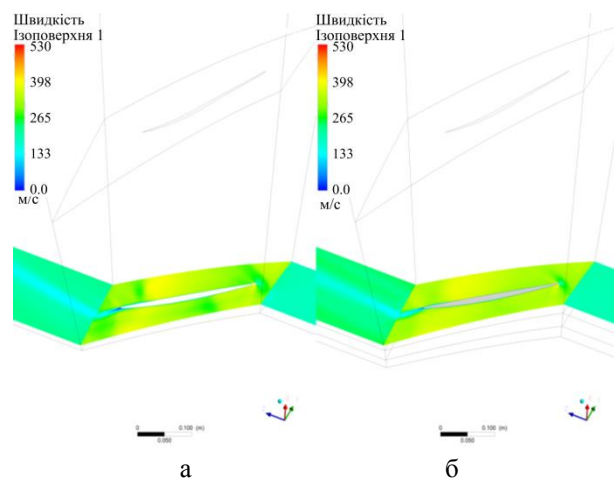


Рис. 6. Поле швидкостей в міжлопатковому каналі у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки на діаметрі $D=0,75\text{м}$:

а – течія у вентиляторній частині без впливу течії в турбінній частині, б – течія у вентиляторній частині з впливом течії в турбінній частині

Аналіз візуалізації обтікання показує відмінність у характері обтікання двох розглянутих випадків обтікання вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки. Тобто потік гарячих газів з турбінної частини двоярусної лопатки впливає на розподіл швидкості від втулкової частини лопатки до 50% за висотою лопатки вентиляторного контуру. На рис.6 видно, що за лопаткою зона нульової швидкості в сліді практично зникла у випадку розрахунку течії з урахуванням впливу течії гарячих газів в турбінній частині двоярусного робочого колеса. Це можна пояснити тим, що має місце нагрів лопатки вентиляторного контуру від лопатки турбінного контуру. Підвищення температури сприяє інтенсифікації енергії примежового шару навколо нижньої частини лопатки вентиляторного контуру. Тобто товщина примежового шару зменшується за рахунок підвищення швидкості в цій зоні. Однак на діаметрі $D= 1,2\text{ м}$ цей ефект вже зникає.

З метою більш глибокого розуміння впливу гарячих газів турбінного контуру на нагрів поверхні лопатки вентиляторний контуру, розглянемо візуалізацію температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру для наступних режимів: висота польоту

$H=0\text{м}$, $H=9000\text{м}$ при числі Маха на вході $M=0,5$. Розподіл температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру зображено на рис. 7 та 8.

Аналіз візуалізації температурного поля для режиму роботи на висоті 0 км та 9 км показує, що є відмінність у температурному нагріві поверхні лопатки. Але зберігається тенденція щодо області нагріву – втулкова частина. При режимі роботи $H=0\text{ м}$ спостерігається діапазон нагріву поверхні лопатки у втулковій частині від 950°C до 15°C (див. рис. 7). В той же час, при режимі роботи двигуна на висоті 9000 м температура поверхні лопатки зростає до 1000°C і поступово зменшується до -50°C (див. рис. 8).

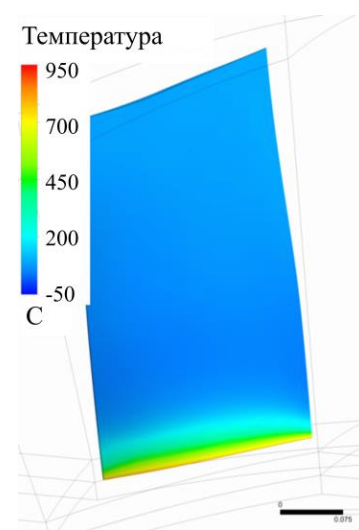


Рис. 7. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахуванням температурного впливу від турбінного контуру при режимі роботи $H=0$, $M=0,5$

