

УДК 629.7.035.6

doi: 10.32620/aktt.2025.4sup1.08

Д. О. ПЛАКУЩИЙ, М. М. МІТРАХОВИЧ

Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ РЕВЕРСУ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ТРДД З НАДВИСОКИМ СТУПЕНЕМ ДВОКОНТУРНОСТІ

У статті проведено дослідження закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу перепуску повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора. **Предметом** дослідження є розмір перепускних вікон і залежності витрати повітря через перепускні вікна закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу при зміні швидкості польоту та залежності тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора. **Об'єктом** дослідження є закапотований гвинтовентилятор із поворотними лопатями робочого колеса двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ($t = 20$). За робочим колесом гвинтовентилятора розміщено перепускні вікна. **Метою** роботи є дослідження тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора. Моделювання течії в закапотованому гвинтовентиляторі з поворотними лопатями робочого колеса двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності здійснювалося при стандартних атмосферних умовах на режимі реверсу в діапазоні числа M від 0,1 до 0,25 для варіантів відсутності вікон перепуску та зі збільшенням відносної площі вікон перепуску від 0 до 0,63. Отримані залежності зміни витрати повітря через перепускні вікна закапотованого гвинтовентилятора при зміні швидкості та характеристики тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу. Наведено візуалізацію течії на ряді режимів, що підтверджує ефективність перепуску повітря за робочим колесом гвинтовентилятора. **Наукова новизна та практична значимість** результатів дослідження полягає в тому, що отримано нові дані щодо визначення раціонального розміру перепускних вікон та визначено залежність зміни витрати повітря через перепускні вікна закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу при зміні швидкості та характеристики тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора.

Ключові слова: гвинтовентилятор; реверс; капот гвинтовентилятора; вікна перепуску; математичне моделювання; тяга гвинтовентилятора; число Маха.

Вступ

Відомо [1], що реверс є режимом роботи авіаційного двигуна, при якому вектор тяги двигуна спрямований проти напрямку руху літального апарату. Технічно реверс можливо реалізувати для газотурбінних двигунів застосуванням спеціального пристрою, що відхиляє частину реактивного струменя у напрямку руху літального апарату. Вага цього пристрою реверсу тяги складає 0,1...0,15 ваги силової установки. Для авіаційних турбогвинтових або турбогвинтовентиляторних двигунів реверс тяги здійснюється поворотом повітряного гвинта.

У дослідженні [2] показано, що використання турбогвинтовентиляторних, двоконтурних турбореактивних та двигунів типу Open Rotor для силових установок комерційної та військової авіації дозволяє мати переваги за питомою витратою палива на крейсерському режимі польоту при $M=0,8$. Крім

того, використання капоту гвинтовентилятора дозволяє зменшити акустичне випромінювання гвинтовентилятора, а головне - значно зменшити вагу силової установки за рахунок використання властивостей гвинтовентилятора на режимі реверсу замість пристрою реверсу, що має значну перевагу над існуючими конструкціями.

Підвищення економічності двоконтурних турбореактивних двигунів є одним з ймовірних перспективних технічних рішень для забезпечення відповідних тягових і економічних характеристик двигунів при застосуванні надвисоких ступенів двоконтурності [3].

У роботі [4] запропоновано реверс тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна надвисокого ступеня двоконтурності шляхом встановлення поворотних лопатей за співвісним гвинтовентилятором. Метою запропонованого способу є зменшення аеро-



динамічних втрат під час обтікання задньої частини капоту в режимі реверсування тяги та збільшення гальмівного ефекту.

У роботі [5] проведено порівняльний аналіз двох типів рушіїв: одинарного гвинта та співвісного гвинта протилежного обертання. Результати дослідження показують перевагу співвісного гвинта, що обертається протилежно, над традиційним одинарним гвинтом щодо підвищення ККД гвинта близько 9% на розрахунковому режимі, це дозволяє зменшити витрати палива на 8,8%.

У роботі [6] методом чисельного експерименту проведено оцінку характеристик закапотованого і відкритого гвинтовентиляторів з однаковим лопатковим вінцем. Аналіз результатів дослідження показав, що для всіх режимів роботи закапотований гвинтовентилятор має силу тяги вище, ніж відкритий гвинтовентилятор, орієнтовно до 71...76 %.

У роботі [7] досліджено високонавантажені восьми-десяти лопатеві гвинтовентилятори, що здатні досягати високого ККД при крейсерських числах Маха польоту до 0,8. При дослідженні враховано взаємодію крила та мотогондоли.

