

УДК 629.735.035.3:629.735.035.5 (043.5)

doi: 10.32620/aktt.2026.4sup1.04

А. А. КОШЕЛЬ

АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ЗІ СПРЯМНИМ АПАРАТОМ

У статті наведено дослідження впливу параметрів спрямного апарата гвинтовентилятора на його тягу. **Предметом дослідження** є залежності осьової сили спрямного апарата гвинтовентилятора від параметрів спрямного апарата. **Об'єктом дослідження** є восьмилопатевий гвинтовентилятор зі спрямним апаратом. **Метою** роботи є оцінка впливу параметрів спрямного апарата на сумарні тягові характеристики гвинтовентилятора на крейсерському режимі польоту. **Методом дослідження** гвинтовентилятора зі спрямним апаратом є моделювання течії повітря навколо гвинтовентилятора за допомогою методів обчислювальної газодинаміки. Для досягнення мети вирішено наступні **задачі**: проведено аналіз сучасних тенденцій розвитку гвинтовентиляторів і визначено, що застосування спрямного апарата є одним із перспективних шляхів покращення ефективності гвинтовентиляторів. Науковці та інженери широко досліджують характеристики гвинтовентиляторів зі спрямним апаратом, але вплив параметрів і конфігурації спрямного апарату як на сумарну тягу гвинтовентилятора так і на осьову силу тільки спрямного апарата залишається недостатньо висвітленим. Проведено математичне моделювання роботи гвинтовентилятора на крейсерському режимі, отримано параметри його роботи та параметри потоку на виході з робочого колеса гвинтовентилятора. На основі параметрів потоку на виході з робочого колеса спрофільовано ряд спрямних апаратів різних конфігурацій. Проведено математичне моделювання гвинтовентилятора з різними спрямними апаратами. У результаті моделювання на крейсерському режимі польоту встановлено залежності осьової газової сили спрямного апарата та сумарної ефективності гвинтовентилятора від параметрів спрямного апарата. Застосування найкращих, з точки зору тяги, рішень для спрямного апарата, а саме розрахункового куту натікання 0 градусів, густоти решітки $0,443$ на відносному радіусі $0,75$, стрілоподібністю 30 градусів та окружного навалу в 8 градусів на сторону тиску може забезпечити збільшення сумарної тяги гвинтовентилятора на $4,37\%$. **Наукова новизна та практична значимість результатів** полягає у визначенні закономірностей впливу параметрів спрямного апарата гвинтовентилятора на його тягу.

Ключові слова: математична модель, коефіцієнт тяги, коефіцієнт потужності, коефіцієнт швидкості, число Маха, гвинтовентилятор, відкритий ротор, модель турбулентності, спрямний апарат.

Вступ

Сучасний етап розвитку транспортної авіації характеризується жорсткими вимогами до паливної економічності та екологічності силових установок.

Для забезпечення вимог ІКАО щодо рівня шкідливих викидів та акустичного випромінювання розробники вживають заходи для забезпечення їх зменшення. Зменшення рівня викидів шкідливих речовин можливо, у тому числі, за рахунок подальшого вдосконалення термодинамічної та тягової ефективності силових установок.

Традиційні турбореактивні двоконтурні двигуни (ТРДД) поступово наближаються до межі своєї термодинамічної та тягової ефективності. Подальше збільшення ступеня двоконтурності обмежується масогабаритними показниками мотогондол та проблемами інтеграції двигунів із планером літака.

Одним з напрямів подолання цих обмежень є перехід до силових установок з відкритим ротором — гвинтовентиляторів.

Завдяки відсутності зовнішнього капота, вони здатні забезпечити еквівалентний ступінь двоконтурності на рівні $30\text{--}50$ і вище, що дає значний приріст тягового ККД на крейсерських швидкостях польоту.

Відомо [1, 2], що при застосуванні співвісного дворядного гвинтовентилятора з протилежним обертанням рядів (наприклад, гвинтовентилятор типу СВ-27) можливо отримати більшу тягу та достатньо високий рівень тягового ККД на більшій швидкості польоту, ніж при застосуванні одного повітряного гвинта. Проте широке комерційне впровадження співвісних гвинтовентиляторів стримується їх конструктивною складністю та значним акустичним випромінюванням, що обумовлено взаємодією аеродинамічних слідів від першого і другого рядів.

Можливою альтернативою співвісному гвинтовентилятору може бути однорядний повітряний гвинт з нерухомим спрямним апаратом, що розташований за повітряним гвинтом і забезпечує розкручу-



вання потоку, перетворюючи окружну складову швидкості потоку на прискорення осьової складової швидкості, що в свою чергу створює додаткову осьову силу та збільшує сумарну тягу силової установки.

Відсутність зустрічного обертання дозволяє усунути найбільш критичні джерела високочастотного акустичного випромінювання, суттєво зниживши загальний його еквівалентний рівень, порівняно з співвісними гвинтовентиляторами, що обертаються в протилежному напрямку. Такий підхід дозволяє досягти компромісу між високою аеродинамічною ефективністю та прийнятним рівнем акустичного випромінювання.

