

УДК 621.452.3.037:662.994

doi: 10.32620/akt.2022.4sup1.06

О. О. КОЛКОВ, А. А. ДУЛЕПОВ, Є. В. ГЛОБІН,
Д. В. ДОВГАЛЮК, К. В. БАЛАЛАЄВА

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ВПЛИВ ІНЖЕКЦІЇ ПОВІТРЯ У ВХІДНІ СТІЙКИ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГУНА

Аеродинамічні сліди за стійками породжують нерівномірність потоку на вході в компресор. Нерівномірність на вході в компресор турбовального двигуна є причиною нестійкої роботи компресора, що може призвести до погіршення економічності двигуна та зменшення його ефективності. Мета роботи - оцінити вплив інжекції додаткової маси повітря у вхідні стійки турбовального двигуна типу ТВ3-117 на нерівномірність швидкості на вході в компресор. Вирішення поставленої задачі було здійснено методом математичного моделювання за допомогою безкоштовної версії програмного середовища Ansys Workbench Student. При вирішенні задачі було задіяно декілька модулів: Geometry (створення геометрії), Mesh (генерація розрахункової сітки), CFX (вибір граничних та початкових умов, розрахунок і візуалізація розрахунку). За об'єкт дослідження в роботі обрано об'єкт вінець вхідних стійок турбовального двигуна типу ТВ3 - 117. Аналіз отриманих результатів показує, що за допомогою застосування інжекції додаткової маси повітря можна знизити нерівномірність швидкості на вході в компресор. При інжекції з масовою секундною витратою 2,2...2,8% від основної масової витрати при швидкостях на вході 100...160 м/с нерівномірність швидкості на вході в компресор зменшується з 10...12% до 3...4%. Таким чином, поле швидкості перед компресором буде майже рівномірним, що позитивно вплине на його характеристику. Аналіз візуалізацій полів швидкості показує, що при застосуванні інжекції додаткової маси повітря аеродинамічний слід якісно змінюється та набагато зменшується, швидкість в сліді на відстані від 10 мм відрізняється від швидкості в ядрі потоку на 3%, на відміну від випадку без керування примежовим шаром, де швидкість в сліді відрізняється в швидкості в ядрі потоку на 10...12%. Для здійснення керування примежовим шаром в лопатках вхідних стійок не потрібно буде додатково подавати повітря, тому що для цього може бути використане повітря, яке вже подається для обігріву вхідних стійок. Конструкція лопатки вхідної стійки з керуванням примежовим шаром буде досить складна, але реалізувати розроблену конструкцію лопатки вхідної стійки з керування примежовим шаром у вихідній кромці можна за допомогою сучасних 3Д принтерів.

Ключові слова: вхідні стійки; моделювання течії; керування примежовим шаром; інжекція повітря; турбовальний двигун; аеродинамічні сліди; нерівномірність потоку.

Вступ

Розробка силової установки для літака включає в себе вирішення проблеми зменшення рівня нерівномірності потоку на вході у авіаційний двигун. У вітчизняному парку повітряних суден знаходяться в експлуатації вертольоти МІ-8 і МІ-24. Відомо, що існує рекордна кількість модифікацій вертольота МІ-8, він використовується як для цивільних так і військових задач. Силова установка вертольота МІ-8 та МІ-24 включає в себе турбовальні двигуни типу ТВ2-117 або ТВ3-117. Ці двигуни мають високі експлуатаційні характеристики, в конструкцію двигуна включено протипомпажні пристрої (наприклад, поворотні ВНА та НА перших ступенів). Однак наявність чотирьох вхідних стійок, які мають велику товщину профілю, спричинює наявність аеродинамічних слідів за ними. Аеродинамічні сліди за стійками породжують нерівномірність потоку на вході в компресор. Нерівномірність на вході в компресор турбовального двигуна є причиною нестійкої роботи

компресора, що може призвести до погіршення економічності двигуна та зменшення його ефективності. Тому зменшення рівня нерівномірності потоку на вході в компресор турбовального двигуна є актуальною задачею.

