

УДК 621.452.33.03.05

doi: 10.32620/aktt.2024.sup2.04

В. Ю. УСЕНКО¹, К. В. БАЛАЛАЄВА², М. М. МІТРАХОВИЧ³¹ ДП «Антонов», Київ, Україна² Національний авіаційний університет, Київ, Україна³ ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

ЕФЕКТИВНА ТЯГА СПІВВІСНОГО ЗАКАПОТОВАНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

Предметом дослідження є ефективна тяга співвісного закапованого гвинтовентилятора. **Об'єктом** дослідження є співвісний закапований гвинтовентилятор турбогвинтовентиляторного двигуна. **Мета дослідження:** оцінити зміну ефективної тяги закапованого співвісного гвинтовентилятора від числа M на крейсерському режимі роботи. В рамках досягнення мети поставлено та вирішено такі **задачі:** отримати залежність сили тяги співвісного гвинтовентилятора в діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 на висоті крейсерського польоту; отримати залежність сили опору співвісного гвинтовентилятора в діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 на висоті крейсерського польоту. У роботі використані **методи** чисельного експерименту та теорії теплових двигунів. Для моделювання течії використано програмне середовище Ansys CFX. **Результати дослідження:** проведено оцінку ефективної тяги закапованого співвісного гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи. При збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 сила тяги закапованого гвинтовентилятора зменшується і становить від 46,2 кН до 37,4 кН. Сила опору, на відміну від сили тяги, при збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 зростає від 12,2 кН до 17,5 кН відповідно. У діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 ефективна сила тяги змінюється від 34 кН до 20 кН відповідно. Важливим фактором при розрахунку тягових характеристик закапованих гвинтів та гвинтовентиляторів є врахування сили опору. Сила опору для досліджуваних режимів закапованого співвісного гвинтовентилятора склала від 26,3 до 46,7%. Візуалізація поля швидкості показала, що перед першим рядом та позаду другого ряду гвинтовентилятора утворюється зона зниженої швидкості. Також за капотом утворюється аеродинамічний слід. В подальшому, планується дослідити вплив товщини капоту на ефективну тягу співвісного гвинтовентилятора. **Наукова новизна та практична значимість отриманих результатів:** отримано нові дані щодо сили опору закапованого співвісного гвинтовентилятора на висоті польоту 7 км в діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7. Отримані дані можуть бути використані при модернізації турбогвинтовентиляторних двигунів.

Ключові слова: ефективна тяга; співвісний гвинтовентилятор; капот; сила тяги; сила опору; чисельний експеримент; турбогвинтовентиляторний двигун.

Вступ

Нафтова криза та глобальне забруднення планети ставить перед розробниками авіаційного транспорту задачі щодо підвищення економічності та ефективності авіаційних двигунів.

Україна, одна з небагатьох країн, яка має повний цикл розробки, виготовлення та обслуговування літальних апаратів. Розвиток більш економічної та ефективної регіональної авіації дозволить зменшити вартість квитків, приверне увагу нових пасажирів. Також, це дозволить знизити рівень шкідливих викидів. Основним типом літаків, які використовуються для регіональних ліній, є літаки з турбогвинтовими або турбогвинтовентиляторними двигунами.

Турбогвинтовентиляторний двигун в порівнянні з турбогвинтовим має кращі характеристики з економічності та ефективності. Але, не дивлячись на це, турбогвинтовентиляторні двигуни потребують вдосконалення, враховуючи міжнародні вимоги.

Одним із можливих шляхів удосконалення турбогвинтовентиляторного двигуна є застосування капоту для співвісного або однорядного гвинтовентилятора.

У роботі [1] представлені результати дослідження порівняння аеродинамічних та акустичних характеристик закапованих та відкритих гвинтів на основі високоточних методів CFD. Продовження роботи [1] представлено у роботі [2]. У роботі [2] представлена оптимізація аеродинамічних характеристик закапованого гвинта на основі зміни форми капоту та лопатей гвинта. Як базові проекти закапованих гвинтів обрані закаповані гвинти, що досліджуються в NASA. У роботі також виконано оптимізацію кута крутки лопаті гвинта. Оптимізація показує покращення характеристик закапованого гвинта порівняно з вихідною конструкцією, особливо зі збільшенням кількості лопатей.

