

УДК 629.735.035.3:629.735.035.5 (043.5)

doi: 10.32620/aktt.2025.4sup1.11

А. А. КОШЕЛЬ

Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

ВАЛІДАЦІЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

У статті наведено етапи та результати валідації математичної моделі восьмилопатевого гвинтовентилятора. **Предметом дослідження** є залежності коефіцієнта тяги від коефіцієнта потужності гвинтовентилятора при визначених розмірах розрахункових просторів (доменів), кількості елементів розрахункової сітки й обраній моделі турбулентності. **Об'єктом дослідження** є восьмилопатевий гвинтовентилятор із визначеними кутами встановлення профілю лопаті у контрольному перерізі. **Метою** роботи є вибір і обґрунтування параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі гвинтовентилятора. Для досягнення мети вирішені наступні **задачі**: побудовано твердотільну модель відомого восьмилопатевого гвинтовентилятора типу SR7L; створено ряд розрахункових областей і сіток для проведення математичного моделювання чисельним методом; здійснено розрахунки з різними налаштуваннями моделі та порівняно отримані результати з відомими експериментальними даними. Валідацію моделі, тобто підтвердження характеристик гвинтовентилятора, проведено в три етапи шляхом послідовного вибору: на першому етапі – розміру розрахункового простору, на другому – кількості елементів розрахункової сітки і на третьому – типу моделі турбулентності. Результати моделювання показали, що послідовний вибір параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі восьмилопатевого гвинтовентилятора та порівняння отриманих результатів моделювання з експериментальними даними дозволяє обґрунтувати раціональне значення розміру розрахункового простору ($4D \times 4D \times 8D$), кількості вузлів розрахункової сітки (7,0 млн) та вид моделі турбулентності - GEKO - 2,5 Re-γθ. Максимальна відносна похибка результатів моделювання не перевищує 3,5% відносно відомих даних. **Наукова новизна та практична значимість результатів** полягає в отриманні рекомендацій щодо параметрів чисельного експерименту при моделюванні обтікання гвинтовентилятора турбореактивного двигуна.

Ключові слова: валідація; математична модель; число M ; коефіцієнт тяги; коефіцієнт потужності; відносна хода; гвинтовентилятор; домен; розрахункова сітка; модель турбулентності.

Вступ

Повітряний гвинт є найбільш ефективнішим пристроєм для створення тяги винайденим на даний момент.

З розвитком авіації та збільшенням швидкості польотів, повітряний гвинт також видозмінювався.

Для досягнення високої ефективності на високих швидкостях польоту у повітряних гвинтів збільшилося навантаження на площу гвинта, змінювалося кількість та форма лопатей, лопаті стали шаблеподібними, щоб відтягнути настання хвильової кризи.

Повітряні гвинти відкритих та закапотованих схем, що мають вище перелічені ознаки, стали називати гвинтовентиляторами.

З року в рік зростаючі вимоги до паливної економичності та екологічності силових установок повітряних суден постійно підтримують актуальність досліджень повітряних гвинтів, а зокрема і гвинтовентиляторів з метою подальшого покращення їх аеродинамічних та аероакустичних характеристик, особливо на високих дозвукових швидкостях польоту

[1, 2].

Аналіз попередніх досліджень та публікацій

Характеристики гвинтовентиляторів можливо отримати як теоретичними так і емпіричними методами.

Емпіричні експериментальні дослідження характеристик гвинтовентиляторів можуть надати найбільш достовірні дані, але потребують значних витрат ресурсів та тривалі за часом.

На противагу цьому, теоретичні методи потребують значно менше ресурсів.

Одними з теоретичних методів досліджень характеристик гвинтів та гвинтовентиляторів є їх аналітичні розрахунки.

Не дивлячись на необхідність емпіричних поправок й коефіцієнтів та обмеження методу щодо врахування всіх процесів, що відбуваються при роботі повітряного гвинта, аналітичні методи залишаються корисним інструментом для досліджень через свою простоту та швидкість.