У роботі [8] проведено аналіз аеродинамічної взаємодії між двома роторами співвісного гвинтовентилятора та силу тяги його лопатей.

У роботі [9] здійснено оцінку сили тяги заднього повітряного гвинта співвісного гвинтовентилятора, що обертається в протилежному напрямку в широкому діапазоні його роботи.

У роботі [10] проведено дослідження характеристик закапотованого співвісного гвинтовентилятора методом чисельного експерименту. Газодинамічний розрахунок параметрів гвинтовентилятора здійснювався шляхом вирішення системи осереднених рівняння Нав'є – Стокса із замиканням моделлю турбулентності $k-\epsilon$ у програмному середовищі Ansys CFX. Отримані дані щодо дослідження характеристик (ККД, ступеня підвищення тиску, сили тяги) закапотованого гвинтовентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ($m=20$) та поворотною лопаттю гвинтовентилятору в польотних умовах. З'ясовано, що рекомендації щодо характеристик закапотованого поворотного гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності доцільно використовувати під час створення перспективних авіаційних двигунів.

У дослідженні [11] розглянуто можливість використання закапотованого гвинтовентилятору зі значним поворотом лопаті робочого колеса гвинтовентилятору для зміни напрямку вектору тяги. Результати CFD-моделювання показали від'ємне значення різниці імпульсів на вході у гвинтовентилятор та виході з гвинтовентилятора на режимі $H=0$ м,

$M=0,2$. Встановлено, що на даному режимі спостерігається недостатня величина коефіцієнту ефективності реверсу тяги, що складає 2,5%. Отримані дані свідчать про можливість використання поворотної лопаті гвинтовентилятору для реверсування тяги, замість класичного реверсивного пристрою за умови відсутності закрутки потоку, що створює вхідна кромка спрямного апарату. Для усунення цього негативного впливу спрямного апарату запропоновано реалізувати можливість забору повітря ззовні капоту після робочого колеса гвинтовентилятору. Осьовий напрям даного потоку має можливість підвищити ефективність роботи робочої лопаті гвинтовентилятора при реверсуванні тяги.

Важливим напрямом подальших досліджень закапотованого гвинтовентилятора є отримання його характеристик на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора.

Дослідження характеристик закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора є недостатньо вивченим і потребує подальших досліджень.

Мета дослідження

Метою роботи є дослідження тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора.

Для досягнення мети, що визначена, вирішені наступні задачі:

- моделювання течії в закапотованому гвинтовентиляторі на режимі реверсу в діапазоні швидкості польоту $M = 0,1 \dots 0,25$ та на $H = 0$;
- визначення раціонального розміру перепускних вікон та отримано залежність зміни витрати повітря через перепускні вікна закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу при зміні швидкості польоту.

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є закапотований гвинтовентилятор з поворотними лопатями робочого колеса двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ($m = 20$). За робочим колесом гвинтовентилятора розміщені перепускні вікна. Основними елементами об'єкту дослідження є: капот – 1, робоче колесо з поворотними 13 лопатями – 2, обтічник – 3, спрямний та спрямний апарат - 4 з 18 лопатями із жорстким закріплен-

ням на втулці та периферії. Капот, довжиною 3,74 м, в перерізі має аеродинамічний профіль та максимальну товщину 207 мм. За робочим колесом розташовані перепускні вікна – 5, що змінювалися за довжиною від 0; 50; 100; 150 і 200 мм вздовж капоту (див. рис. 1.0).

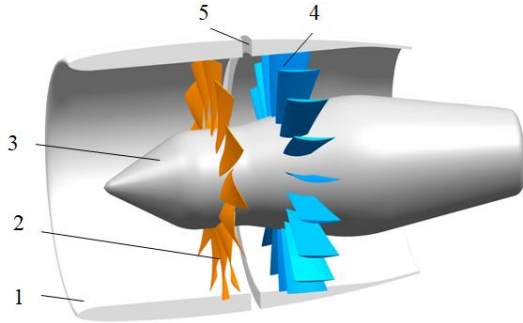


Рис. 1. Тривимірний модель закапотованого гвинтовентилятора з перепускними вікнами

Дослідження характеристик закапотованого гвинтовентилятора з перепускними вікнами проводились методом чисельного експерименту. Газодинамічний розрахунок параметрів гвинтовентилятора проведено шляхом вирішення системи осереднених рівнянь Нав'є - Стокса із замиканням моделлю турбулентності k-ε у програмному середовищі Ansys CFX.