У роботі [3] автори досліджують комплексно аеродинамічні та акустичні характеристики закапована-

ного гвинта. В результаті проведених досліджень, автори роблять висновок, що оптимізація форми капоту та гвинта призводить до поліпшення аеродинамічних та акустичних характеристик закапотованого гвинта.

У роботі [4] автори досліджують аеродинамічні характеристики співвісного закапотованого та відкритого гвинта. Вони акцентують увагу на тому, що всі досліджувані аеродинамічні характеристики співвісного закапотованого гвинта вище, ніж відкритого з еквівалентними співвісними гвинтами. Однак, також вони стверджують, що варто досліджувати вплив інших параметрів, таких як, наприклад, діаметр втулки.

У статті [5] представлено валідацію та оцінку закапотованих гвинтів для силової установки літаків. Пропонуються чисельні методи та стратегії моделювання, включаючи стійке/нестационарне високоточне моделювання обчислювальної гідродинаміки (CFD) та простіші методи, засновані на імпульсі. Перевірка та порівняння методів проводяться з використанням гвинта, запропонованого NASA. Моделювання також виконується та аналізується при розширених передавальних числах, налаштуванні кроку лопатей та кутах бокового вітру. Також проводяться порівняння з аналогами із відкритим гвинтом. Закапотований гвинт демонструє найкращі характеристики порівняно зі своїм аналогом без капота. Основний приріст тяги визначається поєднанням всмоктування на передній кромці капота та вищого тиску на виході з дифузора. Також показано, що гвинт має слід меншої інтенсивності.

В роботі [6] автори провели дослідження довжини капота закапотованого гвинта на тягу. Автори показали, що максимальне збільшення коефіцієнта статичної тяги та силового навантаження для закапотованого гвинта порівняно з відкритим гвинтом становило від 25% до 50%. Також автори відзначають, що зменшення радіального зазору сприяє збільшенню напірності гвинта.

У роботі [7] докладно вивчені характеристики закапотованого вентилятора для інноваційного електричного літака з вертикальним зльотом та посадкою (eVTOL). Наведено результати дослідження характеристик закапотованого вентилятора, щоб дати більш точну конструкцію енергетичних установок літака та краще спрогнозувати його експлуатаційні характеристики. Окремо вивчалися два режими роботи силової установки: режим зльоту та висіння, в якому використовуються два закапотовані вентилятори перед крилом і один співвісний закапотований вентилятор, вбудований у хвостову частину літака; і крейсерський режим, в якому використовуються лише два передні двигуни. Досліджується адаптивний закапотований вентилятор. Це означає, що кожен закапотований вентилятор може трансформуватися та адаптуватися для оптимізації своєї роботи у будь-яких умовах. Тяга закапотованого

вентилятора була розрахована з використанням двох теоретичних методів: теорії імпульсу та теорії лопаткових машин. Ці методи використовувалися для визначення розмірів енергетичних установок, щоб гарантувати дотримання вимог по тязі.

На даний час є багато досліджень, присвячених закапотованим гвинтам чи вентиляторам. Результати, отримані в дослідженнях показують, що капот дозволяє частково вирішити такі проблеми як зниження аероакустичного випромінювання від гвинта, який є одним із основних джерел шуму при зльоті та посадці; підвищити ефективність (реактивну тягу) гвинта без зміни параметрів газогенератора. Це, в свою чергу, дозволяє при зміні параметрів газогенератора підвищити економічність для створення заданої сили тяги. Однак, питання щодо застосування капота для співвісного гвинтовентилятора вивчено не повною мірою і потребує подальших досліджень.

Мета: оцінити зміну ефективної тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора від числа M на крейсерському режимі роботи.

В рамках досягнення мети поставлено та вирішено такі задачі:

- отримати залежність сили тяги співвісного гвинтовентилятора в діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 на висоті крейсерського польоту;
- отримати залежність сили опору співвісного гвинтовентилятора в діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 на висоті крейсерського польоту.