Спрямні апарати (СА) широко застосовуються на виході з лопатевих машин, зазвичай на виході з осьових та відцентрових компресорів, що мають суттєву закрутку після робочих лопаток [3]. Повітряні гвинти під час роботи також створюють закрутку потоку після лопатей, але для класичних малонавантажених повітряних гвинтів закрутка потоку після робочої лопаті незначна [4]. У гвинтовентиляторах суттєво зростає навантаження на площу, що обмітається, порівняно з класичними повітряними гвинтами, що і збільшує закрутку за робочими лопатями та збільшує доцільність використання спрямного апарата.

Незважаючи на очевидні переваги, проектування ефективного спрямного апарата гвинтовентилятора становить складну аеродинамічну задачу.

На типових крейсерських швидкостях польоту ($M \approx 0.75$) результативна швидкість на вході в спрямний апарат може сягати значень $M > 0.8$. За таких умов у міжлопаткових каналах статора виникає висока ймовірність появи локальних надзвукових зон і стрибків ущільнення, що призводить до різкого зростання хвильового опору та втрат повного тиску.

Актуальність дослідження обумовлена необхідністю розробки ефективного повітряного гвинта зі спрямним апаратом, що розташований за ним, шляхом вибору раціональних параметрів спрямного апарату. Пошук раціональних геометричних параметрів статора є критично необхідним для максимізації ступеня відновлення енергії потоку без ініціювання передчасної хвильової кризи.

Аналіз попередніх досліджень і публікацій

Результати останніх досліджень у галузі аероакустики відкритих гвинтовентиляторів показують можливість суттєвого зниження акустичного випромінювання, що при подальшому розвитку ефективності відкритих роторів робить відкриті гвинтовентилятори раціональним вибором для перспективних літальних апаратів [5].

Дослідницька спільнота розглядає застосування спрямних апаратів як перспективний спосіб підвищення ефективності повітряних гвинтів і гвинтовентиляторів як відкритого [6], так і закапотованого типу [7].

У роботах [8, 9] наведено результати розрахункового та експериментального дослідження гвинтовентилятора з 4-лопатевим спрямним апаратом. Показано, що спрямний апарат може збільшити сумарну тягу гвинтовентилятора на 0.7%. Але в дослідженні використано спрямний апарат із симетричним профілем, що зменшує можливий ефект від застосування спрямного апарата.

У роботі [10] представлено алгоритм проектування та дослідження спрямного апарата гвинтовентилятора на малій швидкості польоту. Установлено, що спрямний апарат може збільшити тягу на 3.4%. Але в цій роботі відсутні результати щодо впливу густоти решітки спрямного апарата, його форми та інших параметрів на осьову газову силу.

У роботі [11] представлено результати дослідження характеристик гвинтовентилятора зі спрямним апаратом на базі профілю NACA 4507. Показано, що в умовах дослідження спрямний апарат може додати до 3.46% тяги при тому, що застосовано профіль постійного згину, а кут установки не підлаштований під кут потоку за робочим колесом гвинтовентилятора.

Ряд досліджень розкриває деякі аспекти проектування спрямного апарата та аналізу ефективності гвинтовентилятора в цілому [12, 13], але залишаються не висвітленими важливі питання щодо визначення параметрів спрямного апарата.

Під час експериментальних аероакустичних досліджень моделі гвинтовентилятора SR-7A зі спрямним апаратом [14] установлено, що застосування спрямного апарата не призводить до збільшення акустичного випромінювання. Навпаки, при однаковій потрібній тязі застосування спрямного апарата дозволяє розвантажити гвинт, що впливає на зменшення рівня шуму.

Таким чином, аналіз результатів попередніх досліджень і публікацій свідчить про необхідність оцінки впливу параметрів спрямного апарата на сумарні тягові характеристики та розробки методик проектування спрямних апаратів для високонавантажених гвинтовентиляторів.

Мета дослідження

Метою дослідження є оцінка впливу параметрів спрямного апарата на сумарні тягові характеристики однорядного гвинтовентилятора на крейсерському режимі польоту шляхом чисельного моделювання.

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є восьмилопатевий гвинтовентилятор зі спрямним апаратом, наведений на рис. 1.

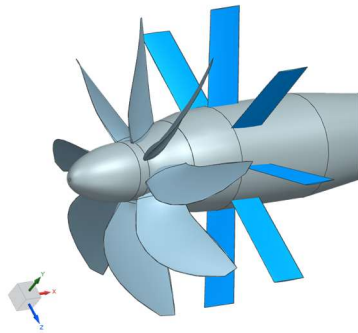


Рис. 1. Модель восьмилопатевого гвинтовентилятора зі спрямним апаратом

Прототипом є гвинтовентилятор типу SR-7L.

Перерізи лопатей гвинтовентилятора створені на основі двох аеродинамічних профілів, від втулки до перерізу з відносним радіусом 0,367 використано профілі на основі NACA 65, від перерізу з відносним радіусом 0,45 до периферії використано профілі на основі NACA 16 series [15, 16].

Математичне моделювання здійснено для наступних моделей:

- гвинтовентилятор без спрямного апарата;
- гвинтовентилятор зі спрямним апаратом.

Моделі спрямного апарата використовуються при зміні:

- вхідних геометричних кутів лопатей;
- кутів стрілоподібності лопатей;
- густоти решітки лопатей;
- кутів окружного навалу лопатей;
- форми лопаті в плані (v1, v6, v7, v8, v9, див. рис. 2).

