

УДК 621.452.322.03-226.02

doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.06

Д. О. ПЛАКУЩИЙ, І. Ф. КРАВЧЕНКО

ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

## ОЦІНКА ХАРАКТЕРИСТИК ЗАКАПОТОВАНОГО ПОВОРОТНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА В ПОЛЬОТНИХ УМОВАХ

**Предметом дослідження** є робочий режим закапотованого поворотного гвинтовентилятора. **Об'єктом дослідження** є закапотований гвинтовентилятор з поворотними лопатями робочого колеса двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ( $m=20$ ). **Метою** роботи є оцінка впливу кута установки лопаті на характеристики закапотованого гвинтовентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ( $m=20$ ) в польотних умовах. Для досягнення мети вирішені наступні **задачі**: моделювання течії у закапотованому гвинтовентиляторі на висоті  $H=11$  км при зміні кута установки лопаті від  $+10^\circ$  до  $-5^\circ$  від базового кута установки в діапазоні чисел Маха на вході від 0,5 до 0,7; розрахунок ККД, ступені підвищення тиску та сили тяги закапотованого гвинтовентилятора при досліджуваних умовах роботи. При проведенні математичного моделювання течії в закапотованому гвинтовентиляторі не враховувався опір капоту. Дослідження здійснено з використанням **методу** чисельного експерименту за допомогою програмного середовища ANSYS CFX. Геометрична модель закапотованого поворотного гвинтовентилятора побудована в середовищі NX. Сіткова модель виконана в програмному середовищі ICEM, має блочну структуру. **Результати**: Кут встановлення лопаті – один із важливих факторів, що впливає на ККД, ступінь підвищення тиску, силу тяги та інші параметри та характеристики закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. Застосування поворотного робочого колеса гвинтовентилятора дозволить покращити його характеристики в усьому діапазоні експлуатаційних режимів роботи. В польотних умовах на висоті 11 км в діапазоні чисел Маха на вході  $M=0,5 \dots 0,7$  при повороті лопаті робочого колеса закапотованого гвинтовентилятора на від'ємний кут  $\beta = -5^\circ$  сила тяги зменшується на 6,2...10,8 %, при зміні кута установки до  $\beta = +10^\circ$  сила тяги зменшується на 3,4...42,6 %. Зміна кута установки лопаті робочого колеса закапотованого гвинтовентилятора призводить до зниження ступеня підвищення тиску. Характер залежностей схожий із характером зміни сили тяги. ККД закапотованого гвинтовентилятора із поворотною лопаттю зростає від 8,7...9,1 % до 1,8...3,4 % для числа Маха  $M=0,5$  та  $M=0,6$  при зміні кута установки лопаті робочого колеса на  $\beta = +5^\circ$  та  $\beta = +10^\circ$ . При повороті лопаті на кут  $\beta = -5^\circ$  ККД знижується на 13,6...14,5 % для всього розглянутого діапазону чисел Маха. **Наукова новизна та практична значимість результатів** дослідження полягає в тому, що отримані нові 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. Отримані рекомендації щодо характеристик закапотованого поворотного гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності доцільно використовувати під час створення перспективних авіаційних двигунів.

**Ключові слова**: двоконтурний турбореактивний двигун; гвинтовентилятор; ступінь двоконтурності; поворотна лопать; закапотований гвинтовентилятор; моделювання течії; тяга; ККД; ступінь підвищення тиску.

### Вступ

Основні напрями розвитку сучасного авіадвигунобудування зосереджені на зменшенні витрати палива, зниженні рівня акустичного випромінювання, зменшенні викидів шкідливих речовин та зниженні експлуатаційних витрат [1, 2]. Аналіз тенденцій розвитку сучасних авіаційних двигунів [3] показує, що збільшення ступеня двоконтурності  $m$  двоконтурного турбореактивного двигуна може покращити його економічність.

Використання силової установки з закапотованим гвинтовентилятором є одним із способів підвищення показників ефективності та тяги. Роботи з розробки закапотованих гвинтів ведуться з першої половини двадцятого сторіччя та знайшли своє застосування в різних галузях, таких як авіація, морський транспорт та безпілотні літальні апарати. Використання закапотованого гвинтовентилятору дозволяє зменшити акустичне випромінювання та збільшити тягу та ефективність. Крім того, використання закапотованого поворотного гвинтовентилятора дозво-

ляє зменшити рівень шуму гвинтовентилятора та збільшити тягу силової установки, а також, підвищити її ефективність при незмінній геометрії сопла [4]. При цьому розворот лопаті дозволяє досягнути високих показників ефективності на різних режимах роботи двигуна при незмінній площі сопла, а значний поворот лопаті дає змогу змінити напрямок вектору тяги на зворотній, тим самим даючи змогу відмовитись від використання класичного реверсивного пристрою та зменшити осьову довжину капоту та його аеродинамічний опір [5].