Чисельне моделювання як метод розв'язування прикладних задач щодо режиму роботи енергетичних машин, дозволяє досліджувати та отримувати результати зміни їх параметрів та характеристик [1]. Наприклад, в роботі [2] показано як за допомогою чисельного моделювання проведено оптимізацію параметрів осьового компресора.

Питання дослідження впливу нерівномірності потоку присвячено велику кількість наукових робіт. Наприклад, автори робіт [3, 4] детально досліджують механізми нерівномірності потоку на вході у двигун. В роботі [5] досліджено вплив локальної нерівномірності потоку, що спричинена зміною кута установки окремих лопаток робочого колеса. Показано, що при зміні кута установки лопаток параметри ступеня осьового компресора погіршуються. В

роботі [6] автори розглядають вплив нерівномірності потоку на вході з точки зору небажаного явища вібрації, аналізуються різні конструктивні методи зниження нерівномірності потоку та вібрації, одним з методів є використання спеціального профіля лопаток.

Впливати на нерівномірність потоку з метою зменшення її інтенсивності дозволяють методи активного та пасивного керування примежовим шаром. Огляд можливостей та аналіз течії при керуванні примежовим шаром на різних аеродинамічних поверхнях розкрито авторами в роботі [7]. Як показано в роботі [8] пасивне керування примежовим шаром (застосування щільових лопаток) у відцентровому компресорі дозволяє зменшити рівень нерівномірності потоку та покращити характеристику компресора. Аналіз застосування активних методів керування примежовим шаром у вхідному пристрої двигуна, їх комбінацію розглянуто в роботі [9], показано, що застосування активних методів керування примежовим шаром дозволяє покращити ККД компресора та знизити рівень нерівномірності потоку. До активних методів керування примежовим шаром відносяться відсмоктування та інжекція (вдув) додаткової маси повітря.

Таким чином, проблема зменшення нерівномірності потоку на вході в компресор потребує подальшого дослідження. Одним із шляхів вирішення цієї проблеми є керування примежовим шаром на вхідних стійках, а саме застосування активного методу інжекції додаткової маси повітря в аеродинамічному сліді.

Мета роботи - оцінити вплив інжекції додаткової маси повітря у вхідні стійки турбовального двигуна типу ТВ3-117 на нерівномірність швидкості на вході в компресор.

1. Постановка задачі дослідження

Вирішення поставленої задачі було здійснено методом математичного моделювання за допомогою безкоштовної версії програмного середовища Ansys Workbench Student. При вирішенні задачі було задіяно декілька модулів: Geometry (створення геометрії), Mesh (генерація розрахункової сітки), CFX (вибір граничних та початкових умов, розрахунок і візуалізація розрахунку). Обрання модулю CFX зумовлене наявністю наступних розрахункових моделей турбулентної течії: RANS моделі, LES і DES моделей для розрахунку великих вихорів та ізольованих вихорів відповідно. Також в модулі присутня модель SST, яка дозволяє моделювати перехід від ламінарної течії до турбулентної.

Для вирішення поставленої задачі було обрано модель RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) –

осереднені рівняння Нав'є-Стокса, що замикаються моделлю турбулентності Shear Stress Transport (SST) (відома, як модель Ментера). Вона представляє собою комбінацію k - ϵ і k - ω моделей турбулентності. Гібридність SST моделі дозволяє розрахувати течію у вільному потоці з використанням рівняння k - ϵ моделі, а в області стінок – рівнянням k - ω . Потреба у розрахунку аеродинамічних потоків з надлишковими градієнтами тиску та відривом у поставленій задачі спростувала можливість використання поодиначі стандартних моделей турбулентності для її розв'язку. Так як модель k - ϵ не може відобразити належну поведінку турбулентних примежових шарів аж до відриву, а модель k - ω є значно точнішою, у пристінкових шарах та добре описує надлишкові градієнти тиску або потоки з відривним обтіканням. Але k - ω дуже чутлива у вільному потоці за межами примежового шару. Саме тому модель SST об'єднує в собі k - ϵ і k - ω моделі та має зональну формулу, яка базується на функціях змішування, забезпечуючи правильний вибір зони k - ω та k - ϵ [1].