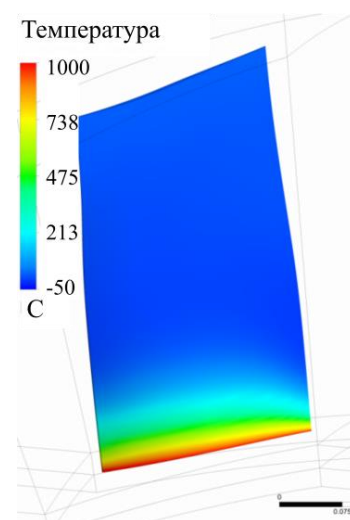


Рис. 8. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахуванням температурного впливу від турбінного контуру при режимі роботи $H=9000\text{м}$, $M=0,5$

Таким чином, можна констатувати, що при роботі турбовентиляторної приставки відбувається досить суттєвий температурний вплив на втулкову частину лопатки вентиляторного контуру. Цей вплив буде супроводжуватись температурними навантаженнями і потребує подальших досліджень на міцність.

Висновки

Проведено оцінку впливу температурного перепаду в двоярусному робочому колесі на ступінь підвищення тиску у вентиляторній частині двоярусного робочого колеса турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна.

Отримано залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від числа Маха на вході з урахуванням впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що течія гарячих газів впливає на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі. Наявність турбінної частини двоярусного робочого колеса призводить до незначного погіршення характеристики вентиляторної частини. Ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2...4,8%. Найбільший вплив проявляється на режимі роботи $H=11$ км.

Візуалізація поля швидкості течії у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки показала, що при роботі турбінного контуру характер обтікання в вентиляторній частині змінюється приблизно на 50% висоти лопатки. Підвищення температури сприяє інтенсифікації енергії примежового шару навколо нижньої частини лопатки вентиляторного контуру, що позитивно впливає на зменшення нульових зон швидкості при обтіканні.

Література

1. *Aviation Dictionary. Aft fan* [Electronic resource]. Available at: <http://avidic.ir/public/show-word-single/102/aft-fan> – 5.04.2023.

2. *Теорія триконтурних турбореактивних двигунів* [Текст] : монографія / Ю. М. Терещенко, Н. С. Кулик, Ю. Ю. Терещенко [та ін.]. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-та «НАУ-друк», 2010. – 116 с.

3. *Методика оцінки статичної міцності двоярусної лопатки робочого колеса турбовентиляторної приставки* [Текст] / Ю. М. Терещенко, К. В. Дорошенко, І. О. Ластівка, Ю. Ю. Терещенко // *Наукоємні технології*. – 2017. – № 35(3). – С. 233-241.

4. *Estimation of the aerodynamic characteristics of a stepped nacelle for the aircraft powerplant* [Text] / Yu. Yu. Tereshchenko, Yu. M. Tereshchenko, A. Sklyarov [et al.] // *Eastern European Journal of Enterprise*

Technologies. – 2019. – Vol. 6, № 7-102. – P. 27-31. doi: 10.15587/1729-4061.2019.183403.

5. *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. – № 16(23). – С. 184-188.

6. *Майборода, Р. В. Моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці* [Текст] / Р. В. Майборода // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2022. – № 4 спецвипуск 1 (181). – С. 31-35. DOI: 10.32620/akt.2022.4sup1.05.

References

1. *Aviation Dictionary. Aft fan*. Available at: <http://avidic.ir/public/show-word-single/102/aft-fan>. (accessed 5.04.2023).

2. Tereshhenko, Yu. M., Kulyk, N. S. & Tereshhenko, Yu. Yu. *Teoriya trykonturnykh turboreaktyvnykh dvyguniv* [Theory of three-bypass turbojet engines]. Kyiv, Vy'd-vo Nacz. aviacz. un-tu «NAU-druk», 2010. 116 p.

3. Tereshhenko, Yu. M., Doroshenko, K. V., Lastivka, I. O. & Tereshhenko, Yu. Yu. *Metody ka ocinky statychnoyi micznosti dvojarusnoyi lopatky robochogo kola turboventylyatornoyi prystavky* [Methodology for assessing the static strength of the two-tier blade of the impeller of the turbofan attachment]. *Naukoemni tekhnologiyi*, 2017, no. 35(3), pp. 233-241.