З точки зору безпеки польотів при вимкненні одного двигуна використання поворотної лопаті гвинтовентилятора дозволяє перевести лопать у флюгерне положення, що суттєво зменшує розворотний момент літака з силовими установками на базі вентилятора з надвисоким ступенем двоконтурності.

### Аналіз попередніх досліджень та публікацій

У роботі [6] наведено опис турбореактивного двигуна з високим та надвисоким ступенем двоконтурності для пасажирських та транспортних літаків. Такі двигуни використовують одноступінчастий вентилятор для забезпечення високої витрати повітря на всіх швидкостях польоту. Також згадується про використання закапованих гвинтовентиляторів для зменшення шуму й підвищення тяги. Показані можливі шляхи усунення недоліків, таких як застосування вентилятора зі змінним кроком та активні методи управління примежовим шаром в мотогондолі.

У роботі [7] проведено оцінку характеристик закапованого і відкритого гвинтовентиляторів з однаковим лопатковим вінцем. Дослідження проводились методом чисельного експерименту. Об'єктом дослідження виступає гвинтовентилятор з діаметром на вході 2,924 м і кількістю лопатей 14 одиниць для двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ( $m = 30$ ). Для дослідження характеристик гвинтовентилятора обраний крейсерський режим роботи в діапазоні частот обертання  $n = 1500 \dots 1650$  об/хв. при числах Маха на вході від  $M = 0,54$  до  $M = 0,8$ . В даній роботі при розрахунку не враховувалася сила опору капота.

Аналіз результатів дослідження показав, що для всіх режимів роботи закапований гвинтовентилятор має силу тяги вище, ніж відкритий гвинтовентилятор. Приріст сили тяги досягає 71...76 %. Візуалізація ліній струму при обтіканні відкритого та закапованого гвинтовентилятора показала, що наявність капота сприяє поліпшенню внутрішньої аеродинаміки гвинтовентилятора.

У роботі [8] проведено аналіз основних характеристик чотирьохлопатевого гвинта в капоті.

Проведено порівняння результатів чисельного і фізичного експериментів. Показано, що моделювання течії в закапованому гвинті з використанням рівнянь RANS та моделі турбулентної в'язкості SST  $k - \omega$  є ефективним для таких типів задач.

У роботі [9] розглядаються способи вдосконалення проектування редуктора для гвинтовентиляторів, що працюють у парі (наприклад, у двигунах Open Rotor). Одним з можливих шляхів поліпшення акустичних властивостей такого гвинтового вентилятора є використання капоту.

У роботі [10] показані результати експериментальних досліджень закапованого гвинтовентилятора діаметром 1,22 м, де лопаті можна розташовувати під різним кутом установки лопатей. Кут установки лопатей змінювався від  $11^\circ$  до  $43^\circ$ . Найкращий коефіцієнт корисної дії досягнуто при куті установки лопатей  $23^\circ$ .

У роботі [11] проведено оцінку впливу розташування лопатей закапованих гвинтовентиляторів на їх тягу. Встановлено, що зменшення кроку лопатей призводить до зменшення тяги гвинтовентилятора.

У роботі [12] створена модель відкритого і закапованого гвинтовентилятора для проведення чисельного експерименту і оцінки їх тягу за однакових умов польоту. Результати показали, що наявність капоту призводить до збільшення тяги на 82 %.

Візуалізації поля тиску показали, що капот збільшує повний тиск за вентилятором. Збільшення тяги закапованого вентилятора дозволяє знизити оберти для поліпшення акустичних характеристик. Також можна зменшити акустичне випромінювання шляхом використання звукопоглинаючих матеріалів у капоті.

Аналіз відомих досліджень відкритих і закапованих гвинтовентиляторів показує, що капот позитивно впливає на характеристики лопаткової машини (вентилятора, гвинта чи гвинтовентилятора). Однак, характеристики закапованих гвинтовентиляторів з поворотною лопаттю є вивченими не достатньо.

