

УДК 621.452.3.03: 621.634:533.6.048.1

doi: 10.32620/aktt.2020.4.05

К. В. ДОРОШЕНКО, М. В. ХИЖНЯК, Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО

Національний авіаційний університет, Київ

## ВПЛИВ ГУСТОТИ РЕШІТКИ НА АЕРОДИНАМІЧНУ НАВАНТАЖЕНІСТЬ РОБОЧОГО КОЛЕСА ОСЬОВОГО ВЕНТИЛЯТОРА

До числа основних вимог, які зазначені до осьових вентиляторів і компресорів авіаційних газотурбінних двигунів, відносяться: мінімальні габарити та маса; висока аеродинамічна навантаженість; високий коефіцієнт корисної дії; широкий діапазон стійкої роботи; висока надійність. Для газотурбінних двигунів вимоги мінімальної маси і габаритів мають особливо важливе значення, тому що двигуни повинні забезпечувати польоти на великих швидкостях і висотах. Метою даного дослідження є оцінка впливу густоти решітки на середньому радіусі на аеродинамічну навантаженість робочого колеса осьового вентилятора для двигуна з великим ступенем двоконтурності. Об'єктом дослідження є робоче колесо вентилятора. Густота решітки на середньому радіусі змінювалася в діапазоні від 1,8 до 0,82, кількість лопаток робочого колеса вентилятора змінювалась від 33 до 15 відповідно. Дослідження в даній роботі проводилися методом чисельного експерименту. Моделювання течії у вентиляторах здійснювалося вирішенням системи рівнянь Нав'є-Стокса, які замикалися моделлю турбулентної в'язкості SST. На основі аналізу результатів дослідження проведена оцінка впливу густоти решітки на середньому радіусі на аеродинамічну навантаженість робочого колеса осьового вентилятора для двигуна з великим ступенем двоконтурності. Результати досліджень показали, що при зменшенні густоти решітки на середньому радіусі від 1,8 до 0,82 на режимах роботи з осьовою швидкістю на вході від 80 до 120 м/с ступінь підвищення тиску знижується на 0,11 ... 3,2 %. Максимальне зниження ступеня підвищення тиску для робочого колеса вентилятора з дослідженими параметрами становить 3,2 %, при зменшенні кількості лопаток вентилятора від 33 до 15, при цьому сумарна вага лопаток зменшується на 54,55 %. Зменшення густоти решітки на середньому радіусі робочого колеса дослідженого вентилятора призводить до зниження відносних розмірів зон малих швидкостей у втулки та на периферії і до зниження рівня нерівномірності потоку. Подальше зменшення рівня нерівномірності потоку за вентилятором можливо при використанні управління примежевим шаром в лопаткових вінцях - це завдання наступних досліджень.

**Ключові слова:** густота решітки; аеродинамічна навантаженість; робоче колесо; вентилятор; вага; чисельний експеримент.

### Вступ

До числа основних вимог, які зазначені до осьових вентиляторів і компресорів авіаційних газотурбінних двигунів, відносяться:

- мінімальні габарити та маса;
- висока аеродинамічна навантаженість;
- високий коефіцієнт корисної дії;
- широкий діапазон стійкої роботи;
- висока надійність.

Для газотурбінних двигунів вимоги мінімальної маси і габаритів мають особливо важливе значення, тому що двигуни повинні забезпечувати польоти на великих швидкостях і висотах.

З метою забезпечення мінімальних габаритів та маси осьових вентиляторів і компресорів, їх проектування ґрунтується на ряді наступних принципів [1, 2]:

- реалізація великих швидкостей повітря по тракту компресора;
- зменшення числа ступенів за рахунок збільшення аеродинамічної навантаженості кожного ступеня

(високих колових швидкостей робочих коліс), застосування активного і пасивного управління примежевим шаром в елементах ротора і статора компресора;

– використання композитних матеріалів нового покоління.

Таким чином, дослідження спрямовані на вирішення задач щодо вдосконалення параметрів і характеристик осьових вентиляторів і компресорів є актуальними.