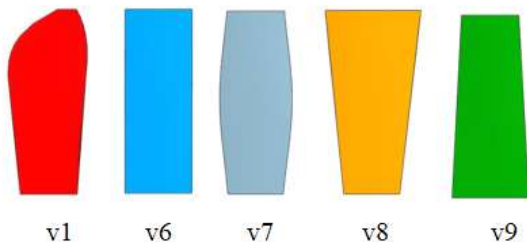


Рис. 2. Варіанти форм лопаті в плані

Методом дослідження гвинтовентилятора зі спрямним апаратом є чисельне моделювання течії повітря в секторі простору навколо лопаті гвинтовентилятора та спрямного апарата в програмному комплексі ANSYS CFX методом стаціонарного розв'язання осереднених за числом Рейнольдса рівнянь Нав'є-Стокса.

Рівняння Нав'є-Стокса замкнені моделюю-турбулентності k- ω SST Re- $\gamma\theta$ [17].

Для розрахунків побудовано гексаедральну сітку в програмному комплексі ICFM CFD. Ця сітка враховує особливості течії в прилеглому шарі.

Для визначення раціональних параметрів розрахунку та достатньої кількості елементів проведено сітковий аналіз із чотирма варіантами кількості сіток: M0 – 2,2 млн; M1 – 4 млн; M2 – 7 млн; M3 – 12 млн [18].

Тягу гвинтовентилятора визначено як осьову газову силу, що діє на поверхні лопатей гвинтовентилятора та отримана інструментами пост-процесора ANSYS Post. Сумарна тяга гвинтовентилятора зі спрямним апаратом створюється осьовою силою його елементів, тобто гвинтовентилятором та спрямним апаратом. Потужність гвинтовентилятора визначається як добуток крутного моменту відносно осі обертання від дії газових сил, що діє на гвинтовентилятор з кутовою швидкістю обертання. Крутний момент отримано інструментами пост-процесора ANSYS Po0st.

За попередніми розрахунками отримано залежності коефіцієнтів тяги та потужності гвинтовентилятора від кількості елементів розрахункової сітки, що наведено на рис. 3.

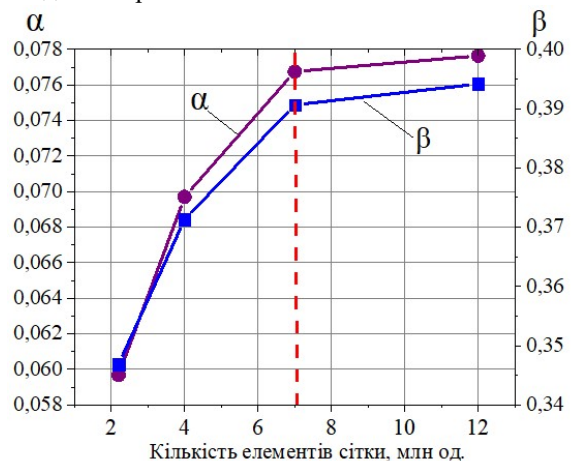


Рис. 3. Залежність коефіцієнтів тяги та потужності гвинтовентилятора від кількості елементів розрахункової сітки

Аналіз залежностей (див. рис. 3) дозволяє визначити раціональну кількість елементів розрахункової сітки в обсязі 7 млн, оскільки збільшення елементів від сітки M2 з 7 млн елементів до сітки M3 з 12 млн елементів веде до незначної зміни і результатів розрахунку, тоді як використання сіток M1 та M0 з меншою кількістю елементів веде до стрімкої зміни параметрів.

Порівняння результатів розрахунку з відомими експериментальними та розрахунковими даними [17] (див. рис.4) показує, що запропонована модель для дослідження є адекватною та достатньо точною.

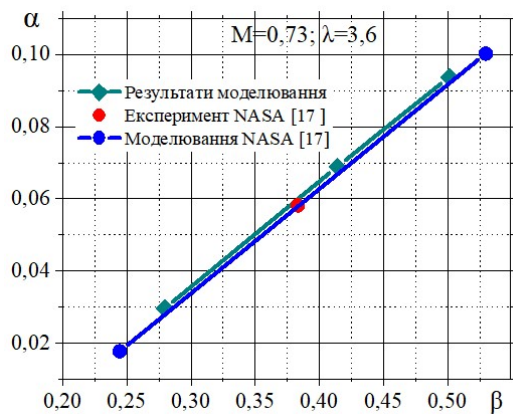


Рис. 4. Порівняння результатів моделювання з відомими експериментальними даними

Результати та обговорення

Проведено чисельне SR-7L моделювання роботи гвинтовентилятора на крейсерському режимі польоту: висота $H = 10668$ м та число $M = 0,77$. У результаті отримано наступні параметри: коефіцієнт тяги становить 0,148, а ККД – 77,4%. На рис.5 наведено лінії току при обтіканні повітряного гвинта на крейсерському режимі, що отримані за результатами математичного моделювання.