### Мета дослідження

Метою роботи є оцінка впливу кута установки лопаті на характеристики закапованого гвинтовентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ( $m=20$ ) в польотних умовах.

Для досягнення мети вирішені наступні задачі:

- провести моделювання течії у закапованому гвинтовентиляторі на висоті  $H=11$  км при зміні кута установки лопаті від  $+10^\circ$  до  $-5^\circ$  від базового кута установки в діапазоні чисел Маха на вході від 0,5 до 0,7.

- розрахувати ККД, ступінь підвищення тиску та силу тяги закапотованого гвинтовентилятора при досліджуваних умовах роботи.

### Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є закапотований гвинтовентилятор з поворотними лопатями робочого колеса двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ( $n=20$ ), основними елементами якого є: капот – 1, робоче колесо з поворотними лопатями – 2, обтічник – 3 і спрямний апарат – 4 (рис. 1).

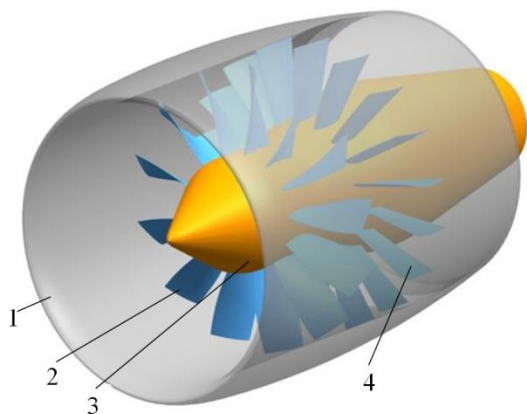


Рис. 1. Тривимірний модель закапотованого гвинтовентилятора

Гвинтовентилятор має робоче колесо з 13 лопатями та спрямний апарат з 18 лопатями із жорстким закріпленням на втулці та периферії. Капот, довжиною 3,74 м, в перерізі має аеродинамічний профіль та максимальну товщину 207 мм. Периферійний радіус на вході у гвинтовентилятор – 1,3 м, втулковий – 0,528 м. Довжина та товщина капоту обирались за попередніми розрахунками з урахуванням масових, акустичних характеристик та інтеграції силової установки і літака.

Дослідження характеристик закапотованого гвинтовентилятора проводились методом чисельного експерименту. Газодинамічний розрахунок параметрів гвинтовентилятора здійснювався шляхом вирішення системи осереднених рівняння Нав'є – Стокса із замиканням моделлю турбулентності  $k-\varepsilon$  у програмному середовищі Ansys CFX. Сіткова модель виконана в програмному середовищі ICEM, має блочну структуру. Топологія сітки враховує особливості розрахунку течії у приміжевому шарі.

Для оцінки впливу кута установки лопаті на такі параметри як ККД, ступінь підвищення тиску та тягу було обрано діапазон зміни кута установки лопаті від  $+10^\circ$  до  $-5^\circ$ , з кроком  $5^\circ$ . Висота польоту сягала 11 км, розрахунок здійснювався за стандартних

атмосферних умов. На вході у гвинтовентилятор задавалось число Маха від 0,5 до 0,7.

### Результати та обговорення

В роботі розраховувалась сила тяги гвинтовентилятора за наступною формулою [5]:

$$R = G_2 \cdot V_2 - G_1 \cdot V_1 + F_2 \cdot (p_2 - p_1), \quad (1)$$

де  $G_1, G_2$  – масова витрата на вході та виході із гвинтовентилятора;  $V_1, V_2$  – осьова швидкість на вході та виході із гвинтовентилятора;  $p_2, p_1$  – тиск на виході та вході із гвинтовентилятора;  $F_2$  – площа поперечного перерізу на виході із гвинтовентилятора.

При розрахунку сили тяги опір капоту не враховувався. За отриманими даними із дослідження побудовано залежності сили тяги закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха на вході (рис. 2).