Матеріали та методи дослідження

Об'єктом дослідження виступає співвісний гвинтовентилятор в капоті. Співвісний гвинтовентилятор складається з двох рядів лопатей. Перший ряд має 6 лопатей, другий – 8; периферійний діаметр – 4,5 м; втулковий діаметр – 0,88 м; частота обертання та кут установки лопатей відповідає крейсерському режиму роботи на висоті 7 км. Довжина капота становить – 3,219 м, значення максимальної товщини – 0,23 м. В перерізі капот має аеродинамічний профіль. На рис.1 зображено тривимірну модель досліджуваного закапотованого співвісного гвинтовентилятора.

Розрахунки проводились при стандартних атмосферних умовах, без урахування вхідної турбулентності та бокового вітру.

Дослідження, представлене в роботі, проведено методом чисельного експерименту. Можливості чисельного експерименту дозволяють дослідникам проводити експерименти з об'єктами складної геометрії (наприклад, як співвісний гвинтовентилятор чи співвісний гвинтовентилятор в капоті) при різних умовах роботи. Важливим етапом чисельного експерименту є проведення тестових задач - порівняння

результатів чисельного експерименту з даними льотних випробувань чи фізичного експерименту. В даному дослідженні було проведено порівняння тяги співвісного гвинтовентилятора, отриманого в результаті чисельного експерименту, і тяги, отриманої під час льотних випробувань для однакових умов роботи.



Рис. 1. Модель співвісного закапотованого гвинтовентилятора

Моделювання течії виконане в модулі Ansys CFX. Блочна сітка досліджуваних моделей побудована в модулі ICEM, з урахуванням примежового шару.

Для дослідження обрано діапазон чисел Маха від 0,5 до 0,7, частота обертання ротора не змінювалась і складала 850 об/хв.

Результати та обговорення

Для досягнення мети дослідження - побудови тягової характеристики закапотованого співвісного гвинтовентилятора - спочатку було отримано залежність сили тяги закапотованого гвинтовентилятора на висоті польоту 7 км при числах Маху від 0,5 до 0,7 (рис. 2).

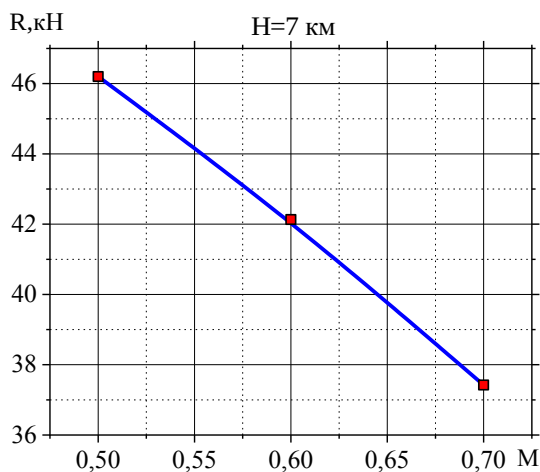


Рис.2. Залежність сили тяги закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха

При збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується від 46,2кН до 37,4кН.

Наступним етапом дослідження було отримання залежності сили опору, що створює капот співвісного гвинтовентилятора на висоті польоту 7 км при числах Маху від 0,5 до 0,7 (рис.3).

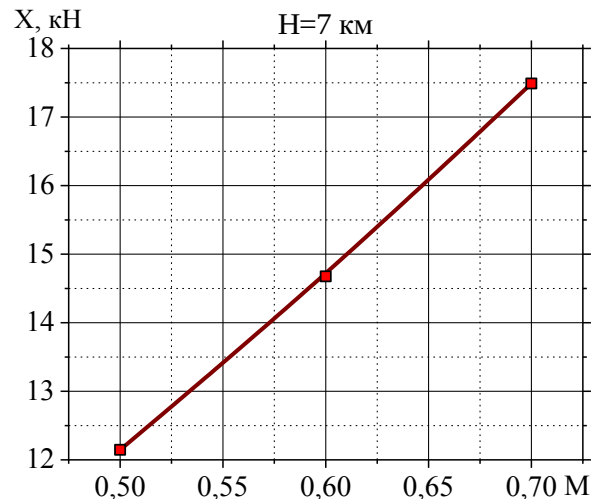


Рис. 3. Залежність сили опору закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха

Сила опору, на відміну від сили тяги, при збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 зростає від 12,2кН до 17,5кН відповідно.