4. Tereshchenko, Yu. Yu., Tereshchenko, Yu. M., Sklyarov, A., Doroshenko, E. & Humeniuk, P. *Estimation of the aerodynamic characteristics of a stepped nacelle for the aircraft powerplant*. *Eastern European Journal of Enterprise Technologies*, 2019, vol. 6, no. 7-102, pp. 27-31. DOI: 10.15587/1729-4061.2019.183403.

5. Tereshhenko, Yu. M. & Markiv'ska, L. G. *Modelyuvannya temperaturного стану dvox'yarusnoyi lopatky robochogo kola turboventylyatornoyi prystavky gazoturbinnogo dvyguna* [Modeling of the temperature state of the two-tier blade of the impeller of the turbofan attachment of the gas turbine engine]. *Zbirnyk naukovykh prac Derzhavnogo naukovodoslidnogo instytutu aviaciyi*, 2020, no. 16(23), pp. 184-188.

6. *Majboroda, R. V. Modelyuvannya techiy v nadzvukovij kompresornij reshitci* [Modeling of flow in a supersonic airfoil compressor cascade]. *Aviacijno-kosmichna tekhnika i tekhnologiya – Aerospace technic and technology*, 2022, no. 4 speczvy'pusk 1 (181), pp. 31-35 DOI: 10.32620/akt.2022.4sup1.05.

Надійшла до редакції 05.06.2023, розглянута на редколегії 08.08.2023

INFLUENCE OF TEMPERATURE DROP ON THE PRESSURE RISE IN THE FAN CIRCUIT OF THE GAS TURBINE ENGINE TURBO-FAN ATTACHMENT

Roman Majboroda

The **subject** of this study is the working process in a turbofan attachment of a gas turbine engine. The **object** of study is the fan part of the impeller of a turbofan attachment. The **aim** of this study was to evaluate the effect of temperature difference in a two-tier impeller on the degree of pressure increase in the fan part of a two-tier impeller of a turbofan attachment of a three-circuit engine. To achieve this goal, the following **tasks** were solved: to simulate the flow in a turbofan attachment; to calculate the dependence of the degree of pressure increase in the fan part of the impeller of the turbofan attachment on the Mach number for the operating mode at altitudes of 0 km, 9 km and 11 km; to evaluate the temperature difference in the two-tier impeller of the turbofan attachment. The study was carried out by the method of numerical experiment. **Results:** The dependence of the degree of pressure increase of the fan circuit of the turbofan attachment on the Mach number at the inlet is obtained, taking into account the effect of hot gases of the turbine circuit of the turbofan attachment. It is shown that the flow of hot gases affects the degree of pressure increase in the fan circuit. The presence of the turbine part of the two-tier impeller leads to a slight deterioration in the characteristics of the fan part. The degree of pressure increase is reduced by 0.2 ... 4.8 %. The greatest influence is manifested in the operating mode $H = 11$ km. Visualization of the flow velocity field in the fan part of the turbofan unit showed that during the operation of the turbine circuit, the nature of the leakage in the fan part changes by approximately 50% of the blade height. An increase in temperature contributes to the intensification of the energy of the boundary layer around the lower part of the blade of the fan circuit, which has a positive effect on the reduction of zero velocity zones during the flow. **Scientific novelty and practical significance:** new data were obtained on the effect of temperature difference in a two-tier impeller on the degree of pressure increase in the fan part of a two-tier impeller of a turbofan attachment of a three-circuit engine. The results obtained can be used to optimize the turbofan attachment of a gas turbine engine.

Keywords: turbofan attachment; gas turbine engine; degree of pressure increase; modeling; temperature effect; fan circuit; two-tier impeller; numerical experiment.

Майборода Роман Валерійович – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Roman Maiboroda – PhD Student of the Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: mayboroda.r@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-3381-2027.