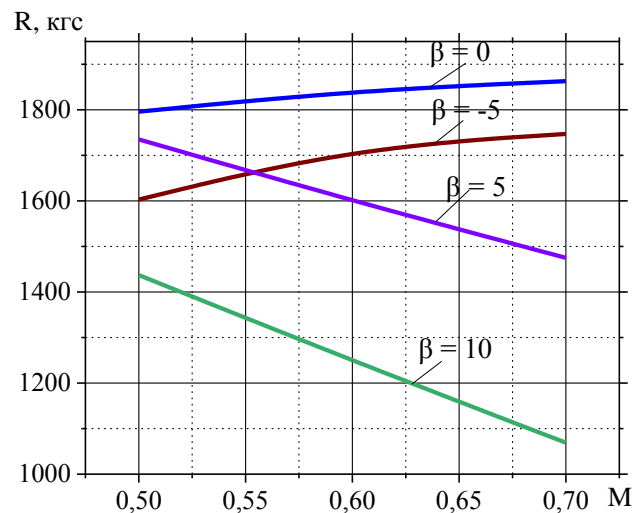


Рис. 2. Тягова характеристика закапотованого гвинтовентилятора при зміні кута установки лопаті робочого колеса  $\beta$

Аналіз отриманої залежності показує, що кут установки лопаті суттєво впливає на силу тяги, яку створює закапотований гвинтовентилятор. Очевидно, що для розглянутих польотних умов для висоти  $H=11$  км і числі Маха від 0,5 до 0,7 найбільші значення сили тяги гвинтовентилятор генерує при базовому куті установки лопаті ( $\beta=0^\circ$ ).

При числі Маха  $M=0,7$  сила тяги при збільшенні кута установки до  $\beta=+10^\circ$  зменшується на 42,6 % від значення сили тяги при  $\beta=0^\circ$ . При повороті кута до  $\beta=-5^\circ$  сила тяги зменшується несуттєво – на 6,2 %.

При числі Маха  $M=0,6$  сила тяги при збільшенні кута установки до  $\beta=+10^\circ$  зменшується від значення сили тяги при  $\beta=0^\circ$  на 32,2 %. При повороті кута до  $\beta=-5^\circ$  сила тяги зменшується – на 6,8 %.

При числі Маха  $M=0,5$  сила тяги при збільшенні кута установки до  $\beta=+10^\circ$  зменшується на 20 % від значення сили тяги при  $\beta=0^\circ$ . При повороті кута до  $\beta=-5^\circ$  сила тяги зменшується несуттєво – на 10,8 %.

Отже, при повороті лопаті РК закапотованого гвинтовентилятора на від'ємний кут  $\beta=-5^\circ$  сила тяги зменшується на 10,8...6,2 % при числах Маха  $M=0,5...0,7$ . При зміні кута установки на  $\beta=+5^\circ$  сила тяги зменшується на 3,4...20,8 % при числах Маха  $M=0,5...0,7$  відповідно. При збільшенні кута установки на  $\beta=+10^\circ$  сила тяги зменшується на 20...42,6 % при числах Маха  $M=0,5...0,7$  відповідно.

Розглянемо, як змінюються ступінь підвищення тиску  $\pi$  та ККД при зміні кута установки лопаті РК закапотованого гвинтовентилятора (рис. 3, 4).

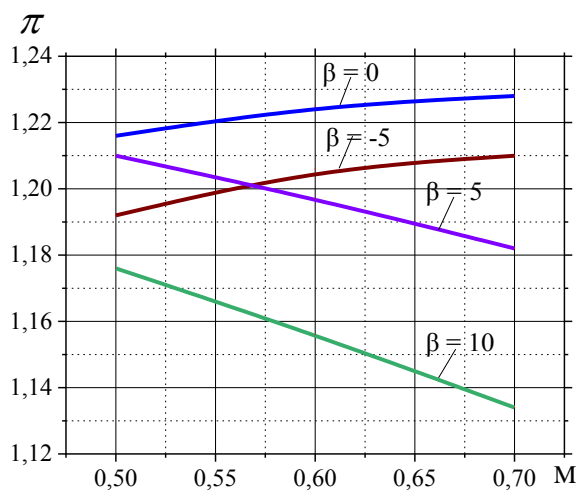


Рис.3. Залежність ступеня підвищення тиску закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха на вході

Зміна кута установки лопаті призводить до зниження ступеня підвищення тиску. Характер залежностей схожий із характером зміни сили тяги (рис. 2).

При числі Маха від 0,5...0,7 ступінь підвищення тиску зменшується на 2...1,5 % при повороті лопаті РК гвинтовентилятора на кут  $\beta=-5^\circ$ , при зміні кута установки лопаті на кут  $\beta=+5^\circ$  та  $\beta=+10^\circ$  ступінь підвищення тиску зменшується відповідно на 0,5...3,8 % та 3,3...7,7 % відповідно.