Ефективна сила тяги розраховувалась за формулою:

$$R_{\text{еф}} = R - X.$$

За отриманими результатами сили тяги та сили опору у визначеному діапазоні чисел Маху отримано залежність ефективної сили тяги від числа Маха на вході на висоті 7 км (рис. 4).

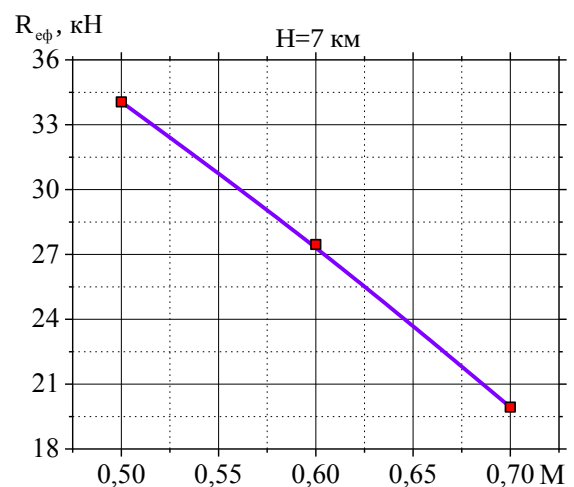


Рис.4. Залежність ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха

Ефективна сила тяги при збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 зменшується від 34кН до 20кН. Ефективна сила тяги по відношенню до сили тяги зменшилась на 26,3...46,7%.

Таким чином, важливим фактором є врахування сили опору під час дослідження закапотованих гвинтів та гвинтовентиляторів.

За допомогою порівняння поля скалярного швидкості при моделюванні течії у відкритому (рис. 5, а) та закапотованому (рис. 5, б) співвісному гвинтовентиляторі за однакових чисел Маха можна побачити, яким чином перебудовується характер обтікання при наявності капоту.

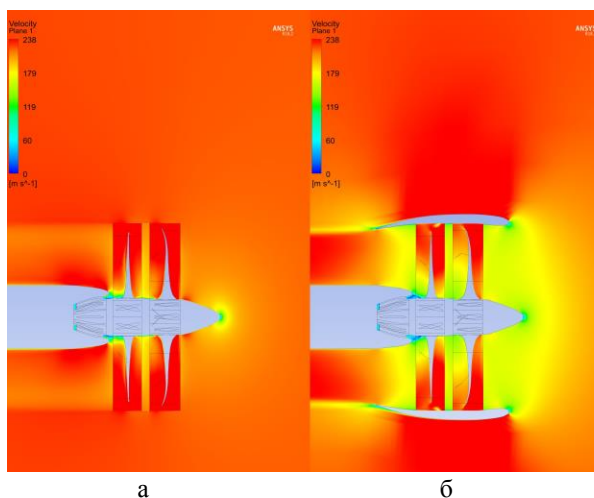


Рис. 5. Скалярне поле швидкості при моделюванні течії у відкритому:
а – та закапотованому,
б – співвісному гвинтовентиляторі

Перед першим рядом та позаду другого ряду гвинтовентилятора утворюється зона зниженої швидкості. Також можна відмітити, що за капотом утворюється аеродинамічний слід, який буде створювати нерівномірність потоку, але на роботу двигуна це не вплине.

Висновки

В роботі проведено оцінку ефективної тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи.

При збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується і становить від 46,2кН до 37,4кН. Сила опору, на відміну від сили тяги, при збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 зростає від 12,2кН до 17,5кН, відповідно.

В діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 ефективна сила тяги змінюється від 34кН до 20кН, відповідно.