2. Результати дослідження

За об'єкт дослідження в роботі обрано лопатковий вінець вхідних стійок турбовального двигуна типу ТВ3 - 117. Тривимірну модель лопаткового вінця вхідних стійок зображено на рис.1

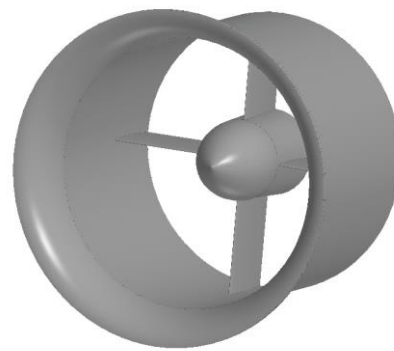


Рис.1. Тривимірна модель досліджуваних вхідних стійок турбовального двигуна

Лопатка вхідної стійки має кут установки 90 градусів, хорда профілю лопатки становить 90,4 мм, максимальна товщина — 20,4 мм. При моделюванні керування примежовим шаром інжекція додаткової маси повітря здійснювалась із задньої кромки лопатки.

При моделюванні використовувалась умова періодичності. Розрахункова область складалася із однієї стійки та одного міжлопаткового каналу (рис.2). При моделюванні вплив кока не враховувався.

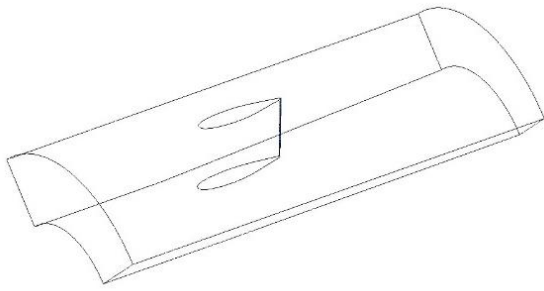


Рис.2. Розрахункова область вхідних стійок турбовального двигуна

Для дослідження було побудовано неструктуровану розрахункову сітку із близько 400 тис. вузлів та 1 млн. комірок. Адаптація розрахункової сітки для урахування впливу примежового шару здійснювалась на стійці, втулці та корпусі. На рис.3 зображено побудовану розрахункову сітку.

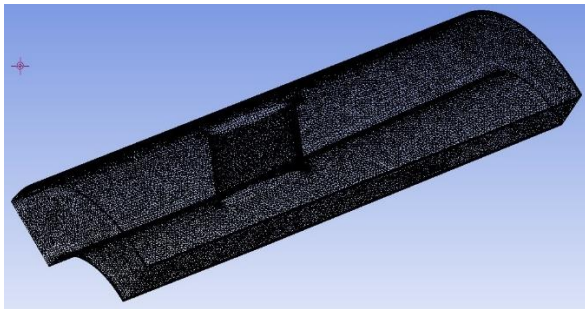


Рис. 3. Розрахункова сітка досліджуваної вхідної стійки

Моделювання течії проводилося для висоти польоту $H=0$ км при стандартних атмосферних умовах.

План виконання досліджень включав в себе моделювання течії у вхідних стійках без керування примежовим шаром та з керуванням примежовим шаром шляхом інжекції додаткової маси повітря через вихідну кромку.

Згідно плану досліджень спочатку було проведено моделювання течії у вхідних стійках без керування примежовим шаром. Моделювання течії здійснювалось при наступних значеннях вхідної швидкості: 100 м/с, 130 м/с, 160 м/с. На рис.4 показано поле розподілення швидкості при осьовій швидкості на вході 100м/с.

Візуалізація обтікання вхідних стійок показує, що за вхідними стійками створюються аеродинамічні сліди, які є причиною нерівномірності на вході в компресор, який розташований за вхідними стійками. Наявність зон із зменшеними значеннями швидкості призводить до того, що швидкість на вході у вхідний напрямний апарат має різні значення по окруж-

ності, це в свою чергу призводить до різних кутів на вході у робоче колесо між сусідніми лопатками, що в свою чергу впливає на зменшення ступеня підвищення тиску та зменшення коефіцієнта корисної дії ступеня та компресора в цілому.