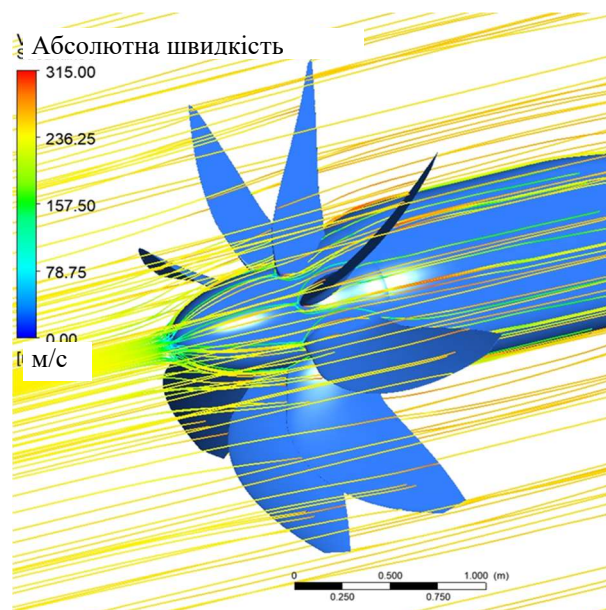


Рис. 5. Лінії току, що проходять через гвинтовентилятор на крейсерському режимі

На рис. 6, 7, 8 наведено розподіл за радіусом повного тиску та температури на виході з гвинтовентилятора, кута на виході з гвинтовентилятора і СА гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи.

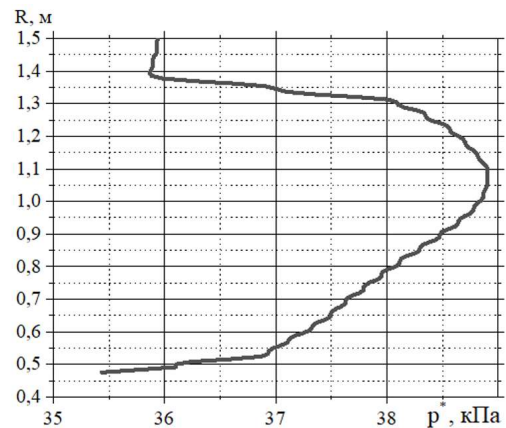


Рис. 6. Розподіл повного тиску на виході з гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи

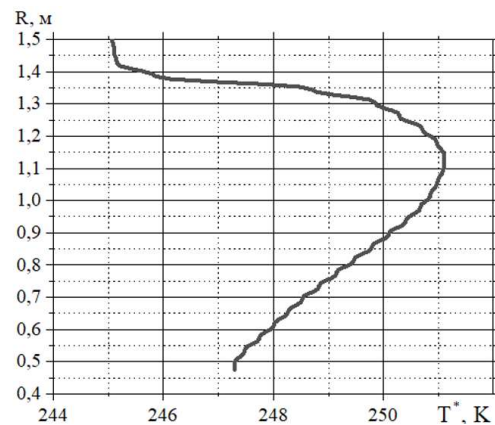


Рис. 7. Розподіл повної температури на виході із гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи

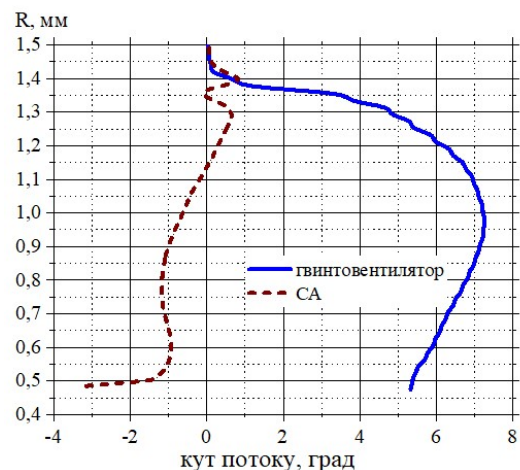


Рис. 8. Залежність зміни кута потоку на виході із гвинтовентилятора і СА гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи

Зазначені параметри потоку на виході з гвинтовентилятора було використано як вихідні дані для попереднього проектування СА в програмі для розрахунку осевих компресорів. Вхідні геометричні кути перерізів лопаті СА визначено з умови забезпечення кута натікання 0 градусів. Вихідні геометричні кути перерізів лопаті СА визначено з умови осевого виходу потоку.

Спрямну лопать спрофільовано за визначеними геометричними параметрами на основі профілю типу NASA 65 та проведено чисельне моделювання роботи гвинтовентилятора типу SR-7L з розробленою спрямною лопаттю на крейсерському режимі.

На рис. 9 наведено схему розташування спрямної лопатки.

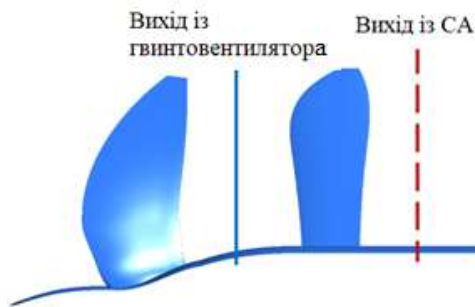


Рис. 9. Схема розташування спрямної лопатки

У таблиці 1 наведено основні результати розрахунків на крейсерському режимі (висота $H = 10668$ м; число Маха польоту $M = 0,77$, при коефіцієнті швидкості $\lambda = 2.942$), на рис. 8 пунктирною лінією позначено кут на виході з СА.