У роботі [3] наведено підхід до верифікації аналітичного розрахунку різними методами врахування кінцевих втрат, що дає гарну збіжність з експериментальними даними в низькошвидкісних, а для високошвидкісного повітряного гвинта різниця з експериментом зростає, що викликає необхідність подальшого їх покращення.

Протягом останніх десятиліть, найбільш розповсюдженим методом досліджень характеристик повітряних гвинтів та гвинтовентиляторів є чисельне моделювання течії, що обтікає об'єкт дослідження.

У ряді робіт [4 - 6] для дослідження характеристик повітряних гвинтів та гвинтовентиляторів обирають метод стаціонарного рішення осереднених за числом Рейнольдса рівнянь Нав'є - Стокса, із замиканням їх відповідними моделями турбулентної в'язкості. Результати цих досліджень показують задовільну збіжність з експериментальними даними.

Для врахування більшої кількості факторів та отримання зміни тиску для аналізу аероакустичних характеристик повітряних гвинтів в роботах [7,8] використовують нестационарні рішення осереднених за числом Рейнольдса рівнянь Нав'є - Стокса.

Зростання можливостей комп'ютерної техніки дозволяють використати LES для дослідження характеристики гвинтовентилятора як показано в роботі [9], але занадто високі вимоги до обчислювальної техніки та незначний приріст точності все ще обмежують сферу використання такого виду моделювання.

Розрахункові методи потребують раціонального вибору налаштувань під певну задачу. Відомо, що кількість елементів сітки, розміри розрахункової області та моделі турбулентності можуть суттєво впливати на результати розрахунків [4, 10].

Валідація розрахункової моделі для досліджень аеродинамічних характеристик гвинтовентилятора, є важливим етапом проведення досліджень, що дасть змогу стверджувати про достовірність отриманих даних в подальших дослідженнях.

Мета дослідження

Метою досліджень є вибір та обґрунтування параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі гвинтовентилятора.

Вибір та обґрунтування параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі гвинтовентилятора, а саме: розмір розрахункового простору, кількість вузлів розрахункової сітки та вид моделі турбулентності, що визначається шляхом порівняння результатів моделювання з експериментальними даними.

Для досягнення мети вирішені наступні задачі:

- побудовано твердотільну модель восьмилопатевого гвинтовентилятора типу SR7L за описами та графічною інформацією [11-13];

- створено ряд розрахункових областей та сіток для проведення математичного моделювання чисельним методом;

- здійснено розрахунки з різними налаштуваннями моделі та порівняно отримані результати з експериментальними даними [11-13].

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є аеродинамічні характеристики восьмилопатевого однорядного високонавантаженого гвинтовентилятора SR-7L, що створений Hamilton Standard за програмою Large Scale Advanced Propfan [11,12].

На рис. 1 наведено твердотільну модель гвинтовентилятора типу SR-7L з обтічником та мотогондолою.

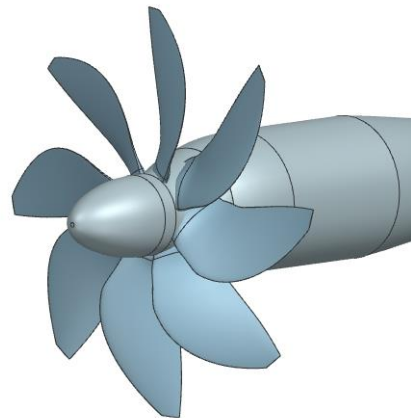


Рис 1. Твердотільна модель гвинтовентилятора типу SR-7L з обтічником та мотогондолою

Гвинтовентилятор типу SR-7L має діаметр $D=2,74$ м. 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 [11, 12].

Методом дослідження гвинтовентилятора типу SR-7L є чисельне моделювання течії повітря в секторі простору навколо лопаті гвинтовентилятора в програмному комплексі ANSYS CFX методом стаціонарного рішення осереднених за числом Рейнольдса рівнянь Нав'є-Стокса. Для розрахунків побудовано гексаедральну сітку в програмному комплексі ICEM CFD, розрахункова сітка враховує особливості течії в приміжевому шарі.