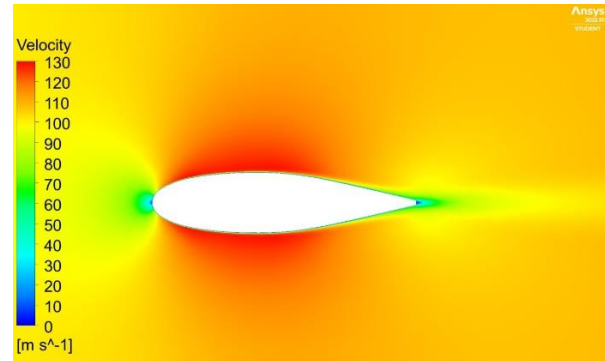


Рис. 4. Поле швидкості на середньому діаметрі при осьовій швидкості на вході 100м/с

Як показали проведені дослідження, застосування керування примежовим шаром на вхідних стійках дозволяє суттєво зменшити нерівномірність в аеродинамічних слідах за лопатками вхідних стійок. На рис.5 зображено залежність масової витрати повітря при інжекції з вихідної кромки лопатки вхідної стійки та нерівномірності швидкості потоку.

Нерівномірність швидкості потоку оцінювалась за формулою:

$$\alpha = 100\% (C_{\max} - C_{\min}) / C_{\max},$$

де $C_{\max}$ – максимальна швидкість потоку,

$C_{\min}$ – мінімальна швидкість потоку в аеродинамічному сліді.

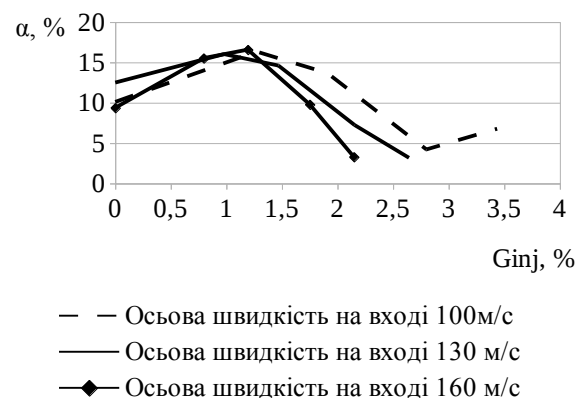


Рис.5. Залежність масової витрати повітря при інжекції з вихідної кромки лопатки вхідної стійки та нерівномірності швидкості потоку при різних осьових швидкостях на вході

Аналіз отриманих результатів показує, що за допомогою застосування інжекції додаткової маси повітря можна знизити нерівномірність швидкості на вході в компресор. При інжекції з масовою секундною витратою 2,2...2,8% від основної масової витрати при швидкостях на вході 100..160 м/с нерівномірність швидкості на вході в компресор зменшується з 10...12% до 3...4%.

Також, слід відмітити, що при недостатніх значеннях масової секундної витрати інжекції нерівномірність швидкості збільшується.

На рис. 6 представлено візуалізацію обтікання стійки для однакової швидкості на вході без керування примежовим шаром (6, а) та з керуванням примежовим шаром (6,б). Аналіз цих візуалізацій полів швидкості показує, що при застосуванні інжекції додаткової маси повітря аеродинамічний слід якісно змінюється та набагато зменшується, швидкість в сліді на відстані від 10 мм відрізняється від швидкості в ядрі потоку на 3%, на відміну від випадку без керування примежовим шаром, де швидкість в сліді відрізняється в швидкості в ядрі потоку на 10...12%.

Зазвичай негативною рисою активного керування примежовим шаром є залучання додаткової енергії для здійснення інжекції. Але в даному випадку для здійснення керування примежовим шаром буде використано повітря, яке вже подається для обігріву вхідних стійок.

Треба відзначити, що конструкція лопатки вхідної стійки з керуванням примежовим шаром буде досить складна і раніше реалізувати таку конструкцію на практиці було б неможливо. Але сьогодні нові можливості застосування в авіаційній промисловості потужностей 3Д принтерів дають можливість реалізувати розроблену конструкцію лопатки

вхідної стійки з керування примежовим шаром у вихідній кромці.