Таблиця 1

Основні результати розрахунків на крейсерському режимі (висота $H = 10668$ м; число Маха польоту $M = 0,77$ при коефіцієнті швидкості $\lambda = 2.942$)

Параметр	Гвинтовентилятор	СА, лопатка v1	Гвинтовентилятор+СА лопатки v1
Коефіцієнт тяги - α	0,148	0,005	0,153
Коефіцієнт потужності β	0,561	-	0,561
ККД - η	77,4%	-	80,1%

Для оцінки внеску газової сили спрямного апарату в сумарну тягу гвинтовентилятора введемо відношення осевої сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора $\bar{R}_{CA}$. Аналіз результатів моделювання свідчить про те, що СА з попередніми геометричними параметрами v1 $\bar{R}_{CA} = 3,51\%$, тобто потенційно може збільшити сумарну силу гвинтовентилятора з спрямним апаратом на це число.

Для дослідження впливу геометричних параметрів спрямного апарату на його осеву газову силу було проведено розрахунки з різними конфігураціями спрямних апаратів.

Результати дослідження впливу розрахункового кута натікання потоку на СА на відношення осевої сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора $\bar{R}_{CA}$ на крейсерському режимі наведено на рис. 10.

Аналіз результатів впливу розрахункового кута натікання потоку на СА на відношення осевої сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора $\bar{R}_{CA}$ (рис. 10) показує, що при нульовому куті натікання осева газова сила СА є найбільшою.

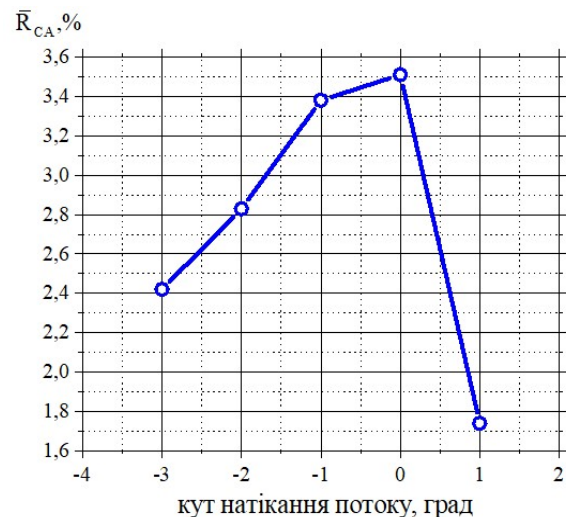


Рис. 10. Залежність відношення осевої сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора $\bar{R}_{CA}$ від розрахункового кута натікання потоку

Порівняння впливу розподілу розміру хорди лопаті (див. рис. 2) на відношення осевої сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора $\bar{R}_{CA}$ з нульовим розрахунковим кутом натікання потоку на крейсерському режимі польоту наведено в діаграмі рис. 11.

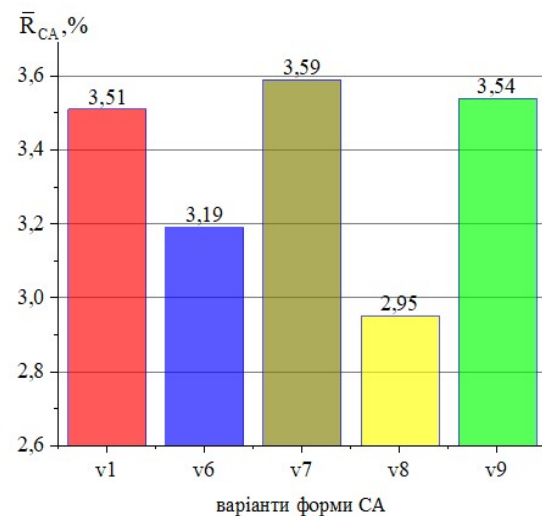


Рис. 11. Порівняння впливу розподілу розміру хорди лопаті на відношення осевої сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора на крейсерському режимі польоту

З рис. 11 видно, що СА з формою v7 (рис. 2) має найбільше значення тяги в 3,59% від тяги гвинтовентилятора.

Результати дослідження впливу кількості лопатей СА (густоти b/t , де b – хорда лопаті, t – крок лопатевої решітки) з формою v7 на відношення осьової сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора на крейсерському режимі польоту наведено на рис. 12.

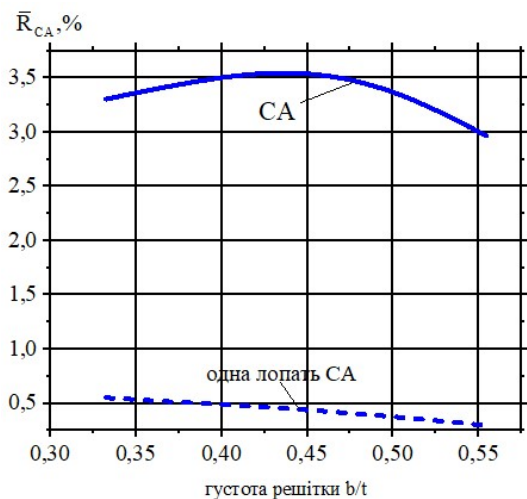


Рис. 12. Залежність відношення осьової сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора від густоти решітки

З результатів розрахунків (рис. 12), виявлено, що при густоті решітки $b/t=0,443$ на відносному радіусі 0,75 спостерігається найбільше відношення осьової сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора $\bar{R}_{CA} = 3,59\%$.

Наступні варіанти спрямного апарата розглянуто при густоті решітки $b/t=0,443$ на відносному радіусі 0,75.

Результати дослідження впливу стрілоподібності лопатей СА на відношення осьової сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора (див. рис. 13), при густоті решітки $b/t=0,443$ на відносному радіусі 0,75 на крейсерському режимі польоту наведено на рис. 14.