Одним з ефективних шляхів зниження маси лопаток вентиляторів є використання нових композитних матеріалів або конструкцій пустотілих лопаток. Наприклад, в роботі [3] показано, що зниження маси широкохордних лопаток вентилятора в авіадвигунобудуванні можливо за рахунок створення полегшених пустотілих титанових конструкцій. В роботі [4] представлений широкий огляд світового науково-технічного доробку в області полегшених широкохордних лопаток вентиляторів турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) для середньо- і

далекомагістральних літаків. В роботі також наведено опис розробленої конструкції полегшеної лопатки із застосуванням композиційних матеріалів для перспективного вентилятора. Авторами наголошується, що використання полегшених лопаток з композитних матеріалів дає можливість відмовитися від антивібраційних полиць, що сприятливо впливає на аеродинаміку вентилятора. У статті [5] обґрунтовується необхідність зниження маси широкохордних робочих лопаток вентилятора перспективних ТРДД. Наведено досвід створення широкохордної робочої лопатки вентилятора з композиційних матеріалів для ТРДД ДП «Івченко-Прогрес». Розроблено нову конструкцію гібридної робочої лопатки вентилятора. Показано переваги розробленої конструкції гібридної робочої лопатки вентилятора. Визначено її демпфуючі і міцнісні характеристики.

Велика кількість наукових робіт в галузі двигунобудування присвячено оптимізації осьових вентиляторів і компресорів. В роботі [6] показано, що оптимізація міждисциплінарного проектування дозволяє успішно створювати компактні високонавантажені вентилятори. Використання оптимізації міждисциплінарного проектування дозволило знизити напруження на 65%, при цьому ККД вентилятора підвищився на 1%. В роботі [7] крім аеродинамічних характеристик увагу авторів зосереджено на зниженні шуму вентилятора. В роботі досліджені різні фактори: кількість лопаток вентилятора, ступінь двоконтурності, колова швидкість. Показано, що зменшення густоти решітки (зменшення кількості лопаток) і збільшення ступеня двоконтурності дає можливість забезпечити поліпшення аероакустичних характеристик вентилятора.

В роботі [8] розроблено метод оптимізації форм лопаток вентилятора шляхом розрахунку геометричних параметрів решітки осьового вентилятора із заданою продуктивністю. Метод заснований на мінімізації певного функціоналу і використанні розв'язання оберненої задачі обтікання решітки в рамках гіпотези циліндричних перерізів. Функціонал мінімізується ітераційним методом лінеаризації. Авторами наведені приклади розрахунків. Однак суттєвим недоліком даного методу є двовимірність моделювання течії, яка не враховує тривимірні ефекти обтікання.

Автори роботи [9] представили метод оберненої задачі проектування для оптимізації тривимірних форм лопаток вентилятора при заданій вхідній швидкості повітряного потоку. Конструкція лопаток вентилятора генерується з використанням численних геометричних змінних, що дозволяє повністю сформувати форми лопаток вентилятора. Результати чисельного експерименту порівнюються з результатами фізичних експериментів. Автори відзначають,

що алгоритм, який використовується в цьому дослідженні, може бути застосовано до задачі проектування лопаток в будь-яких силових установках.

В роботі [10] розглянуті особливості аеродинамічного проектування високонапірних багатоступеневих осьових компресорів. Розглянуто впливи швидкості на вході та густоти решітки на навантаженість. Однак у даній роботі не розглянуто ефекти цих факторів для вентилятора двигуна з великим ступенем двоконтурності.

Крім того, варто відзначити, що при створенні сучасних осьових вентиляторів для двигунів з великим і ультра великим ступенем двоконтурності є зменшення кількості лопаток, тобто зменшення густоти решітки. Однак, вимагають подальших досліджень задачі щодо впливу густоти решітки на аеродинамічну навантаженість робочих коліс осьових вентиляторів двигунів з великим і ультра великим ступенем двоконтурності.

Метою даного дослідження є оцінка впливу густоти решітки на середньому радіусі на аеродинамічну навантаженість робочого колеса осьового вентилятора для двигуна з великим ступенем двоконтурності.