Висновки

В роботі розглянуто вплив інжекції додаткової маси повітря у вхідні стійки турбовального двигуна типу ТВ3-117 на нерівномірність швидкості на вході в компресор.

Аналіз отриманих результатів показує, що за допомогою застосування інжекції додаткової маси повітря можна знизити нерівномірність швидкості на вході в компресор. При інжекції з масовою секундною витратою 2,2...2,8% від основної масової витрати при швидкостях на вході 100..160 м/с нерівномірність швидкості на вході в компресор зменшується з 10...12% до 3...4%. Таким чином, поле швидкості перед компресором буде майже рівномірним, що позитивно вплине на його характеристику.

Аналіз візуалізацій полів швидкості показує, що при застосуванні інжекції додаткової маси повітря аеродинамічний слід якісно змінюється та набагато зменшується, швидкість в сліді на відстані від 10 мм відрізняється від швидкості в ядрі потоку на 3%, на відміну від випадку без керування примежовим шаром, де швидкість в сліді відрізняється в швидкості в ядрі потоку на 10...12%.

Для здійснення керування примежовим шаром в лопатках вхідних стійок не потрібно буде додатково подавати повітря, тому що для цього може бути використане повітря, яке вже подається для обігріву вхідних стійок.

Конструкція лопатки вхідної стійки з керуванням примежовим шаром буде досить складна, але реалізувати розроблену конструкцію лопатки вхідної стійки з керування примежовим шаром у вихідній кромці можна за допомогою сучасних 3Д принтерів.

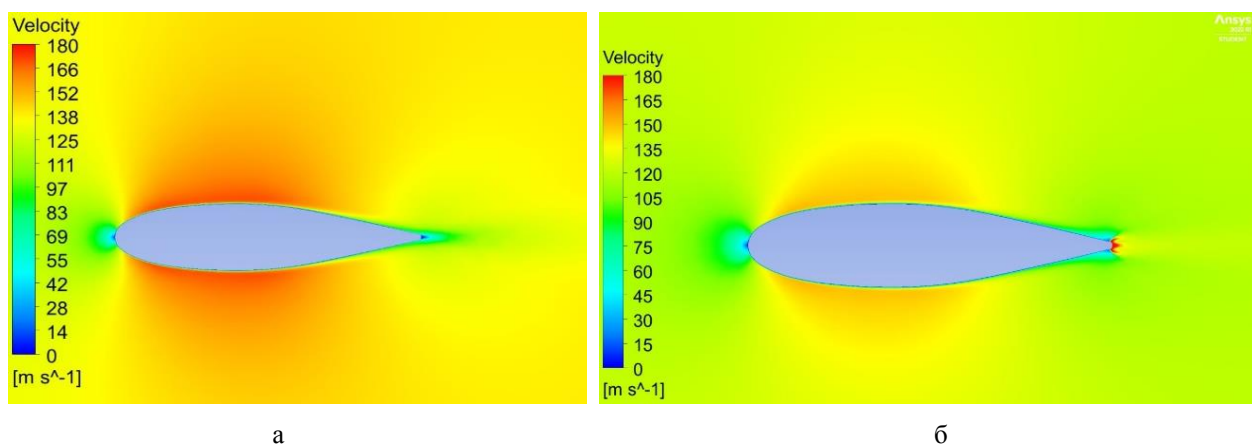


Рис. 6. Поле швидкості при обтіканні вхідної стійки: а – поле швидкості при обтіканні вхідної стійки без керування примежовим шаром; б – поле швидкості при обтіканні вхідної стійки із застосуванням інжекції додаткової маси повітря із задньої кромки лопатки

Література

References

1. Математичне моделювання робочого процесу гідромашин [Текст] : монографія / В. Е. Дранковський, К. А. Миронов, І. І. Тиньянова [та інші]. – Х. : НТУ «ХПІ», 2022. – 406 с.

2. Egorov, I. N. Optimization of the gas turbine engine parts using methods of numerical simulation [Text] / I. N. Egorov, Yu. N. Shmotin, K. S. Fedechkin // Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. – 2007. – GT2007-28205. – 8 p. DOI: 10.1115/GT2007-28205.