Сіткова модель виконана в програмному середовищі ICEM, має блочну структуру. Робоче колесо та навколишнє середовище - тетра з призматичними елементами біля стінок. Спрямлюючий апарат - блочна сітка. Загальна кількість елементів – 15,8 млн. Топологія сітка враховує особливості розрахунку течії у прилеглому шарі.

Сила тяги на режимі реверсу гвинтовентилятора - R_R розраховувалася з використанням залежності [12]

$$R_R = G_2 \cdot C_2 - G_1 \cdot V_1 + F_2 \cdot (p_2 - p_1) = (G_1 - G_{\text{III}}) \cdot C_2 - G_1 \cdot V_1 + F_2 \cdot (p_2 - p_1), \quad (1)$$

де G_1 – витрата повітря на вході до гвинтовентилятора;

G_2 – витрата повітря на виході із гвинтовентилятора;

G_{III} – витрата повітря, що перепускається за гвинтовентилятором;

V_1 – осьова швидкість на вході до гвинтовентилятора;

C_2 – осьова швидкість на виході із гвинтовентилятора;

p_1 – тиск на вході до гвинтовентилятора;

p_2 – тиск на виході із гвинтовентилятора;

F_2 – площа поперечного перерізу на виході із гвинтовентилятора.

Моделювання течії здійснювалося при стандартних атмосферних умовах на режимі реверсу в діапазоні швидкості польоту $M = 0,1 \dots 0,25$ для варіантів: відсутності вікон перепуску – $F_{\text{rel}} = 0$, коли відносна площа вікон – $F_{\text{rel}} = F/F_2 = 0$; та зі збільшенням відносної площі вікон перепуску від 0 до 0,63.

Результати

Моделювання течії в закапотованому гвинтовентиляторі з поворотними лопатями робочого колеса та перепускними вікнами двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ($m = 20$) на режимі реверсу в діапазоні чисел $M = 0,1 \dots 0,25$ показав, що найбільше значення сили реверсу можливо отримати при збільшенні числа M при відносній площі вікон перепуску 0,5 (рис. 2).

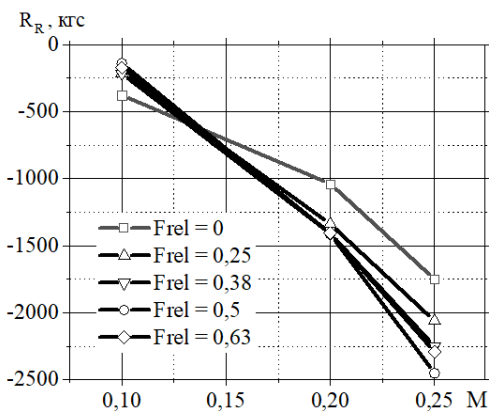


Рис. 2. Залежності тяги реверсу від числа M при зміні відносної площі перепуску

На рис. 3 наведено залежності тяги реверсу від розміру відносної площі перепуску при зміні числа M .

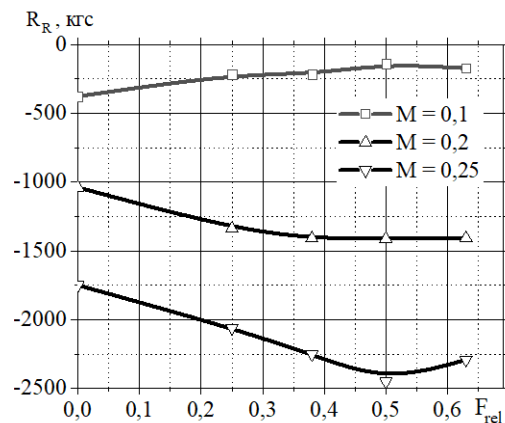


Рис.3. Залежності тяги реверсу від розміру відносної площі перепуску при зміні числа M

Отримані результати дозволяють зробити висновок, що наявність та розміри перепускних вікон позитивно впливає на генерацію сили тяги реверсу при швидкостях польоту $0,1 < M < 0,25$.

Встановлено, що при малих швидкостях польоту ($M < 0,1$), тяга реверсу зменшується при збільшенні перепуску. При збільшенні швидкості польоту тяга реверсу збільшується при збільшенні перепуску. При $M = 0,25$ і відносній площі перепуску 0,5, тяга реверсу збільшується на 40%, порівняно з відсутністю перепуску.