Для замикання рівнянь Нав'є - Стокса використано наступні моделі турбулентності: $k-\omega$ SST Re- $\gamma\theta$ [14], SST Ментера [13], GEKO – 1,75 Re- $\gamma\theta$ та GEKO -2,5 Re- $\gamma\theta$ [15] .

Результати та обговорення

Під час проведення валідації розрахункового методу максимально відтворено умови та особливості проведення експериментальних досліджень [11, 12,].

При обробці експериментальних даних математичного моделювання тяга гвинтовентилятора визначалася без урахування опору мотогондоли та обтічника.

На першому етапі вибору та обґрунтування параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі гвинтовентилятора здійснено перевірку достатності розмірів розрахункового простору навколо гвинтовентилятора.

Обрано три розрахункові простори за розмірами, що схематично зображені на рис. 2.

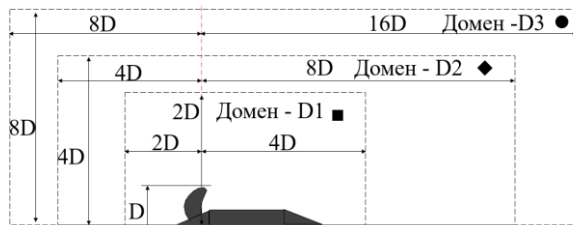


Рис. 2. Схема розрахункових просторів (доменів)

Розрахунковий простір побудовано в долях максимального діаметру гвинтовентилятора (розмір перед гвинтовентилятором x розмір в радіальному напрямку x розмір позаду гвинтовентилятора): D1 – $2D \times 2D \times 4D$; D2 – $4D \times 4D \times 8D$; D3 – $8D \times 8D \times 16D$.

На першому етапі, для визначення впливу розміру розрахункового простору на результати моделювання, проведено порівняння характеристик гвинтовентилятора, що отримані за результатами моделювання з першим (D1), другим (D2) і третім (D3) розрахунковими просторами (доменами).

Розроблено початкову сітку в програмному комплексі ICEM CFD з 4 млн. вузлів та параметром $Y^+ < 2$ (див. рис.3).

Для замикання рівнянь Нав'є - Стокса використано модель турбулентності з моделюванням ламінарно-турбулентного переходу $k-\omega$ SST $Re-\gamma\theta$ [14].

За результатами математичного моделювання восьмилопатевого гвинтовентилятора з трьома розмірами розрахункового простору (D1, D2, D3) отримані залежності коефіцієнта тяги від коефіцієнта потужності на розрахунковому числі $M=0,7$, для відносної ходи $\lambda=3,0$, при визначених кутах встановлення профілю в контрольному перерізі лопаті гвинтовентилятора, з використанням моделі турбулентності $k-\omega$ SST $Re-\gamma\theta$, що наведені на рис. 4.

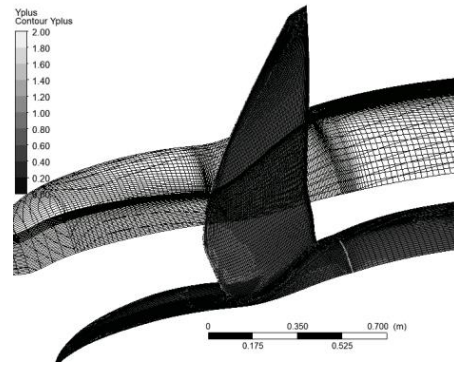


Рис. 3. Розрахункова сітка лопаті гвинтовентилятора та розподіл параметра Y^+ за поверхнею

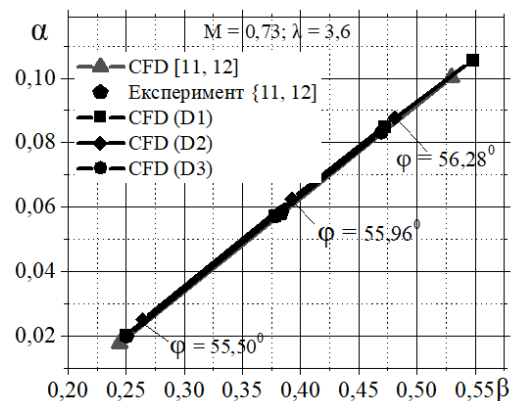


Рис. 4. Залежності коефіцієнта тяги α від коефіцієнту потужності β при визначених розмірах доменів ($M=0,7$ і $\lambda=3,0$)

На рис. 4 також наведені розрахункові і експериментальні дані для визначеного режиму [11, 12].