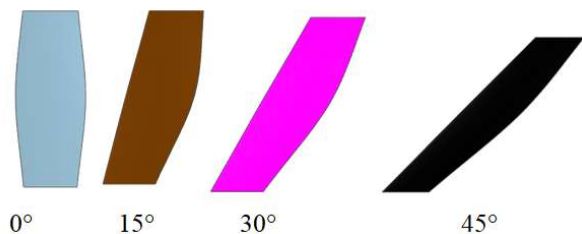


Рис. 13. Види СА з різними кутами стрілоподібності

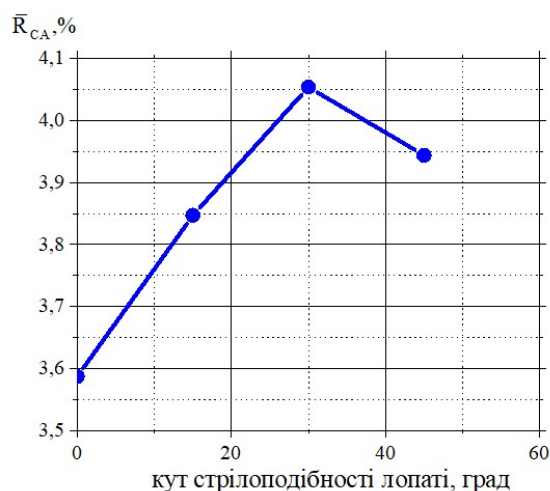


Рис. 14. Залежність відношення осьової сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора від кута стрілоподібності

З рис. 14 видно, що при застосуванні стрілоподібної лопатки СА можна отримати збільшення тяги СА. Найбільше відношення осьової сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора $\bar{R}_{CA} = 4,05\%$ спостерігається при куті стрілоподібності 30 градусів.

На рис. 15 наведено схему моделі для дослідження впливу окружного навалу на відношення осьової сили, що створює СА до тяги гвинтовентилятора, а на рис. 16 – залежність $\bar{R}_{CA}$ від кута окружного навалу.

Аналіз рис. 16 дозволяє зробити висновок, що кут окружного навалу на сторону тиску збільшує $\bar{R}_{CA}$. Хоча в даній роботі особливості компонування та характеристики міцності СА не розглядалися, варто зазначити, що великі значення кутів окружного навалу можуть погіршувати характеристики міцності СА, тому необхідно обирати компроміс між аеродинамічною ефективністю та міцністю СА.

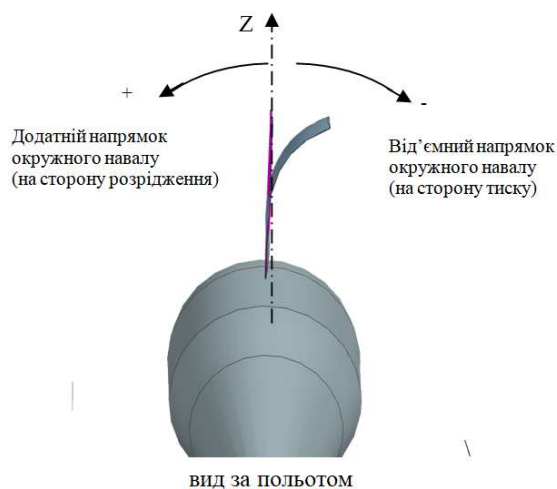


Рис. 15. Схема моделі СА з окружним навалом

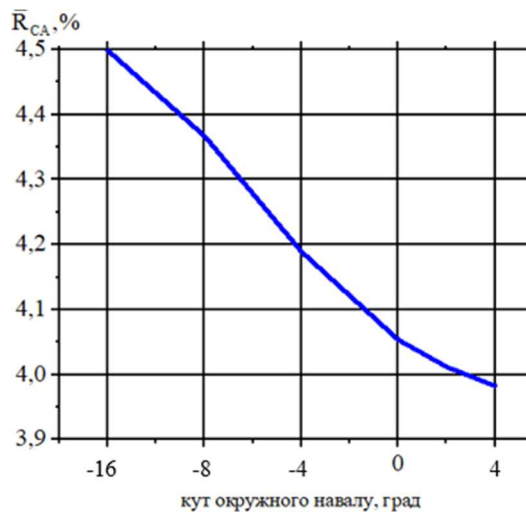


Рис. 16. Залежність відносної тяги СА від кута окружного навалу

Висновки

В результаті проведених досліджень встановлено, що на крейсерському режимі польоту спрямний апарат з розрахунковим кутом натікання 0 градусів, v_7 в плані, густотою 0,443 на відносному радіусі 0,75, стрілоподібністю 30 градусів та окружним навалом в -8 градусів на сторону тиску може забезпечити збільшення сумарної тяги гвинтовентилятора на 4,37%.

Результати дослідження можна використати для проектування силових установок із повітряним гвинтом і гвинтовентилятором.

Конфлікт інтересів

Автор заявляє, 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

Автор підтверджує, що не використовував технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Автор прочитав та погодився з опублікованою версією рукопису.