Можна відмітити, що для числа Маха  $M=0,5$  та  $M=0,6$  при зміні кута установки лопаті РК закапотованого гвинтовентилятора  $\beta=+5^\circ$  та  $\beta=+10^\circ$  ККД зростає від 8,7...9,1 % до 1,8...3,4 %. Однак, при  $M=0,7$  ККД гвинтовентилятора із зазначеними кутами установки лопаті зменшується до 0,7...4,7 %.

Закапотований гвинтовентилятор із кутом установки лопаті РК  $\beta=-5^\circ$  має знижені значення ККД на 13,6...14,5 % для всього розглянутого діапазону чисел Маха.

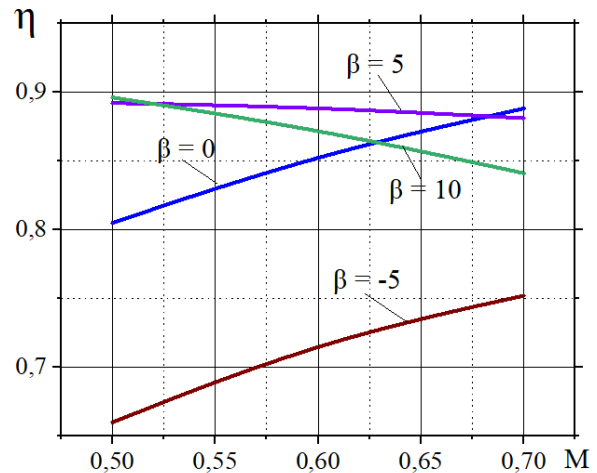


Рис.4. Залежність ККД закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха на вході

На рис. 5 показано отримані візуалізації векторної швидкості в меридіональному перерізі, які демонструють відмінність обтікання в закапотованому гвинтовентиляторі при різних кутах встановлення лопаті РК.

Можна відзначити, що при полі швидкостей за РК гвинтовентилятора зазнає змін при зміні кута установки. Так, наприклад, при куті установки лопаті  $\beta=-5^\circ$  за РК в по всій висоті лопаті швидкість потоку збільшується. При збільшенні кута установки лопаті  $\beta=+5^\circ$  та  $\beta=+10^\circ$  за РК по всій висоті лопаті швидкість зменшується. Це, в першу чергу, пов'язано із трансформацією трикутників швидкості на вході та виході із РК.

В подальшому планується дослідження щодо режиму реверсу для закапотованого гвинтовентилятора з поворотною лопаттю.

## Висновки

Кут встановлення лопаті – один із важливих факторів, який впливає на ККД, ступінь підвищення тиску, силу тяги та інші параметри та характеристики закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. Застосування поворотного РК в гвинтовентиляторі дозволить покращити його характеристики в усьому діапазоні експлуатаційних режимів роботи.

В польотних умовах на висоті 11км в діапазоні чисел Маха на вході  $M=0,5...0,7$  при повороті лопаті РК закапотованого гвинтовентилятора на від'ємний кут  $\beta=-5^\circ$  сила тяги зменшується на 6,2...10,8 %, при зміні кута установки до  $\beta=+10^\circ$  сила тяги зменшується на 3,4...42,6 %.

Зміна кута установки лопаті РК закапотованого гвинтовентилятора призводить до зниження ступеня підвищення тиску. Характер залежностей схожий із характером зміни сили тяги.