## 1. Постановка задачі

Об'єктом дослідження є робоче колесо вентилятора [11, 12], яке має наступні геометричні параметри: периферійний радіус на вході - 1,185м, радіус втулки - 0,326м. Густота решітки на середньому радіусі змінювалася в діапазоні від 1,8 до 0,82, кількість лопаток робочого колеса вентилятора змінювалася від 33 до 15 відповідно. Частота обертання ротора вентилятора на розрахунковому режимі роботи дорівнювала 2202 об./хв. На вході задавалася осьова швидкість від 80 до 120 м/с.

Дослідження в даній роботі проводилися методом чисельного експерименту. Моделювання течії у вентиляторах здійснювалося вирішенням системи рівнянь Нав'є-Стокса, які замикалися моделлю турбулентної в'язкості SST.

## 2. Дослідження впливу густоти решітки на аеродинамічну навантаженість робочого колеса осьового вентилятора

Як зазвичай, проведення чисельного експерименту складається з декількох етапів: побудова твердотільної моделі, побудова розрахункової сітки, постановка початкових і граничних умов, власне розрахунок і подальший аналіз результатів.

На рис. 1 представлено твердотільну модель вентилятора з густотою решітки на середньому радіусі 0,82.

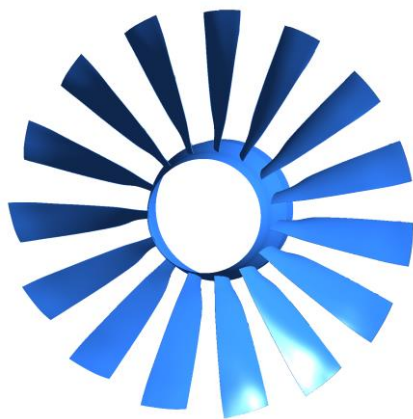


Рис. 1. Твердотільна модель досліджуваного вентилятора з густотою решітки на середньому радіусі 0,82

Для моделювання течії у вентиляторі була виділена періодична область, яка включала одну лопатку та один міжлопатковий канал. Була побудована структурована розрахункова сітка з адаптацією приміжевого шару, в залежності від досліджуваного варіанту вентилятора кількість елементів варіювалася від 0,8 до 1,5 млн.

На рис. 2 і 3 представлено візуалізацію поля швидкостей за вентилятором. Порівняльний аналіз візуалізації полів швидкостей за вентилятором (рис. 2, 3) показує, що при зменшенні густоти решітки спостерігається зниження відносних розмірів зон малих швидкостей у втулки і на периферії.

За результатами дослідження побудовано залежності аеродинамічної навантаженості робочого колеса від густоти решітки на середньому радіусі (рис. 4). Результати отримано для трьох значень осьової швидкості на вході (80 м/с, 100 м/с, 120 м/с). Аеродинамічна навантаженість лопаткового вінця робочого колеса оцінювалась ступенем підвищення тиску. Ступінь підвищення тиску оцінювався за середньоінтегральними значеннями повного тиску в перерізах на вході і на виході з робочого колеса досліджуваного вентилятора.

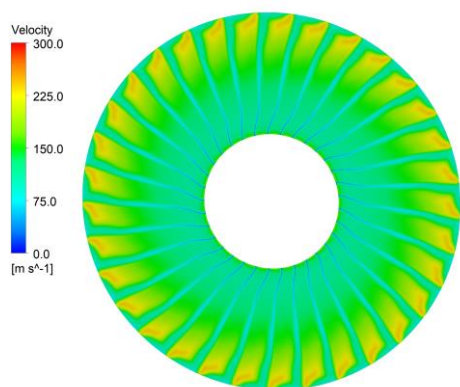


Рис. 2. Візуалізація поля швидкостей за вентилятором при густоті решітки на середньому радіусі 1,8

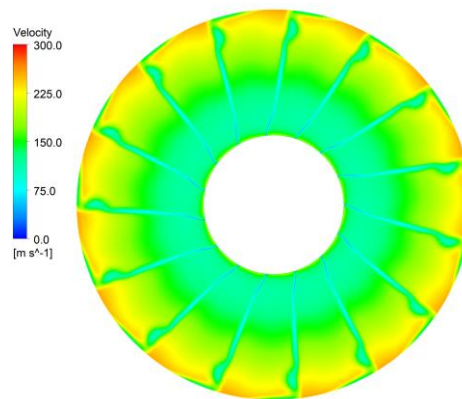


Рис. 3. Візуалізація поля швидкостей за вентилятором при густоті решітки на середньому радіусі 0,82