Результати досліджень (див. рис.4) показують, що зміна розміру домену від D1 до D3 практично не впливає на результати моделювання. Майже однакові результати моделювання при розмірах доменів D2 і D3 дозволяє зробити висновок, що розрахунковий простір D2 – $4D \times 4D \times 8D$ є найбільш раціональним з точки зору мінімізації розрахункового часу моделювання і відповідної точності.

Результати моделювання залежностей коефіцієнта тяги α від коефіцієнту потужності β при іншому числі M і відносній ході ($M=0,7$ і $\lambda=3,0$), що наведені на рис. 5, підтверджують обґрунтованість вибору розміру домену D2 для подальших розрахунків.

Максимальна відносна похибка результатів моделювання не перевищує 3,5%, відносно відомих даних [11, 12].

На другому етапі вибору та обґрунтування параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі гвинтовентилятора здійснено вибір раціональної кількості елементів розрахункової сітки, що створюється в програмному комплексі ICEM CFD.

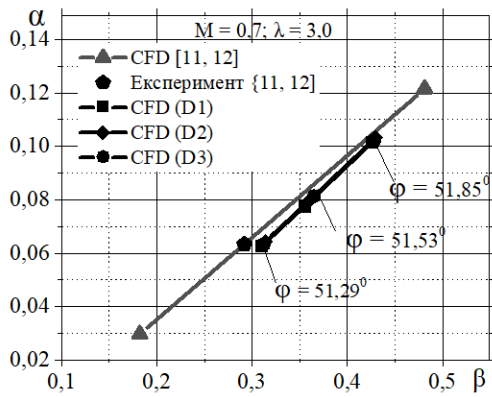


Рис. 5. Залежності коефіцієнта тяги α від коефіцієнту потужності β при визначених розмірах доменів ($M=0.73$ і $\lambda = 3.6$)

Для моделювання створено чотири види розрахункової сітки: M0 – 2,2 млн. елементів (див. рис. 6); M1 – 4,0 млн. елементів (див. рис. 7); M2 – 7,0 млн. елементів (див. рис. 8); M3 – 12,0 млн. елементів (див. рис. 9).

На рис. 6 - 9 наведено розподіл параметру Y^+ на поверхні лопаток та обтічника в розрахункових сітках.

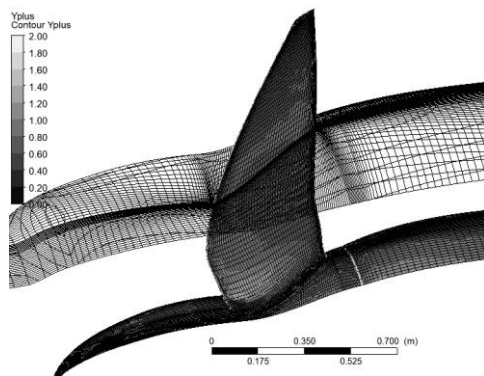


Рис. 6. Розподіл параметру Y^+ на поверхні лопатей та обтічника в розрахунковій сітці M0 – 2,2 млн. елементів

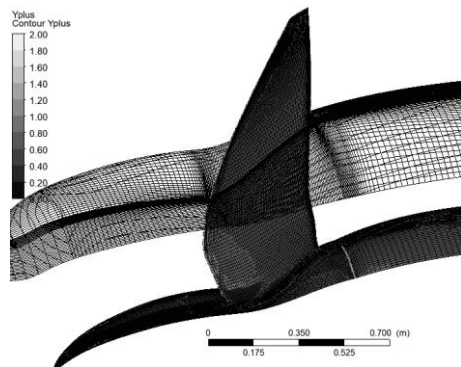


Рис. 7. Розподіл параметру Y^+ на поверхні лопатей та обтічника в розрахунковій сітці M1 – 4,0 млн. елементів