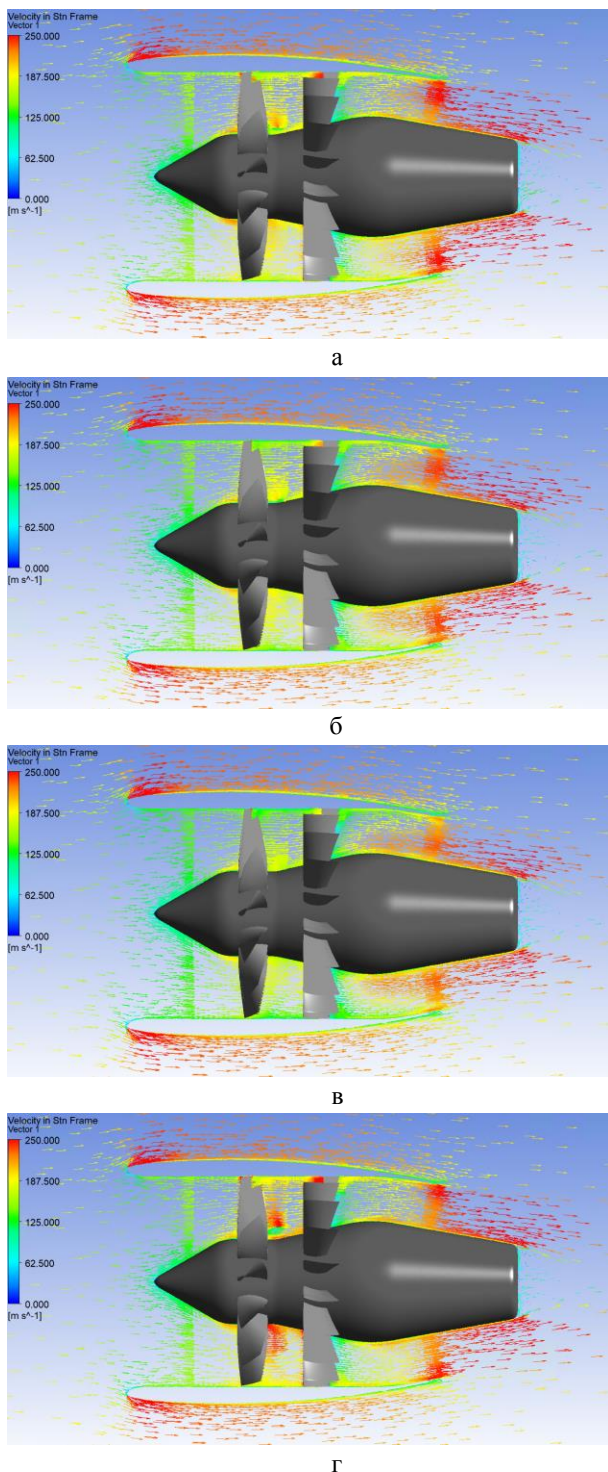


Рис. 5. Векторне поле швидкості при обтіканні закапотованого гвинтовентилятора при  $M=0,7$ : а – кут установки лопаті  $\beta=0^\circ$ ; б - кут установки лопаті  $\beta=+5^\circ$ ; в – кут установки лопаті  $\beta=+10^\circ$ ; г – кут установки лопаті  $\beta=-5^\circ$

ККД закапотованого гвинтовентилятора із поворотною лопаттю зростає від 8,7..9,1 % до 1,8...3,4 % для числа Маха  $M=0,5$  та  $M=0,6$  при зміні кута установки лопаті РК на  $\beta=+5^\circ$  та  $\beta=+10^\circ$ . При повороті лопаті на кут  $\beta=-5^\circ$  ККД знижується на 13,6...14,5 % для всього розглянутого діапазону чисел Маха.

Отримані візуалізації обтікання у закапотованому гвинтовентиляторі демонструють зміну характеру обтікання при повороті лопаті закапотованого гвинтовентилятора.

**Внесок авторів:** формулювання проблеми – І. Ф. Кравченко; огляд та аналіз джерел – Д. О. Плакущий; постановка задачі – І. Ф. Кравченко, Д. О. Плакущий; побудова моделі та розрахунки – Д. О. Плакущий; аналіз результатів – І. Ф. Кравченко, Д. О. Плакущий.

### 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 штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

### Література

1. Zaporozhets, O. PARE preliminary analysis of ACARE Flight Path 2050 environmental impact goals [Text] / O. Zaporozhets, V. Isaienko, & K. Synlyo // CEAS Aeronautical Journal. – 2021. – Vol. 12. – P. 653-667. DOI: 10.1007/s13272-021-00525-7.
2. Parker, R. From blue skies to green skies: engine technology to reduce the climate-change impacts of aviation [Text] / R. Parker // Technology Analysis & Strategic Management. – 2009. – Vol. 21, iss. 1. – P. 61-78. DOI: 10.1080/09537320802557301.
3. Long-Davis, M. J. Propulsion-Airframe Integration Technical Interchange Meeting [Text] / M. J. Long-Davis. – NASA/CP-2018-219955, 2018. – 486 p.
4. Küchemann, D. Aerodynamics of propulsion [Text] / D. Küchemann, & J. Weber. – New York-Toronto-London, 1953. – 389 p.
5. El-Sayed, A. F. Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion [Text] / A. F. El-Sayed. – Springer, 2016. – 1025 p.
6. Reverse flow engine core having a ducted fan with integrated secondary flow blades: Patent US



8,667,775 B1, USA [Text] / M. K. Kisska, N. H. Princen, M. S. Kuehn, & G. B. Cosentino. – *The Boeing Company*, 14.03.2014. – 15 p.