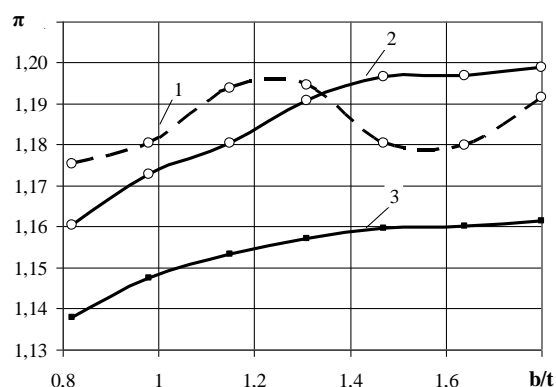


Рис. 4. Залежність ступеня підвищення тиску вентилятора  $\pi$  від густоти решітки на середньому радіусі  $b/t$ :

- 1 – режим роботи вентилятора при осьовій швидкості на вході 80 м/с;
- 2 – режим роботи вентилятора при осьовій швидкості на вході 100 м/с;
- 3 – режим роботи вентилятора при осьовій швидкості на вході 120 м/с

Аналіз представлених залежностей показує, що при зменшенні густоти решітки на середньому радіусі від 1,8 до 0,82 на режимах роботи з осьовою швидкістю на вході від 80 до 120 м/с ступінь підвищення тиску знижується на 0,11...3,2 %. Для режиму роботи вентилятора при осьовій швидкості на вході 80 м/с ступінь підвищення тиску  $\pi$  зменшується на 0,2...1,4 % при  $b/t=1,64...0,82$ . Для режиму роботи вентилятора при осьовій швидкості на вході 100 м/с ступінь підвищення тиску  $\pi$  зменшується на 0,2...3,2 % при  $b/t = 1,64...0,82$  відповідно. Для режиму роботи вентилятора при осьовій швидкості на вході 120 м/с ступінь підвищення тиску  $\pi$  зменшується на 0,11...2,04 % при  $b/t=1,64...0,82$  відповідно.

Таким чином, можна зробити висновок, що при зменшенні густоти решітки на середньому радіусі з 1,8 до 0,82, що відповідає зменшенню кількості ло-

патоки від 33 до 15, максимальне зниження ступеня підвищення тиску становить 3,2 %. При цьому сумарна маса лопаток зменшується на 54,55 %.

### Висновок

На основі аналізу результатів дослідження проведена оцінка впливу густоти решітки на середньому радіусі на аеродинамічну навантаженість робочого колеса осевого вентилятора для двигуна з великим ступенем двоконтурності.

1. Результати досліджень показали, що при зменшенні густоти решітки на середньому радіусі від 1,8 до 0,82 на режимах роботи з осевою швидкістю на вході від 80 до 120 м/с ступінь підвищення тиску знижується на 0,11 ... 3,2 %.

2. Максимальне зниження ступеня підвищення тиску для робочого колеса вентилятора з досліджуваними параметрами становить 3,2 %, при зменшенні кількості лопаток вентилятора від 33 до 15, при цьому сумарна вага лопаток зменшується на 54,55 %.

3. Зменшення густоти решітки на середньому радіусі робочого колеса дослідженого вентилятора призводить до зниження відносних розмірів зон малих швидкостей у втулки та на периферії і до зниження рівня нерівномірності потоку. Подальше зменшення рівня нерівномірності потоку за вентилятором можливо при використанні управління обмежувачем шаром в лопаткових вінцях - це завдання наступних досліджень.