Література

1. McCoy, H. M. Counter-rotating propellers / H. M. McCoy // *J. R. Aeronaut. Soc.* – 1940. – № 44 (354). – P. 481–498.
2. Filippone, A. Historical development of the co-axial contra-rotating propeller / A. Filippone // *The Aeronautical Journal.* – 2023. – Vol. 127, iss. 1311. – P. 699–736. DOI: <https://doi.org/10.1017/aer.2022.92>.
3. Farokhi, S. *Aircraft propulsion* / S. Farokhi // John Wiley & Sons Ltd. – 2014. – 1046 p.
4. Oates, G. C. *Aircraft Propulsion Systems Technology and Design* / G. C. Oates // American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Washington, DC. – 1989. – 523 p.
5. Van Zante, D. E. Progress in open rotor research: A US perspective / D. E. Van Zante // *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers.* – 2015. – 14 p.
6. The effects of swirl recovery vanes on single-rotation propeller aerodynamics and aeroacoustics / T. Sinnige, J. J. van Kuijk, K. P. Lynch et al. // *Proceedings of the 21st AIAA/CEAS aeroacoustics conference.* – 2015. – 12 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2015-2358>
7. Aerodynamic performance and interaction effects of swirl recovery vanes for ducted propeller / L. Zhuoyuan, Y. Xudong, S. Kai et al. // *Proc. SPIE 13218, First Aerospace Frontiers Conference (AFC 2024).* – 2024. – Vol. 13218. – 18 p. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.3032629> ;
8. Aerodynamic and aeroacoustic performance of a propeller propulsion system with swirl-recovery vanes / T. Sinnige, T. C. A. Stokkermans, D. Ragni et al. // *Journal of Propulsion and Power.* – 2018. – Vol. 34, iss. 6. – P. 1376–1390;
9. Design and experimental validation of swirl-recovery vanes for propeller propulsion systems / Q. Li, T. Sinnige, D. Ragni et al. // *AIAA Journal.* – 2018. – Vol. 56, iss. 12. – P. 4719–4729;
10. Ende, L. V. *Swirl Recovery Vanes for Propeller Propulsion Systems: An Aerodynamic and Aeroacoustic Investigation by Lattice Boltzmann Method* : PhD Thesis / L. V. Ende // Delft University of Technology. – 2018. – 200 p.
11. Raviselvam, S. Numerical Investigation of Swirl Recovery from a Transonic Propeller with Swirl Recovery Vanes / S. Raviselvam, V. Parthasarathy // *Journal of Applied Fluid Mechanics.* – 2025. – Vol. 18, iss. 6. – P. 1534–1549. DOI: <https://doi.org/10.47176/jafm.18.6.3136>
12. Design and numerical investigation of swirl recovery vanes for the Fokker 29 propeller / W. Yangang, L. Qingxi, G. Eitelberg et al. // *Chinese Journal of Aeronautics.* – 2014. – Vol. 27, iss. 5. – P. 1128–1136. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.03.009> .
13. Goals and Strategies for Open Fan Design / C. Rovira Sala, T. Dygutsch, C. Frey et al. // *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power.* – 2025. – Vol. 10, iss. 3. – 19 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/ijtpp10030028>.

14. Dittmar, J. H. *The effect of swirl recovery vanes on the cruise noise of an advanced propeller* / J. H. Dittmar, H. G. David. – Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19910002181>

15. DeGeorge, C. L. *Large scale advanced propfan (LAP), final report* / C. L. DeGeorge // NASA CR 182112. – 1988. – 254 p.

16. Campbell, W. A. *Large scale advanced propfan (LAP) high speed wind tunnel test report* / W. A. Campbell, P. J. Arseneaux, H. S. Wainauski // NASA CR 182125. – 1988. – 216 p.

17. Langtry, R. B. *A Correlation-Based Transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD Code* : PhD Thesis / Langtry Robin Blair. – Universität Stuttgart. – 2006. – 104 p. DOI: <https://doi.org/10.12419/opus-1705>

18. Koshel, A. *Validation of the mathematical model for the study of the aerodynamic characteristics of a propeller fan* / A. Koshel // *Aerospace Technic and Technology*. – 2025. – № 4 spec. iss. 1 (205). – P. 85-91 DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup1.11>

References

1. McCoy, H. M. Counter-rotating propellers. *The Aeronautical Journal*, 1940, vol. 44 (354), pp 481–498.

2. Filippone, A. Historical development of the coaxial contra-rotating propeller. *The Aeronautical Journal*, 2023, vol. 127, iss. 1311, pp. 699-736. DOI: <https://doi.org/10.1017/aer.2022.92>.

3. Farokhi, S. *Aircraft propulsion*. John Wiley & Sons Ltd, 2014. 1046 p.

4. Oates, G. C. *Aircraft Propulsion Systems Technology and Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Washington, DC, 1989. 523 p.

5. Van Zante, D. E. Progress in open rotor research: A US perspective. In: *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. American Society of Mechanical Engineers, 2015. 14 p.