7. Денисюк, О. В. Оцінка характеристик закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності [Текст] / О. В. Денисюк // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 4sub1 (173). – С. 41-46. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.06

8. Numerical analysis of ducted propeller and pumpjet propulsion system using periodic computational domain [Text] / M. Motallebi-Nejad, M. Bakhtiari, H. Ghassemi, & M. Fadavie // *Journal of Marine Science and Technology*. – 2017. – Vol. 22. – P. 559–573. DOI: 10.1007/s00773-017-0438-x.

9. Preliminary design framework for the power gearbox in a contra-rotating openrotor [Text] / D. G. SanBenitoPastor, D. Nalianda, V. Sethi [et al] // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. – 2021. – Vol. 143, iss.4. – 12p. DOI: 10.1115/1.4049411.

10. Mort, K. W. Performance characteristics of a 4-foot-diameter ducted fan at zero angle of attack for several fan blade angles [Електронний ресурс] / K. W. Mort // *NASA Technical note*. – 1964. – 20 p. – Режим доступу: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19660002851.pdf>. – 15.05.2024.

11. Lei, L. I. Investigations of tip-jet and exhaust jet development in a ducted fan [Text] / L. I. Lei, G. Huang, & C. H. E. N. Jie // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2019. – Vol. 32, Iss. 11. – P. 2443-2454. DOI: 10.1016/j.cja.2019.04.026.

12. Усенко, В. Ю. Оцінка тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора [Текст] / В. Ю. Усенко, К. В. Балалаєва, & М. М. Мітрахович // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2022. – № 4 (180). – С. 52-56. DOI: 10.32620/akt.2022.4.06

2009, vol. 21, iss. 1, pp. 61-78. DOI: 10.1080/09537320802557301.

3. Long-Davis, M. J. *Propulsion-Airframe Integration Technical Interchange Meeting*. NASA/CP-2018-219955, 2018. 486 p.

4. Küchemann, D., & Weber, J. *Aerodynamics of propulsion*. New York-Toronto-London, 1953. 389 p.

5. El-Sayed, A. F. *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. Springer, 2016. 1025 p.

6. Kisska, M. K., Princen, N. H., Kuehn, M. S., & Cosentino, G. B. *Reverse flow engine core having a ducted fan with integrated secondary flow blades*. Patent US 8,667,775 B1, USA, 2014. 15p.

7. Denisyuk, O. 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, vol. 4sub1 (173), pp. 41-46. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.06.

8. Motallebi-Nejad, M., Bakhtiari, M., Ghassemi, H., & Fadavie, M. Numerical analysis of ducted propeller and pumpjet propulsion system using periodic computational domain. *Journal of Marine Science and Technology*, 2017, vol. 22, pp. 559-573. DOI: 10.1007/s00773-017-0438-x.

9. San Benito Pastor, D. G., Nalianda, D., Sethi, V., Midgley, R., Rolt, A., & BlockNovelo, D. A. Preliminary design framework for the power gearbox in a contra-rotating openrotor. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2021, vol. 143, iss. 4. 12 p. DOI: 10.1115/1.4049411.

10. Mort, K. W. Performance characteristics of a 4-foot-diameter ducted fan at zero angle of attack for several fan blade angles. *NASA Technical note*, 1964. 20 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19660002851.pdf>. (accessed: 15.05.2024).

11. Lei, L. I., Huang, G., & Jie, C. H. E. N. Investigations of tip-jet and exhaust jet development in a ducted fan. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, vol. 32, iss. 11, pp. 2443-2454. DOI: 10.1016/j.cja.2019.04.026.

12. Usenko, V., Balalaieva, K., & Mitrakhovich, M. Otsinka tyahy zakapotovanoho spivvisnogo hvyntoventylyatora [Evaluation of the thrust of a ducted coaxial propfan]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2022, vol. 4 (180), pp. 52-56. DOI: 10.32620/akt.2022.4.06.