### Література

1. Холщевников, К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст] / К. В. Холщевников. – М. : Машиностроение, 1970. – 614 с.
2. Аэродинамические следы в компрессорах газотурбинных двигателей [Текст] : монография / Ю. М. Терещенко, Н. С. Кулик, И. А. Ластивка и др.; под ред. Ю. М. Терещенко. – К. : НАУ, 2012. – 232 с.
3. Коротыгин, А. А. Разработка конструкции моноколеса вентилятора с полыми лопатками для ТРДД высокой степени двухконтурности [Текст] / А. А. Коротыгин, С. В. Багров, К. Р. Пятунин // Электронный журнал «Труды МАИ». – Вып. 45. – 20 с.
4. Широкохордные лопатки для ТРДД 5-6 поколений [Электронный ресурс] / Е. Н. Каблов, В. А. Скибин, Ю. А. Абузин и др. – 2005. – 30 с. – Режим доступа: <https://www.viam.ru/public/files/2005/2005-204474.pdf>. – 20.04.2020.
5. Михалкин, А. А. Рабочие лопатки вентилятора перспективных ТРДД [Текст] / А. А. Михалкин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 9 (106). – С. 97-100.
6. Joly, M. M. Multidisciplinary design optimi-

zation of a compact highly loaded fan [Text] / M. M. Joly, T. Verstraete, G. Paniagua // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2014. – № 49. – P. 471–483. DOI: 10.1007/s00158-013-0987-5.

7. Study of Noise Reduction Based on Optimal Fan Outer Pressure Ratio and Thermodynamic Performance for Turbofan Engines at Conceptual Design Stage. International Journal of Aeronautical and Space Sciences [Text] / Xue Rui, Jiang Jun, Zheng Xing et al // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. – 2020. – Vol. 21. – P. 439–450. DOI: 10.1007/s42405-019-00236-8.

8. Batyaev, E. A. Method of optimization of blade shapes in aerodynamic design of the fan cascade [Text] / E. A. Batyaev, V. B. Kurzin // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2002. – Vol. 43, no. 5. – P. 701-705.

9. Cheng-Hung, H. An optimal design for axial-flow fan blade: theoretical and experimental studies [Text] / H. Cheng-Hung, G. Chung-Wei // Journal of Mechanical Science and Technology. – 2012. – Vol. 26 (2). – P. 427-436. DOI: 10.1007/s12206-011-1030-7.

10. Архипов, Д. В. Особенности аэродинамического проектирования высоконапорных ступеней многоступенчатых осевых компрессоров [Текст] / Д. В. Архипов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». – 2010. – № 3. – С. 77-80.

11. Кисляк, М. И. Исследование влияния параметров сетки на результаты CFD расчётов ступени вентилятора ТРДД [Текст] / М. И. Кисляк, В. В. Комаров, М. М. Митрахович // Технологические системы. – 2016. – № 3 (76). – С. 60-68.

12. Кисляк, М. И. Визначення раціональної моделі турбулентності для отримання характеристик ступені вентилятора осевого компресора газотурбінного двигуна з використанням програмного комплексу ANSYS [Текст] / М. И. Кисляк, В. В. Комаров, М. М. Митрахович // Технологические системы. – 2015. – № 3 (72). – С. 62-67.

### References

1. Holshhevnikov, K. V. Teoriya i raschet aviacionnyh lopatochnykh mashin [Theory and calculation of aircraft blade machines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970. 614 p.
2. Tereshhenko, Ju. M., Kulik, N. S., Lastivka, I. A., Voljanskaja, L. G., Doroshenko, E. V., Tereshhenko, Ju. Ju. Aerodinamicheskie sledy v kompressorah gazoturbinnykh dvigatelej [Aerodynamic traces in gas turbine engine compressors]. Kiev, NAU Publ., 2012. 232 p.
3. Korotygin, A. A., Bagrov, S. V., Pjatunin, K. R. Razrabotka konstrukcii monokolesa ventiljatora s polymi lopatkami dlja TRDD vysokoj stepeni dvuhkonturnosti [Development of a design for a monowheel of a fan with hollow blades for high-bypass turbofan engines]. Jelektronnyj zhurnal «Trudy MAI», no. 45. 20 p.

4. Kablov, E. N., Skibin, V. A., Abuzin, Ju. A., Kochetov, V. N., Shavnev, A. A., Karimbaev, T. D., Luppov, A. A. *Shirokikhordnye lopatki dlja TRDD 5-6 pokolenij [Wide chord blades for turbofan engines of 5-6 generations]*, 2005. 30 p. Available at: <https://www.viam.ru/public/files/2005/2005-204474.pdf> (accessed 20.04.2020).