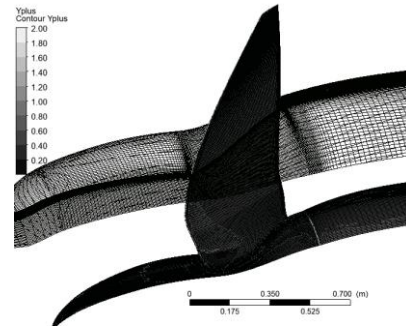


Рис. 8. Розподіл параметру Y^+ на поверхні лопатей та обтічника в розрахунковій сітці M2 – 7,0 млн. елементів

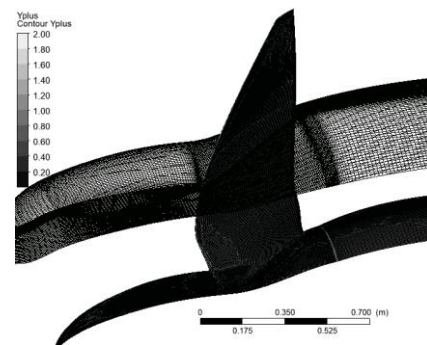


Рис. 9. Розподіл параметру Y^+ на поверхні лопатей та обтічника в розрахунковій сітці M3 – 12,0 млн. елементів

Результати математичного моделювання восьмилопатевого гвинтовентилятора з чотирма видами розрахункової сітки (M0, M1, M2, M3) отримані у вигляді залежностей коефіцієнта тяги від коефіцієнта потужності на розрахунковому числі $M=0.73$, для відносної ходи $\lambda = 3.6$, при визначених кутах встановлення профілю в контрольному перерізі лопаті гвинтовентилятора, з використанням моделі турбулентності $k-\omega$ SST $Re-\gamma\theta$, що наведені на рис. 10.

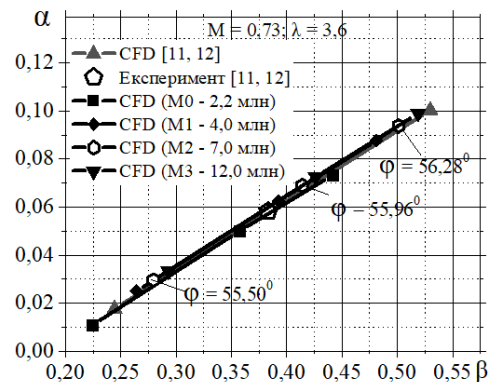


Рис. 10. Залежності коефіцієнта тяги α від коефіцієнту потужності β при визначених видах розрахункової сітки ($M=0.73$ і $\lambda = 3.6$)

Порівняння залежностей коефіцієнта тяги α від коефіцієнту потужності β при визначених видах розрахункової сітки ($M=0,73$ і $\lambda = 3,6$) показує, що раціональним, з точки зору мінімізації розрахункового часу моделювання і забезпечення відповідної точності, є використання розрахункової сітки виду M2. Відносна похибка результатів моделювання, з використанням розрахункової сітки M2 (7 млн. елементів), не перевищує 3,5%, відносно відомих даних [11, 12].

На третьому етапі вибору та обґрунтування параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі гвинтовентилятора здійснено вибір раціональної моделі турбулентності при обраному розрахунковому просторі D2 і виду розрахункової сітки виду M2.

Для моделювання характеристик гвинтовентилятора обрано чотири моделі турбулентності, що використовуються при розрахунку лопаткових машин: $k-\omega$ SST Re- $\gamma\theta$ [13], SST Ментера [14], GEKO – 1,75 Re- $\gamma\theta$ та GEKO -2,5 Re- $\gamma\theta$ [15].

Результати математичного моделювання восьмилопаткового гвинтовентилятора з визначеними моделями турбулентності на розрахунковому числі $M=0,73$, для відносної ходи $\lambda = 3,6$, при визначених кутах встановлення профілю в контрольному перерізі лопаті гвинтовентилятора, що наведені на рис. 11.