6. Sinnige, T., van Kuijk, J. J., Lynch, K. P., Ragni, D., Eitelberg, G., Veldhuis, L. L. M. The effects of swirl recovery vanes on single-rotation propeller aerodynamics and aeroacoustics. In *Proceedings of the 21st AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, 2015. 12 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2015-2358>;

7. Li, Z., Yang, X., Sun, K., Zhang, C., Shi, S. Aerodynamic performance and interaction effects of swirl recovery vanes for ducted propeller. *Proc. SPIE 13218, First Aerospace Frontiers Conference (AFC 2024)*, 2024, vol. 13218. 18 p. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.3032629>

8. Sinnige, T., Stokkermans, T. C. A., Ragni, D., Eitelberg, G., Veldhuis, L. L. M. Aerodynamic and aeroacoustic performance of a propeller propulsion system with swirl-recovery vanes. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, vol. 34, no. 6, pp. 1376-1390;

9. Li, Q., Öztürk, K., Sinnige, T., Ragni, D., Eitelberg, G., Veldhuis, L., Wang, Y. Design and experimental validation of swirl-recovery vanes for propeller propulsion systems. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56, no. 12, pp. 4719-4729;

10. Ende, L. V. *Swirl Recovery Vanes for Propeller Propulsion Systems: An Aerodynamic and Aeroacoustic Investigation by Lattice Boltzmann Method*. PhD Thesis. Delft University of Technology, 2018. 200 p.

11. Raviselvam, S., Parthasarathy, V. Numerical Investigation of Swirl Recovery from a Transonic Propeller with Swirl Recovery Vanes. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2025, vol. 18, no. 6, pp. 1534-1549. DOI: <https://doi.org/10.47176/jafm.18.6.3136>

12. Wang, Y., Li, Q., Eitelberg, G., Veldhuis, L. L. M., Kotsonis, M. Design and numerical investigation of swirl recovery vanes for the Fokker 29 propeller, *Chinese Journal of Aeronautics*. 2014, vol. 27, iss. 5, pp. 1128-1136. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.03.009>.

13. Rovira Sala, C., Dygutsch, T., Frey, C., Schnell, R., Martinez Luque, R. Goals and Strategies for Open Fan Design. *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power*, 2025, vol. 10, iss. 3. 19 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/ijtp10030028>.

14. Dittmar, J. H., Hall, D. G. The effect of swirl recovery vanes on the cruise noise of an advanced propeller. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19910002181>

15. DeGeorge, C. L. *Large scale advanced propfan (LAP), final report*. NASA CR 182112, 1988. 254 p.

16. Campbell, W. A., Arseneaux, P. J., Wainauski, H. S. *Large scale advanced propfan (LAP) high speed wind tunnel test report*. NASA CR 182125, 1988. 216 p.

17. Langtry, R. B. *A Correlation-Based Transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD Code*. PhD Thesis. Stuttgart, 2006. 104 p. DOI: [10.12419/opus-1705](https://doi.org/10.12419/opus-1705).

18. Koshel, A. *Validation of the mathematical model for the study of the aerodynamic characteristics of a propeller fan*. *Aerospace Technic and Technology*, 2025, no. 4 special iss. 1 (205), pp. 85-91 DOI: [10.32620/akt.2025.4sup1.11](https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup1.11).

Надійшла до редакції 05.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 31.07.2026.
 Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 03.09.2026

MATHEMATICAL MODELLING OF THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A PROPFAN WITH A SWIRL RECOVERY VANES

Anton Koshel

This article presents a study of the effect of propfan swirl recovery vane parameters on overall thrust. **The subject of the study** is the functional relationship between the thrust of the propfan swirl recovery vanes and their geometric and aerodynamic parameters. **The object of the study** is an eight-bladed propeller fan equipped with swirl recovery

vaness. **The aim of the work** is to assess the influence of the swirl recovery vanes' parameters on the overall thrust performance of the propfan in cruise flight mode. The method used to study a propfan with a swirl recovery vane involves simulating the airflow around the propfan using computational fluid dynamics. To achieve this aim, the following **tasks** were addressed: an analysis of current trends in propfan development was conducted, confirming that the use of swirl recovery vanes is one of the most promising ways to improve propfan efficiency. Scientists and engineers have extensively studied the performance of propfans with a swirl recovery vane; however, the effect of the guide vane's parameters and configuration on both the total thrust of the propeller fan and the thrust of the swirl recovery vane alone remains insufficiently explored. Mathematical modeling of the propfan during cruise operation was carried out, and the operating parameters of the propfan and the flow parameters at the outlet of the propfan rotor row were obtained. Based on the flow parameters at the outlet of the propfan rotor row, a series of swirl-recovery vanes with various configurations was designed. Mathematical modeling of the propfan with various swirl-recovery vanes was conducted. Simulations conducted under cruise flight conditions have established the relationships between the thrust of the swirl recovery vane and the overall efficiency of the propfan system as a function of the swirl recovery vane's parameters. Applying the optimal aerodynamic configuration for the swirl recovery vanes in terms of thrust, specifically, using a design angle of attack of 0 degrees, a moderate elliptical planform, a solidity of 0.443 at a relative radius of 0.75, a sweep angle of 30 degrees, and a circumferential lean of 8 degrees on the pressure side can increase the total thrust of the propeller fan by 4.367%. **The scientific novelty and practical significance of the results** lie in the recommendations for the design of power units with an air propeller and a propfan equipped with swirl-recovery vanes.

Keywords: mathematical model, thrust coefficient, power coefficient, advance ratio, Mach number, propfan, open rotor, turbulence model, swirl recovery vane.

Кошель Антон Андрійович – аспірант, інженер-конструктор 2 категорії, АТ «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Anton Koshel – Postgraduate, Engineer-Designer, 2nd category, JSC "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: koshel.a132@gmail.com, ORCID: 0000-0002-3407-3238