5. Mihalkin, A. A. Rabochie lopatki ventiljatora perspektivnyh TRDD [Fan blades for prospective turbofan engines]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2013, no. 9 (106), pp. 97-100.

6. Joly, M. M., Verstraete, T., Paniagua, G. Multidisciplinary design optimization of a compact highly loaded fan. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2014, no. 49, pp. 471-483. DOI: 10.1007/s00158-013-0987-5.

7. Xue Rui, Jiang Jun, Zheng Xing, Gong Jian- liang, A. Jackson Study of Noise Reduction Based on Optimal Fan Outer Pressure Ratio and Thermodynamic Performance for Turbofan Engines at Conceptual Design Stage. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2020, vol. 21, pp. 439-450. DOI: 10.1007/s42405-019-00236-8.

8. Batyaev, E. A., Kurzin, V. B. Method of optimization of blade shapes in aerodynamic design of the fan cascade. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2002, vol. 43, no. 5, pp. 701-705.

9. Cheng-Hung Huang, Chung-Wei Gau An optimal design for axial-flow fan blade: theoretical and experimental studies. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2012, vol. 26 (2), pp. 427-436. DOI: 10.1007/s12206-011-1030-7.

10. Arhipov, D. V. Osobennosti ajerodinamicheskogo proektirovanija vysokonapornyh stupeney mnogostupenchatyh osevyh [Features of aerodynamic design of high-pressure stages of multistage axial compressors]. *Vestnik MGTU im. N. Je. Bauman. Ser.: Mashinostroenie*, 2010, no. 3, pp. 77-80.

11. Kisljak, M. I., Komarov, V. V., Mitrahovich, M. M. Issledovanie vlijanija parametrov setki na rezul'taty CFD raschjotov stupeni ventiljatora TRDD [Investigation of the influence of grid parameters on the results of CFD calculations of the turbojet fan stage]. *Tehnologicheskie sistemy*, 2016, no. 3 (76), pp. 60 – 68.

12. Kisljak, M. I., Komarov, V. V., Mitrahovich, M. M. Viznachennja racional'noi modeli turbulentnosti dlja otrimannja harakteristik stupeni ventiljatora os'-ovogo kompresora gazoturbinnogo dviguna z vikoristannjam programnogo kompleksu ANSYS [Determination of a rational model of turbulence to obtain the characteristics of the fan stage of the axial compressor of a gas turbine engine using the ANSYS software package]. *Tehnologicheskie sistemy*, 2015, no. 3 (72), pp. 62 – 67.

Поступила в редакцию 30.05.2020, рассмотрена на редколлегии 15.08.2020

## ВЛИЯНИЕ ГУСТОТЫ РЕШЕТКИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКУЮ НАГРУЖЕННОСТЬ РАБОЧЕГО КОЛЕСА ОСЕВОГО ВЕНТИЛЯТОРА

Е. В. Дорошенко, М. В. Хижняк, Ю. М. Терещенко

К числу основных требований, которые предъявляются к осевым вентиляторам и компрессорам авиационных газотурбинных двигателей, относятся: минимальные габариты и масса; высокая аэродинамическая загруженность; высокий коэффициент полезного действия; широкий диапазон устойчивой работы; высокая надежность. Для газотурбинных двигателей требования минимальной массы и габаритов имеют особенно важное значение, так как двигатели должны обеспечивать полеты на больших скоростях и высотах. Целью данного исследования является оценка влияния густоты решетки на среднем радиусе на аэродинамическую нагруженность рабочего колеса осевого вентилятора для двигателя с большой степенью двухконтурности. Объектом исследования является рабочее колесо вентилятора. Густота решетки на среднем радиусе менялась в диапазоне от 1,8 до 0,82, количество лопаток рабочего колеса вентилятора менялось от 33 до 15 соответственно. Исследования в данной работе проводились методом численного эксперимента. Моделирование течения в вентиляторах осуществлялось решением системы уравнений Навье-Стокса, которые замыкались моделью турбулентной вязкости SST. На основе анализа результатов исследования проведена оценка влияния густоты решетки на среднем радиусе на аэродинамическую нагруженность рабочего колеса осевого вентилятора для двигателя с большой степенью двухконтурности. Результаты исследований показали, что при уменьшении густоты решетки на среднем радиусе от 1,8 до 0,82 на режимах работы с осевой скоростью на входе от 80 до 120 м/с степень повышения давления снижается на 0,11 ... 3,2 %. Максимальное снижение степени повышения давления для рабочего колеса вентилятора с исследованными параметрами составляет 3,2 %, при уменьшении количества лопаток вентилятора от 33 до 15, при этом суммарный вес лопаток уменьшается на 54,55 %. Уменьшение густоты решетки на среднем радиусе рабочего колеса исследованного вентилятора приводит к снижению относительных размеров зон малых скоростей у втулки и на периферии и к снижению уровня неравномерности потока. Дальнейшее снижение уровня неравномерности потока за вентилятором возможно при использовании управления пограничным слоем в лопаточных венцах - это задача последующих исследований.