Порівняння залежностей коефіцієнта тяги α від коефіцієнту потужності β при обраних моделях турбулентності ($M=0,73$ і $\lambda = 3,6$) показує, що раціональним, з точки зору забезпечення відповідної точності розрахунку є використання моделі турбулентності GEKO - 2,5 Re- $\gamma\theta$.

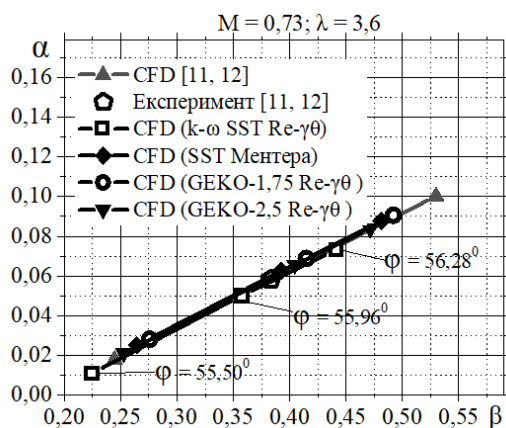


Рис. 11. Залежності коефіцієнта тяги α від коефіцієнту потужності β при різних моделях турбулентності для домену D2 ($M=0,73$ і $\lambda = 3,6$)

Відносна похибка результатів моделювання, з використанням моделі турбулентності GEKO - 2,5 Re- $\gamma\theta$ (7 млн. елементів), не перевищує 2,2%, відносно відомих даних [11, 12].

Висновки

Послідовний вибір параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі восьмилопаткового гвинтовентилятора та порівняння результатів моделювання з експериментальними даними дозволив обґрунтувати раціональне значення розміру розрахункового простору ($D2 - 4D \times 4D \times 8D$), кількості вузлів розрахункової сітки ($M2 - 7,0$ млн) та вид моделі турбулентності - GEKO - 2,5 Re- $\gamma\theta$.

За результатами проведених досліджень отримані рекомендації щодо параметрів чисельного експерименту при моделюванні обтікання гвинтовентилятора турбореактивного двигуна.

Відносна похибка результатів моделювання не перевищує 3,5%, відносно відомих даних [11, 12], що дозволяє використання таких факторів при моделюванні інших видів гвинтовентиляторів.

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. Filippone, A. Historical development of the coaxial contra-rotating propeller [Text] / A. Filippone // *The Aeronautical Journal* – 2023. – Vol. 127, iss. 1311, P. 699 – 736. doi: 10.1017/aer.2022.92.
2. Dorsey, A. Design Space Exploration of Future Open Rotor Configurations [Text] / A. Dorsey, & A. Uranga // *AIAA Propulsion and Energy Forum. AIAA 2020-3680*. – 2020. – P. 1-30. doi: 10.2514/6.2020-3680.
3. Comparative Investigation of Tip-Loss and Compressibility Correlations for Blade Element Momentum Theory Propeller Performance Analysis. [Text] / M. Casablanca, A. Magrini, F. De Vanna, & E. Benini //

16th European Turbomachinery Conference Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, ETC2025-161. – Hannover. – 2025. – P. 1-12.

4. Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора і вхідного пристрою ГТД [Текст] / О. В. Жорник, І. Ф. Кравченко, М. М. Мітрахович, & О. В. Денисюк // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 4 (172). – С. 35-39. doi: 10.32620/aktt.2021.4.05.

5. Усенко, В. Моделювання течії в співвісному гвинтовентиляторі з управлінням межзовим шаром [Текст] / В. Ю. Усенко, К. В. Балалаєва, & М. М. Мітрахович // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 4 спецвипуск 1 (173). – С. 35-40. doi: 10.32620/aktt.2021.4sup1.05.

6. Плакуций, Д. О. Оцінка характеристик закапотованого поворотного гвинтовентилятора в польотних 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.2024.4sup1.06.

7. Research on aerodynamic influence of contra-rotating propfan slipstream on propfan engine nacelle inlet [Text] / H. Zhao, Li Zhou, W. Deng, & Z. Wang // *Journal Phys.: Conf. Ser.* 2707 01209. – 2024. – P. 1-17. doi: 10.1088/1742-6596/2707/1/012097.