Максимальне значення тяги реверсу можливо отримати при $M = 0,25$ (що є посадковою швидкістю багатьох літальних апаратів) і відносній площі перепуску біля 0,5, що підтверджується залежністю зміни витрати перепуску від числа M (рис.4) та візуалізацією течії (рис. 5 і 6).

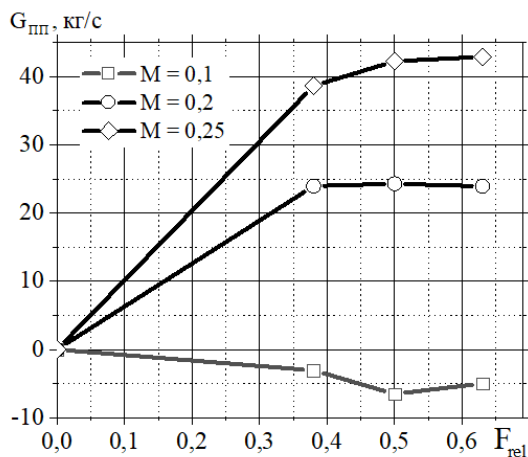


Рис. 4. Залежності витрати перепуску від числа відносної площі перепуску при зміні числа M

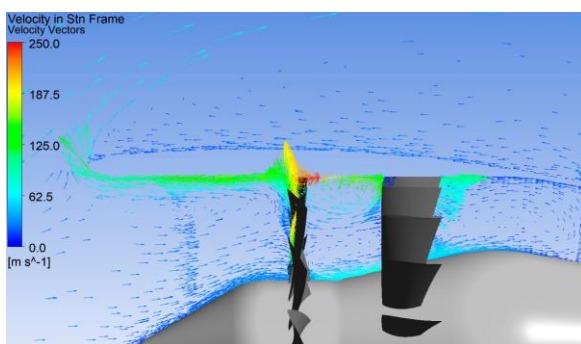


Рис. 5. Візуалізація векторів швидкості без перепуску повітря при $M = 0,2$

Також, слід відмітити, що при швидкості польоту $M=0,11\dots0,12$ відбувається перерозподіл потоку повітря за вентилятором і частина повітря виходить у перепускні вікна, однак при цьому гвинтовентилятор генерує силу тяги реверсу.

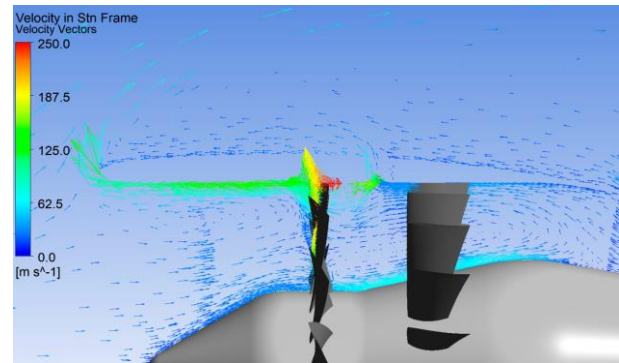


Рис. 6. Візуалізація векторів швидкості течії для відносної площі перепуску повітря 0,5 та $M = 0,2$

Висновки

В роботі представлено результати моделювання течії в закапотованому гвинтовентиляторі ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності на режимі реверсу в діапазоні швидкості польоту $M = 0,1\dots0,25$ та на $H = 0$.

На основі отриманих залежностей витрати перепуску від числа Маха та сили тяги реверсу від відносної площі вікон перепуску сформовано рекомендації щодо визначення раціонального розміру перепускних вікон закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу при зміні швидкості польоту.

Результати досліджень мають теоретичне і практичне значення для обґрунтування вибору розміру площі перепуску повітря для забезпечення збільшення тяги реверсу на посадкових швидкостях.

Внесок авторів: Дмитро Плакущий - формулювання проблеми; огляд та аналіз інформаційних джерел; постановка задачі; побудова моделі; проведення моделювання, оцінка результатів та формулювання висновків; Михайло Мітрахович - огляд та аналіз інформаційних джерел; постановка задачі.

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 технологій штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при отриманні результатів даної роботи.

Автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. MacIsaac, B. Gas Turbine Propulsion Systems [Text] / B. MacIsaac, & R. Langton // West Sussex, United Kingdom: John Wiley & Sons. 2011. - 328 p.
2. Hünecke, K. Jet Engines – Fundamentals of Theory, Design and Operation. [Text] / K. Hünecke. - 6th impression 2003 – Stuttgart: Motor books International, 1997. - 242 p.
3. Daggett, D. L. Ultra-Efficient Engine Diameter Study. [Text] / D. L. Daggett, S. T. Brown, & R. T. Kawai // Boeing Commercial Airplane Group. NASA/CR—2003-212309. - Seattle, Washington : Glenn Research Center, 2003. - 63 p.
4. Patent WO 92/10660 DE: F02K1/66, 1/70. Thrust Reverser for a Propfan Engine [Text] / A. Rohra, & P. Tracksdorf, - P403981.2; prioritet 13.12.1990; 25.06.1992. - 22 p.
5. Kravitz, E. Analysis and Experiments for Contra-Rotating Propeller [Text] / Eyal Kravitz. - Massachusetts Institute of Technology, 2011. - 142 p.
6. Денисюк, О. В. Оцінка характеристик закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності [Текст] / О. В. Денисюк // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. - 2021. - № 4 спецвипуск 1 (173). - С. 41-46. doi: 10.32620/aktt.2021.4sup1.06.
7. Veron, D. F. Propfan Experimental Data Analysis [Text] : NASA-CR-1665e2 / D. F. Vernon, G. S. Page, & H. R. Welge // Ames Research Center. - Moffett Field, California, 1984. - 118 p.
8. Stuermer, A. Unsteady CFD simulations of contra-rotating propeller propulsion systems [Text] / A. Stuermer // AIAA-2008-5218. - 2008. - 16 p. doi: 10.2514/6.2008-5218.
9. Suryanarayana, Ch. Structural Analysis of a Contra Rotating Propeller by using Finite Element Method (FEM) [Text] / Ch. Suryanarayana, & M. N. Rao, P. N. Raju // *International Journal of Innovative Research and Development*. - 2015. - № 4(7). - P. 80-92.
10. Плакуций, Д. О. Оцінка характеристик закапотованого поворотного гвинтовентилятора в польових умовах [Текст] / Д. О. Плакуций, І. Ф. Кравченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. - 2024. - № 4 спецвипуск 1 (197). - С. 38-44. doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.03.
11. Плакуций, Д. О. Аналіз можливості використання поворотного гвинтовентилятору для реверсування тяги [Текст] / Д. О. Плакуций, & Ю. І. Торба // *XI Всесвітній конгрес «Авіація у XXI столітті»* – «Безпека в авіації та космічні технології»: Тез. доп. - Київ: Нац. авіаційний університет. - 2024. - С. 1.4.15-1.4.18.

літмі» – «Безпека в авіації та космічні технології»: Тез. доп. - Київ: Нац. авіаційний університет. - 2024. - С. 1.4.15-1.4.18.

12. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів [Текст] / Ю. Терещенко, М. Кулік, В. Панін, & та ін. - Київ : НАУ-друк. - 2009. - 341 с.

References

1. MacIsaac, B., & Langton, R. Gas Turbine Propulsion Systems. West Sussex, United Kingdom: John Wiley & Sons, 2011. 328 p.
2. Hünecke, K. Jet Engines – Fundamentals of Theory, Design and Operation. 6th impression 2003 – Stuttgart: Motor books International, 1997. 242 p.
3. Daggett, D. L., Brown, S. T., & Kawai, R. T. Ultra-Efficient Engine Diameter Study. Boeing Commercial Airplane Group. NASA/CR—2003-212309. Seattle, Washington, Glenn Research Center. 2003. 63 p.
4. Rohra, A., & Tracksdorf, P. Thrust Reverser for a Propfan Engine. Patent, № P403981.2, 1992.
5. Kravitz, E. Analysis and Experiments for Contra-Rotating Propeller. Massachusetts Institute of Technology, 2011. 142 p.
6. Denysyuk, O. V. Otsinka kharakterystyk zakapotovanoho hvyntoventylyatora TRDD z nadvysokym stupenem dvokonturnosti [Performance assessment of the ducted propfan of the turbofan engine with ultra-high bypass ratio]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 4sup1 (173), pp. 41-46. doi: 10.32620/aktt.2021.4sup1.06. (in Ukrainian).
7. Veron, D. F., Page, G. S., & Welge, H. R. Propfan Experimental Data Analysis : NASA-CR-1665e2. Ames Research Center. - Moffett Field, California, 1984. 118 p.
8. Stuermer, A. Unsteady CFD simulations of contra-rotating propeller propulsion systems. AIAA-2008-5218, 2008. 16 p. doi: 10.2514/6.2008-5218.
9. Suryanarayana, Ch., Rao, M. N., & Raju, P. N. Structural Analysis of a Contra Rotating Propeller by using Finite Element Method (FEM). *International Journal of Innovative Research and Development*, 2015, No. 4(7), pp. 80-92.
10. Plakushchyy, D. O., & Kravchenko, I. F. Otsinka kharakterystyk zakapotovanoho povorotnoho hvyntoventylyatora v pol'ovykh umovakh [Evaluation of the characteristics of a ducted rotary propfan in flight conditions]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2024, no. 4sup1 (197), pp. 38-44. DOI: 10.32620/aktt.2024.4sup1.03. (in Ukrainian).
11. Plakushchyy, D. O., & Torba, Yu. I. Analiz mozhlyvosti vykorystannya povorotnoho hvyntoventylyatoru dlya reversuvannya tyahy [Analysis of the possibility of using a rotary propeller fan for thrust reversal]. *KhI Vsesvitniy konhres «Aviatsiya u XXI stolitti» – «Bezpeka v aviatsiyi ta kosmichni tekhnolo-hihiy» [XI World Congress "Aviation in the 21st Century" -*