**Ключевые слова:** густота решетки; аэродинамическая нагруженность; рабочее колесо; вентилятор; вес; численный эксперимент.

## EFFECT OF THE SOLIDITY ON THE AERODYNAMIC LOADING OF THE AXIAL FAN

*E. Doroshenko, M. Khyzhniak, Yu. Tereshchenko*

The main requirements that apply to axial fans and axial compressors of aircraft gas turbine engines include minimum dimensions and weight; high aerodynamic load; high coefficient of performance; wide range of steady work; high reliability. For gas turbine engines, the requirements of minimum weight and dimensions are especially important, since the engines must provide flights at high velocities and altitudes. This study aims to assess the effect of the solidity of the impeller fan on the average radius on the aerodynamic loading of the impeller of an axial fan for an engine with a high bypass ratio. The object of the study is the impeller of the fan. The solidity of the impeller fan on the average radius varied in the range from 1.8 to 0.82, the number of blades of the impeller fan varied from 33 to 15, respectively. The studies in this work were carried out by the method of numerical experiment. The flow in the axial fans was simulated by solving the system of Navier-Stokes equations, which were closed by the SST turbulent viscosity model. Based on the analysis of the results of the study, an assessment is made of the influence of the solidity of the impeller fan at an average radius on the aerodynamic loading of the impeller of an axial fan for an engine with a high bypass ratio. The research results showed that with a decrease in the solidity of the impeller fan at an average radius of 1.8 to 0.82 in operating modes with an axial inlet velocity of 80 to 120 m / s, the impeller fan pressure ratio decreases by 0.11 ... 3.2 %. The maximum decrease in the fan pressure ratio increase for the fan impeller with the parameters studied is 3.2 %, with a decrease in the number of fan blades from 33 to 15, while the total weight of the blades decreases by 54.55 %. The decrease in the solidity on the average radius of the impeller of the studied fan leads to a decrease in the relative sizes of the low-velocity zones at the sleeve and on the periphery and to a decrease in the level of flow unevenness. A further reduction in the level of flow non-uniformity behind the fan is possible when using the boundary layer control in the fan - this is the task of subsequent studies.

**Keywords:** solidity; aerodynamic loading; impeller; fan; weight; numerical experiment.

**Дорошенко Екатерина Викторовна** – д-р техн. наук, доц., доц. каф. авиационных двигателей, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

**Хижняк Михаил Владимирович** – асп. каф. авиационных двигателей, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

**Терешенко Юрий Матвеевич** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. авиационных двигателей, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

**Kateryna Doroshenko** – Doctor of Technical Sciences, Assistant Professor of Dept. of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: Kiki\_ua@ukr.net, ORCID Author ID: 0000-0001-6495-3263, Scopus Author ID: 57190439468, <https://scholar.google.com/citations?user=D5hIt0wAAAAJ&hl=ru>

**Mykhailo Khyzhniak** – PhD student of Dept. of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: nessmike3@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0003-2919-370X.

**Yuriy Tereshchenko** – Doctor of Technical Sciences, Professor of Dept. of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: Terj@nau.edu.ua, ORCID Author ID: 0000-0003-4367-3232, Scopus Author ID: 57194568327, <https://scholar.google.com.ua/citations?hl=uk&user=A67lffQAAAAJ>