8. Numerical Simulation of Noise Characteristics of Open Rotor [Text] / Q. Wei, Z. Chen, F. Tong, & et al. // *Journal Phys.: Conf. Ser.* 2280 01205. – 2022. – P. 1-7. doi: 10.1088/1742-6596/2280/1/012058.

9. Large Eddy Simulation of an Open Fan Blade at Full-scale Reynolds Number [Text] / S. Priebe, E. Jourdan, A. Mousavi, & et al. // *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. GT2024-122704. – 2024. – P. 1-14.

10. Development of a CFD model for propeller simulation [Text] / M. Stajuda, M. Karczewski, D. Obidowski, & K. Jozwik // *Mechanics and Mechanical Engineering*. – 2016. – Vol. 20, № 4. – P. 581–598.

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

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

13. Menter, F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [Text] / F. R. Menter // *AIAA Journal* No 32. – 1994. – P. 1598-1605. doi: org/10.2514/3.12149.

14. Langtry, R. B. A Correlation-Based Transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD Code [Text] : Doctoral Thesis of Turbomachinery / Robin Blair Langtry. – Stuttgart. – 2006. – 104 p. doi: org/10.12419/opus-1705.

15. Menter, F. R. Best Practice: generalized $k-\omega$ (GEKO) Two-Equation turbulence modeling in ANSYS CFD [Electronic resource] / F. R. Menter // ANSYS,

2021. – Available et: <https://ansys.com/content/dam/amp/2022/quick-request/Best-Practice-GEKO-Turbulence-Modeling-in-Ansys-CFD.pdf> . (accessed 05 April 2025).

References

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

2. Dorsey, A. Uranga, A. Design Space Exploration of Future Open Rotor Configurations. *AIAA Propulsion and Energy Forum*. AIAA 2020-3680, 2020, pp. 1-30. doi: 10.2514/6.2020-3680.

3. Casablanca, M., Magrini, A., De Vanna, F., & Benini, E. A Comparative Investigation of Tip-Loss and Compressibility Correlations for Blade Element Momentum Theory Propeller Performance Analysis. 16th European Turbomachinery Conference Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, ETC2025-161. Hannover, 2025, pp. 1-12.

4. Zhorny`k, O. V., Kravchenko, I. F., Mitxovych, M. M., & Denysyuk, O. V. Obg`runtuvannya modeli turbulentnoyi v'язkosti dlya doslidzhennya xaraktery`sty`k spivvisnogo gvy`ntoventy`lyatora i vxidnogo pry`stroyu GTD [Substantiation of a turbulent viscosity model for studying the characteristics of a coaxial propfan and input device of a gas turbine engine]. *Aviacijno-kosmichna texnika i texnologiya – Aerospace Technic and Technology*, 2021, no. 4sup1 (172), pp. 35-39. doi: 10.32620/aktt.2021.4.05. (in Ukrainian).

5. Usenko, V. Yu., Balalayeva, K. V., Mitxovych, M. M. Modelyuvannya techiyi v spivvisnomu gvy`ntoventy`lyatori z upravlinnyam pry`mezhoym sharom [Flow simulation in a coaxial fan with boundary layer control]. *Aviacijno-kosmichna texnika i texnologiya – Aerospace Technic and Technology*, 2021, no 4sup1 (173), pp. 35-40. doi: 10.32620/aktt.2021.4sup1.05. (in Ukrainian).

6. Plakushhy`j, D. O., & Kravchenko, I. F. Ocinka xaraktery`sty`k zakapotovanogo povorotnogo gvy`ntoventy`lyatora v pol`otny`x umovax [Evaluation of the characteristics of a ducted rotary propfan in flight conditions]. *Aviacijno-kosmichna texnika i texnologiya – Aerospace Technic and Technology*, 2024, no. 4sup1 (197), pp. 38-44. doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.06. (in Ukrainian).