3. Investigation of flow unsteadiness in a highly-loaded compressor cascade using a dynamic mode decomposition method [Text] / An Guangyao, Wu Yanhui, Lang Jinhua [et al.] // Chinese Journal of Aeronautics. 2022. – V. 35, Iss. 5. – P. 275-290. DOI: 10.1016/j.cja.2021.09.003.

4. Kumar, S. Non-axisymmetric design-optimization of inlet guide vanes for a fan with inlet distortion [Text] / S. Kumar, M. G. Turner, M. L. Celestina // Proceedings of Global Power and Propulsion Society. – 2020. – GPPS-CH-2020-0151. – 10 p.

5. Effect of Non-Uniformity of Rotor Stagger Angle on the Stability of a Low-Speed Axial Compressor [Text] / Shuai Ma, Jun Hu, Xuegao Wang, Jiajia Ji // Energies. – 2022. – Vol. 15, Iss. 8. – 14 p. DOI: 10.3390/en15082714.

6. Strategy for Reduction of the Negative Effects of Circumferential Flow Irregularity in Axial Compressor [Text] / A. Ermakov, G. Popov, D. Kolmakova, V. Zubanov // Proceedings of 8th International Conference on Simulation and Modeling Methodologies, Technologies and Applications (SIMULTECH 2018). – 2018. – P. 144-150. DOI: 10.5220/0006887501440150.

7. Corke, Th. C. Active and Passive Turbulent Boundary-Layer Drag Reduction [Text] / Th. C. Corke, F. O. Thomas // AIAA Journal. – 2018. – Vol. 56, No. 10. – 13 p. DOI: 10.2514/1.J056949.

8. Xin, Jianchi. Numerical investigation of variable inlet guide vanes with trailing-edge dual slots to decrease the aerodynamic load on centrifugal compressor impeller [Text] / Jianchi Xin, Xiaofang Wang, Haitao Liu // Advances in Mechanical Engineering. – 2016. – Vol. 8, Iss. 3. – 14 p. DOI: 10.1177/1687814016640653.

9. Blowing-Suction Control in S-Shaped Inlet and Its Impact on Fan-Stage Performance [Text] / Liu Lei, Chen Fu, Luo Kun [et al.] // AIAA Journal. – 2019. – Vol. 57, No. 9. – 15 p. DOI: org/10.2514/1.J057295.

1. Drankovskiy, V. E., Myronov, K. A., Tynianova, I. I., Riezva, K. S., Krupa, Ye. S., Kukhtenkov, Yu. M. Matematychnе modelyuvannya robochoho protsesu hidromashyn [Mathematical modeling of the working process of hydraulic machines]. Kharkiv, NTU «KhPI» Publ., 2022. 406 p.

2. Egorov, I. N., Shmotin, Yu. N., Fedechkin, K. S. Optimization of the gas turbine engine parts using methods of numerical simulation. Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 2007, GT2007-28205. 8 p. DOI: 10.1115/GT2007-28205.

3. An Guangyao, Wu Yanhui, Lang Jinhua, Chen Zhiyang, Zhou Xiaobing Investigation of flow unsteadiness in a highly-loaded compressor cascade using a dynamic mode decomposition method. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, vol. 35, iss. 5, pp. 275-290. DOI: 10.1016/j.cja.2021.09.003.

4. Kumar, S., Turner, M. G., Celestina, M. L. Non-axisymmetric design-optimization of inlet guide vanes for a fan with inlet distortion. Proceedings of Global Power and Propulsion Society, 2020, GPPS-CH-2020-0151. 10 p.

5. Shuai Ma, Jun Hu, Xuegao Wang and Jiajia Ji Effect of Non-Uniformity of Rotor Stagger Angle on the Stability of a Low-Speed Axial Compressor. Energies, 2022, vol. 15, iss. 8. 14 p. DOI: 10.3390/en15082714.

6. Ermakov, A., Popov, G., Kolmakova, D., Zubanov V. Strategy for Reduction of the Negative Effects of Circumferential Flow Irregularity in Axial Compressor. Proceedings of 8th International Conference on Simulation and Modeling Methodologies, Technologies and Applications (SIMULTECH 2018), 2018, pp. 144-150. DOI: 10.5220/0006887501440150.