Важливим фактором при розрахунку тягових

характеристик закапотованих гвинтів та гвинтовентиляторів є врахування сили опору. Сила опору для досліджуваних режимів закапотованого співвісного гвинтовентилятора склала від 26,3...46,7%.

Візуалізація поля швидкості показала, що перед першим рядом та позаду другого ряду гвинтовентилятора утворюється зона зниженої швидкості. Також за капотом утворюється аеродинамічний слід.

В подальшому, планується дослідити вплив товщини капоту на ефективну тягу співвісного гвинтовентилятора.

Внесок авторів: формулювання проблеми Вячеслав Усенко, Михайло Мітрахович; огляд та аналіз інформаційних джерел – Вячеслав Усенко, Катерина Балаласва; постановка задачі – Вячеслав Усенко; побудова моделі та проведення моделювання – Вячеслав Усенко, Михайло Мітрахович; оцінка результатів – Вячеслав Усенко, Михайло Мітрахович, Катерина Балаласва; формулювання висновків – Вячеслав Усенко.

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.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Zhang, T. *High-Fidelity Numerical Analysis of Ducted Propeller Aerodynamics and Acoustics*. [Text] / T. Zhang, & G. N. Barakos// *Advances in Computational Methods and Technologies in Aeronautics and Industry. Computational Methods in Applied Sciences*. – 2022. – Vol.57. – P. 89-103. DOI: 10.1007/978-3-031-12019-0_7.
2. Zhang, T. *High-fidelity numerical analysis and optimisation of ducted propeller aerodynamics and*

acoustics. [Text] / T. Zhang, & G. N. Barakos // *Aerospace Science and Technology*. – 2021. – Vol. 113. – Article No. 106708. DOI: 10.1016/J.AST.2021.106708.

3. Sun, J. *Experimental Investigation of Aeroacoustic Interaction between Propeller and Duct* [Text] / J. Sun, K. Yonezawa, & H. Liu // *In 28th AIAA/CEAS Aeroacoustics 2022 Conference*. – 2022. – Article No. 3033. DOI: 10.2514/6.2022-3033.

4. *Influence of Propeller Parameters on the Aerodynamic Performance of Shrouded Coaxial Dual Rotors in Hover* [Text] / H. Zhang, B. Li, B. Li, & C. Yang // *Aerospace*. – 2023. – Vol. 10, iss. 10. – P. 1-20. DOI: 10.3390/AEROSPACE10100859.

5. Zhang, T. *High-fidelity CFD validation and assessment of ducted propellers for aircraft propulsion* [Text] / T. Zhang, & G. N. Barakos // *Journal of the American Helicopter Society*. – 2021. – Vol. 66, iss.1. – P. 1-28. DOI: 10.4050/JAHS.66.012008.

6. Zhao, L. *Characterization of ducted contra-rotating propeller propulsions* [Text] / L. Zhao, & S. Shkarayev // *International Journal of Micro Air Vehicles*. – 2019. – Vol. 11. – P. 1-12. DOI: 10.1177/1756829319837661.

7. De Vehí Perich, M. C. *Ducted fan propulsion system study for ON Aerospace VTOL* [Text] / M. C. De Vehí Perich. – Bachelor's thesis. – Universitat Politècnica de Catalunya. – 2023. – 90 p.

Acoustics. *Advances in Computational Methods and Technologies in Aeronautics and Industry. Computational Methods in Applied Sciences*, 2022, vol. 57, pp. 89-103. DOI: 10.1007/978-3-031-12019-0_7.

2. Zhang, T., & Barakos, G. N. High-fidelity numerical analysis and optimisation of ducted propeller aerodynamics and acoustics. *Aerospace Science and Technology*, 2021, vol. 113, article no. 106708. DOI: 10.1016/j.ast.2021.106708.

3. Sun, J., Yonezawa, K., & Liu, H. Experimental Investigation of Aeroacoustic Interaction between Propeller and Duct. *28th AIAA/CEAS Aeroacoustics 2022 Conference*, 2022, article no. 3033. DOI: 10.2514/6.2022-3033.