7. Zhao, H., Zhou, Li, Deng, W., & Wang, Z. Research on aerodynamic influence of contra-rotating propfan slipstream on propfan engine nacelle inlet. *Journal Phys.: Conf. Ser.* 2707 01209, 2024, pp. 1-17. doi: 10.1088/1742-6596/2707/1/012097.

8. Wei, Q., Chen, Z., Tong, F., Li, G., & Cui, P. Numerical Simulation of Noise Characteristics of Open Rotor. *Journal Phys.: Conf. Ser.* 2280 01205, 2022, pp. 1-7. doi: 10.1088/1742-6596/2280/1/012058.

9. Priebe, S., Jourdan, E., Mousavi, A., Karve, R., Chakrabarti, S., D'Aquila, L., Yi, J., Alhawary, M.,

Bharadwaj Ananthan, V., Ramakrishnan, K., & Wood, T. Large Eddy Simulation of an Open Fan Blade at Full-scale Reynolds Number. *ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. GT2024-122704, 2024, pp.1-14.

10. Stajuda, M., Karczewski, M., Obidowski, D., & Jozwik, K. Development of a CFD model for propeller simulation. *Mechanics and Mechanical Engineering*, 2016, vol. 20, no. 4, pp. 581–598.

11. DeGeorge, C. L. *Large scale advanced prop-fan (LAP), final report*. NASA CR 182112, 1988. 254 p.

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

13. Me Menter, F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*, 1994, no. 32, pp. 1598-1605. doi: org/10.2514/3.12149.

14. Langtry, R. B. *A Correlation-Based Transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD Code* : Doctoral Thesis of Turbomachinery / Langtry Robin Blair. Stuttgart, 2006. 104 p. doi: org/10.12419/opus-1705.

15. Menter, F. R. *Best Practice: generalized k- ω (GEKO) Two-Equation turbulence modeling in ANSYS CFD*. ANSYS, 2021. Available et: <https://ansys.com/content/dam/amp/2022/quick-request/Best-Practice-GEKO-Turbulence-Modeling-in-Ansys-CFD.pdf> . (accessed 05 April 2025).

Надійшла до редакції 11.06.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025

VALIDATION OF THE MATHEMATICAL MODEL FOR THE STUDY OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A PROPELLER FAN

Anton Koshel

This article presents the stages and results of the mathematical model validation of an eight-bladed propeller fan. This study investigates the dependence of the thrust coefficient on the power coefficient of the propeller fan at the specified sizes of the calculation spaces (domains), number of calculation grid elements, and selected turbulence model. The object of the study is an eight-bladed propeller fan with specified blade profile installation angles on the control section. The purpose of this study is to select and justify the parameters and settings of the calculation mathematical model of the propeller fan. The following tasks were solved to achieve the goal: a solid-state model of the known eight-bladed propeller fan of the SR7L type was built; several calculation areas and grids were created for mathematical modeling by the numerical method; calculations were performed with different model settings and the results obtained were compared with known experimental data. Model validation, i.e., confirmation of the characteristics of the propeller fan, was carried out in three stages by sequential selection: the size of the computational space, the number of elements of the computational grid, and the type of turbulence model in the first stage. The simulation results showed that the sequential selection of parameters and settings of the computational mathematical model of the eight-blade propeller fan and comparison of the obtained simulation results with experimental data allowed us to justify the rational value of the size of the computational space (4D x 4D x 8D), the computational grid number of nodes (7.0 million) and the type of turbulence model - GEKO - 2.5 Re- $\gamma\theta$. The maximum relative error of the simulation results does not exceed 3.5% relative to known data. The scientific novelty and practical significance of the results lies in obtaining recommendations on the parameters of a numerical experiment when modeling the flow around a turbojet engine propeller fan.

Keywords: validation; mathematical model; M number; thrust coefficient; power coefficient; relative speed; propeller fan; domain; computational grid; turbulence model.

Кошель Антон Андрійович – асп., інженер - конструктор 2 категорії, Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Anton Koshel – PhD Student, Engineer - Designer 2nd Category, Joint-Stock Company, "Ivchenko-Progress", Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: koshel.a132@gmail.com, ORCID: 0000-0002-3407-3238.