7. Corke, Th. C., Thomas, F. O. Active and Passive Turbulent Boundary-Layer Drag Reduction. AIAA Journal, 2018, vol. 56, no. 10. 13 p. DOI: 10.2514/1.J056949.

8. Jianchi Xin, Xiaofang Wang, Haitao Liu Numerical investigation of variable inlet guide vanes with trailing-edge dual slots to decrease the aerodynamic load on centrifugal compressor impeller. Advances in Mechanical Engineering, 2016, vol. 8, iss. 3. 14 p. DOI: 10.1177/1687814016640653.

9. Liu Lei, Chen Fu, Luo Kun, Pan Huachen, Qin Huawei, Wang Fang, Zhou Maoying, Tian Xiaoqing Blowing-Suction Control in S-Shaped Inlet and Its Impact on Fan-Stage Performance. AIAA Journal, 2019, vol. 57, no. 9. 15 p. DOI: 10.2514/1.J057295.

Надійшла до редакції 15.06.2022, розглянута на редколегії 8.08.2022

INFLUENCE OF AIR INJECTION INTO THE INTAKE SUPPORT STRUTS OF A TURBOSHAFT ENGINE

*Oleksandr Kolkov, Andrii Dulieпов, Yevhenii Hlobin,
Denys Dovhaliuk, Kateryna Balalaeva*

The aerodynamic wakes behind the struts cause uneven flow at the compressor inlet. An irregularity at the compressor inlet of a turboshaft engine causes unstable operation of the compressor, which can deteriorate the engine economy and a decrease its efficiency. The current work evaluates the effect of injection of an additional mass of air into the inlet struts of a TV3-117 turboshaft engine on the velocity non-uniformity at the compressor inlet. The solution of the task was carried out by the method of mathematical modeling using the free version of the Ansys Workbench Student software environment. When solving the problem, several modules were involved: Geometry (creation of geometry), Mesh (generation of the computational mesh), CFX (selection of boundary and initial conditions, calculation and visualization of the calculation). The blade rim of the input racks of a TV3-117 turboshaft engine was chosen as the object of study in this work. Analysis of the results obtained shows that by using the injection of additional air mass, it is possible to reduce the unevenness of the speed at the compressor inlet. When injected with a mass flow rate of 2.2...2.8% of the main mass flow rate at inlet speeds of 100...160 m/s, the speed unevenness at the compressor inlet decreases from 10...12% to 3...4%. Thus, the velocity field in front of the compressor will be nearly uniform, which will positively affect its performance. An analysis of the visualizations of the velocity fields shows that when additional air mass is injected, the aerodynamic wake changes qualitatively and decreases significantly, the speed in the wake at a distance of 10 mm differs from the speed in the flow core by 3%, in contrast to the case without boundary layer control, where the speed in the wake it differs in speed in the core of the flow by 10...12%. To control the boundary layer in the blades of the input racks, it will not be necessary to supply additional air because air that is already supplied to heat the input racks can be used for this. The design of the inlet leg blade with control of the near-boundary layer will be quite complicated, but it is possible to implement the developed inlet leg blade design for controlling the boundary layer in the trailing edge using modern 3D printers.

Keywords: intake support struts; flow simulation; boundary layer control; air injection; turboshaft engine; aerodynamic wakes; irregularity flow.

Колков Олександр Олександрович – студ. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Дулепов Андрій Андрійович – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Глобін Євгеній Валентинович – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Довгалик Денис Віталійович – студ. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Балаласва Катерина Вікторівна – д-р техн. наук, доц., проф. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Oleksandr Kolkov – student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 6137878@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-1578-2477.

Andrii Dulieпов – PhD Student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 3917687@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0001-9257-3700.

Yevhenii Hlobin – PhD Student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 361991@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-9132-067X.

Denys Dovhaliuk – student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 4536515@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0001-8552-0651.

Kateryna Balalaeva – Doctor of Technical Sciences, Professor of Dept. of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: Kiki_ua@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6495-3263, Scopus Author ID: 57190439468.