## References

1. Zaporozhets, O., Isaienko, V., & Synylo, K. PARE preliminary analysis of ACARE FlightPath 2050 environmental impact goals. *CEAS Aeronautical Journal*, 2021, vol. 12, pp. 653-667. DOI: 10.1007/s13272-021-00525-7.

2. Parker, R. From blue skies to green skies: engine technology to reduce the climate-change impacts of aviation. *Technology Analysis & Strategic Management*,

Надійшла до редакції 11.07.2024, розглянута на редколегії 15.08.2024

## EVALUATION OF THE CHARACTERISTICS OF A DUCTED ROTARY PROPFAN IN FLIGHT CONDITIONS

Dmytro Plakushchyi, Ihor Kravchenko

The subject of this study was the operating mode of the ducted rotary propfan. The object of this research was a ducted propfan with rotating blades of the impeller of an ultra-high bypass ratio turbopropfan engine ( $m=20$ ). The purpose of this work was to evaluate the influence of the blade installation angle on the characteristics of the ducted propfan of an ultra-high bypass ratio turbopropfan engine ( $m=20$ ) under flight conditions. To achieve this purpose,

the following tasks were solved: modeling the flow in a ducted propfan at a height of  $H=11$  km when changing the blade installation angle from  $+10$  to  $-5^\circ$  from the basic installation angle in the range of Mach numbers at the inlet from 0.5 to 0.7; calculate the efficiency, pressure ratio, and thrust force of the ducted propfan under the studied operating conditions. During the mathematical modeling of the flow in the ducted propfan, the resistance of the duct was not considered. The research was carried out using a numerical experiment method with ANSYS CFX. The geometric model of the ducted rotary propfan was built in the NX. The mesh model was made in the ICEM and has a block structure. Results: The blade installation angle is one of the important factors affecting the efficiency, the pressure ratio, the thrust force, and other parameters and characteristics of the ducted propfan of an ultra-high bypass ratio turbopropfan engine. The use of a rotary impeller in a propfan improves the propfan characteristics over the entire range of operating modes. In flight conditions at an altitude of 11 km in the range of Mach numbers at the entrance  $M=0.5\ldots 0.7$ , when turning the blade of the impeller ducted propfan to a negative angle  $\beta=-5^\circ$ , the thrust force decreased by 6.2...10.8 %, and by changing the installation angle to  $\beta=+10^\circ$ , the thrust force decreased by 3.4...42.6 %. Changing the blade installation angle of the impeller-ducted propfan led to a decrease in the pressure ratio. The nature of the dependence is similar to the nature of the changes in thrust force. The efficiency of the ducted propfan with a rotary blade increased from 8.7...9.1 % to 1.8...3.4 % for Mach numbers  $M=0.5$  and  $M=0.6$  when changing the installation angle of the impeller blade to  $\beta=+5^\circ$  and  $\beta=+10^\circ$ . When the blade was rotated by an angle of  $\beta=-5^\circ$ , the efficiency decreased by 13.6%–14.5% for the entire considered range of Mach numbers. The scientific novelty and practical significance of the results of the research consists in the fact that new data have been obtained on the study of the characteristics (efficiency, pressure ratio increase, thrust force) of the ducted propfan of an ultra-high bypass ratio turbopropfan engine ( $m=20$ ) and a rotary impeller blade. The received recommendations regarding the characteristics of the ducted rotary propfan of an ultra-high bypass ratio turbopropfan engine are expedient for use in the creation of promising aviation engines.

**Keywords:** turbopropfan engine; propfan; bypass ratio; rotary blade; ducted propfan; flow modeling; thrust; efficiency; pressure ratio.

**Плакущий Дмитрий Александрович** – асп., провідний інженер, Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

**Кравченко Ігор Федорович** – д-р техн. наук, член - кореспондент НАН України, Генеральний конструктор - директор, Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

**Dmytro Plakushchyi** – PhD Student, Lead Engineer, State Enterprise "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine,  
e-mail: ayalneg@gmail.com, ORCID: 0009-0005-8863-8491.

**Ihor Kravchenko** – Doctor of Technical Sciences, Corresponding Member of the National Academy of Sciences of Ukraine, General Designer, Director SE «Ivchenko-Progress», Zaporizhzhia, Ukraine,  
e-mail: ivchenko-progress@ivchenko-progress.com, ORCID: 0000-0003-2304-3356.