4. Zhang, H., Li, B., Li, B., & Yang, C. Influence of Propeller Parameters on the Aerodynamic Performance of Shrouded Coaxial Dual Rotors in Hover. *Aerospace*, 2023, vol. 10, iss.10, pp. 1-20. DOI: 10.3390/AEROSPACE10100859.

5. Zhang, T., & Barakos, G. N. High-fidelity CFD validation and assessment of ducted propellers for aircraft propulsion. *Journal of the American Helicopter Society*, 2021, vol. 66, iss. 1, pp. 1-28. DOI: 10.4050/JAHS.66.012008.

6. Zhao, L., & Shkarayev, S. Characterization of ducted contra-rotating propeller propulsions. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2019, vol. 11, pp. 1-12. DOI: 10.1177/1756829319837661.

7. De Vehí Perich, M. C. *Ducted fan propulsion system study for ON Aerospace VTOL* (Bachelor's thesis, Universitat Politècnica de Catalunya). 2023. 90 p.

References

1. Zhang, T., & Barakos, G. N. High-Fidelity Numerical Analysis of Ducted Propeller Aerodynamics and

Надійшла до редакції 15.07.2024, розглянута на редколегії 15.08.2024

EFFECTIVE THRUST OF A DUCTED COAXIAL PROPFAN

Vjacheslav Usenko, Kateryna Balalaieva,
Mykhailo Mitrakhovych

The subject of this study was the effective thrust of a ducted coaxial propfan. **The object** of this study was a ducted coaxial propfan of a turbopropfan engine. **Purpose:** This study estimates the change in the effective thrust of the ducted coaxial propfan from the M value in the cruising mode of operation. In order to achieve this goal, the following **tasks** were set and solved: to obtain the dependence of the thrust force of a ducted coaxial propfan for Mach numbers ranging from 0.5 to 0.7 at cruising altitude; obtain the dependence of the resistance force of a ducted coaxial propfan for Mach numbers ranging from 0.5 to 0.7 at cruising altitude. The present work uses **methods** from numerical experiments and the theory of heat engines. The Ansys CFX software was used to simulate the flow. The block mesh of the studied models was built in the ICEM module, considering the boundary layer. **Research results:** This study assessed the effective thrust of a ducted coaxial propfan in the cruising operating mode. As the Mach number increases from 0.5 to 0.7, the thrust force of the ducted coaxial propfan decreases, ranging from 46.2 to 37.4 kN. The drag force, in contrast to the thrust force, increased from 0.5 to 0.7 Mach numbers from 12.2 kN to 17.5 kN, respectively. In the Mach number range from 0.5 to 0.7, the effective thrust force varies from 34 kN to 20 kN, respectively. An important factor in calculating the thrust performance of ducted propellers and propfans is the drag force. The resistance force for the studied modes of the ducted coaxial propfan ranged from 26.3 to 46.7%. Visualization of the velocity field showed that a zone of reduced speed was formed in front of the first row and behind the second row of the propfan.

An aerodynamic wake also appears behind the duct. In the future, it is planned to study the effect of the duct thickness on the effective thrust of a coaxial propfan. **Scientific novelty and practical significance** of the obtained results: new data were obtained on the drag force of a ducted coaxial propfan at a flight altitude of 7 km in the Mach number range from 0.5 to 0.7. The obtained data can be used for the modernization of turbofan engines.

Keywords: effective thrust; coaxial propfan; duct; thrust force; resistance force; numerical experiment; turbo-propfan engine.

Усенко Вячеслав Юрійович – канд. техн. наук, головний конструктор з силових установок та систем життєзабезпечення, ДП «Антонов», Київ, Україна.

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

Мітрахович Михайло Михайлович – д-р техн. наук, проф., заступник директора, Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Vyacheslav Usenko – Candidate of Technical Sciences, Chief Designer of Power Plants and Life Support Systems, State Enterprise «Antonov», Kyiv, Ukraine,
e-mail: uvy1758@gmail.com, ORCID: 0000-0002-4794-9294.

Kateryna Balalaieva – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor at the Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: kiki_ua@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6495-3263.

Mykhailo Mitrakhovych – Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Director, State Enterprise «Ivchenko-Progress», Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: mmm777@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7656-1371.