"Aviation Safety and Space Technologies"]. Kyiv, Nats. Aviatyyny universytet - National Aviation University, 2024, pp. 1.4.15-1.4.18. (in Ukrainian).

12. Tereshchenko, Y., Kulyk, N., Pany, V., Mytrakhovych, M., Volyanskaya, L., Hrekov, P.,

Kynashchuk, Y., & Kyrchu, F. *Intehratsiya aviatsiynykh sylovykh ustanovok i lital'nykh aparativ* [Integration of aviation power plants and aircraft]. NAU, Kyiv, NAU-druk, 2009. 341 p. (in Ukrainian).

Надійшла до редакції 20.06.2025, прийнята до опублікування 18.08.2025

MATHEMATICAL MODELING OF THE REVERSE FEEDING SYSTEM OF A TURBOFAN WITH ULTRA-HIGH BYPASS RATIO

Dmytro Plakushchyy, Mykhailo Mitrakhovych

This study investigates a ducted propfan in reverse mode, considering the influence of air bypass from outside the duct or air leakage after the propfan impeller. The size of the bypass windows and the dependence of the air flow rate through the bypass windows of a ducted propfan in reverse mode when changing the flight speed and the dependence of the reverse thrust of a ducted propfan in reverse mode, considering the influence of air intake from outside the duct or air leakage after the propfan impeller, are the subjects of the study. The **study object** is a ducted propfan with rotating blades of the impeller of a bypass ratio turbojet engine with an ultra-high bypass ratio ($m = 20$). The bypass windows are located behind the propfan impeller. The **purpose** of this study is to study the reverse thrust of a ducted propfan in reverse mode, considering the influence of air intake from outside the duct or air leakage after the propfan impeller. The flow simulation in a ducted propfan with rotating blades of the impeller of an ultra-high bypass ratio turbojet engine with an ultra-high bypass ratio was conducted under standard atmospheric conditions in the reverse mode in the range of the M number from 0.1 to 0.25 for the variants of the absence of bypass windows and with an increase in the relative area of the bypass windows from 0 to 0.63. The dependences of the change in the air flow rate through the bypass windows of the ducted propfan when changing the speed and the reverse thrust characteristics of the ducted propfan in the reverse mode were obtained. The flow visualization in several modes is presented, which confirms the efficiency of air bypass behind the propfan impeller. **The scientific novelty and practical significance** of the research results lie in the fact that new data were obtained on determining the rational size of the bypass windows and the dependence of the change in air flow rate through the bypass windows of a ducted propfan in reverse mode on the change in speed and thrust characteristics of the reverse of the ducted propfan in reverse mode, considering the influence of air intake from outside the hood or air leakage after the propeller fan impeller.

Keywords: propfan; reverse; ducted propfan; bypass windows; mathematical modeling; propeller fan thrust; Mach number.

Плакущий Дмитрий Александрович – асп., провідний інженер, Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

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

Dmytro Plakushchyy – PhD Student, Lead Engineer, Joint-Stock Company "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: ayalneg@gmail.com, ORCID: 0009-0005-8863-8491.

Mykhailo Mitrakhovych – Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Director, Joint-Stock Company «Ivchenko-Progress», Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: mmmma777@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7656-1371.