

УДК 533.6.013;519.6

doi: 10.32620/aktt.2026.4sup1.09

В. В. ОТРОЩЕНКО

Національний університет «Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна

НАЛАШТУВАННЯ ЧИСЕЛЬНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ ДЛЯ ВИКОНАННЯ ТЕСТОВОЇ ЗАДАЧІ ОБТІКАННЯ ГВИНТОВОГО ПРОФІЛЮ NASA 0012

У статті розглянуто питання налаштування та проведення числового експерименту задля дослідження аеродинамічних характеристик гвинтового профілю NASA 0012. Актуальність роботи зумовлена стрімким зростанням вимог до ефективності складових елементів літальних апаратів, зокрема безпілотних платформ. Гвинтові системи є одним із ключових елементів безпілотних літальних апаратів, характеристики яких безпосередньо впливають на їх енергетичну ефективність, вантажопідйомність і тривалість польоту. Правильне налаштування параметрів проведення числового експерименту дослідження аеродинамічних характеристик гвинтового профілю NASA 0012 дозволить отримати детальну інформацію про особливості обтікання профілю потоком повітря та здійснити оптимізацію конструктивних параметрів гвинта без необхідності проведення вартісних і тривалих фізичних експериментальних випробувань. **Об'єктом** дослідження виступає гвинтовий профіль NASA 0012. **Предметом** є топологія розрахункової сітки при дослідженні аеродинамічних характеристик гвинтового профілю NASA 0012. **Метою** роботи є обґрунтування вибору моделі турбулентної в'язкості та топології розрахункової сітки, визначення впливу її параметрів на точність отриманих результатів. **Задачі:** побудова математичної моделі здійснювалась у програмному середовищі Ansys Workbench Student. Проведення тестування наступних моделей турбулентної в'язкості, а саме: Shear Stress Transport (SST), $k-\omega$, BSL EARSM при різній довжині ребра комірки розрахункової сітки, яка змінювалась від 25 мм до 30 мм. Дослідження проводилось **методом** чисельного експерименту в програмному середовищі Ansys Workbench Student із використанням методу CFD. **Результати:** показано, що правильний вибір параметрів розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості суттєво впливає на точність отриманих результатів математичного моделювання в порівнянні з отриманими даними фізичного експерименту. Найвищий ступінь точності серед досліджуваних варіацій показала сітка із довжиною ребра комірки 30 мм. При цьому моделі турбулентної в'язкості, що досліджувались, у цілому показали результати в межах прийнятної похибки біля 5%, але найточніші результати отримано при використанні моделі SST. **Наукова новизна та практична значимість** полягає в тому, що отримано подальший розвиток методології числового моделювання та розв'язання тестових задач моделювання обтікання гвинтового профілю за умов використання вкрай обмежених обчислювальних ресурсів і потужностей, якими характеризуються освітні програмні середовища.

Ключові слова: числовий експеримент, модель турбулентної в'язкості, топологія розрахункової сітки, моделювання течії, гвинтовий профіль, NASA 0012, CFX, CFD.

Вступ

Актуальні наукові тенденції та всебічний технологічний прогрес характеризуються безупинним зростанням складності досліджуваних об'єктів і процесів, що потребує пошуку й застосування ефективних методів досліджень, з метою їх аналізу.

У зазначених умовах чисельний експеримент закарбував за собою роль одного з основних інструментів виконання дослідницьких робіт для наукової спільноти, дозволяючи в умовах обмежених технічних, фінансових і часових ресурсів відтворювати фізичні явища шляхом використання математичних моделей і обчислювальних алгоритмів.

На відміну від натурних випробувань, його використання дозволяє в оперативному режимі змінювати

як технічні, так і фізико-хімічні параметри та характеристики досліджуваної системи, проводити аналіз значної кількості сценаріїв без створення експериментальних установок, а також надає можливість детально проаналізувати параметри робочого процесу в кожній точці розрахункової області.

Завдяки широкому спектру переваг, чисельний експеримент, у тому числі, має широке застосування при дослідженні питання аеродинамічних характеристик гвинтових профілів для безпілотних літальних апаратів (БПЛА) літакового типу, які в реаліях сьогодення відіграють важливу роль у захисті суверенітету та територіальної цілісності України від ворожої агресії.

Водночас, вкрай важливим питанням при проведенні чисельного експерименту, зокрема спрямованого на дослідження аеродинамічних характеристик



гвинтових профілів БПЛА, є його правильне налаштування та виконання тестових задач, які дозволять правильно обрати топологію розрахункової сітки та модель турбулентної в'язкості задля отримання необхідної точності розрахунків та результатів моделювання.

У даній роботі, шляхом розв'язання тестової задачі дослідження аеродинамічних характеристик гвинтового профілю NASA 0012 проведено аналіз впливу вибору топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості на точність визначення аеродинамічних характеристик задля пошуку найбільш оптимальної комбінації із забезпеченням необхідної точності отриманих результатів.

У дослідженні [1] автори звертають увагу на те, що гвинтові профілі NASA 0012, NASA 2412 та NASA 4415 мають широке застосування при проектуванні БПЛА, та від їх аеродинамічних властивостей суттєво залежить ефективність таких літальних апаратів, що потребують високої маневреності. З метою комплексного дослідження аеродинамічних характеристик зазначених профілів було використано методи computational fluid dynamics (CFD) і програмний комплекс XFOIL, що дозволило розглянути особливості обтікання, розподіл тиску та зміну аеродинамічних параметрів за різних умов польоту, а також застосовано гібридний підхід, який базується на основі штучних нейронних мереж, який спрямований на максимізацію показника аеродинамічної якості задля вибору оптимальних значень числа Рейнольдса та кута атаки. Отримані результати показали пріоритет у використанні саме профілю NASA 4415, через найвище значення співвідношення підйомної сили (C_l) до сили опору (C_d) у найширшому спектрі значень кутів атаки та числа Рейнольдса, що сприяють надійності при виконанні завдань з великою тривалістю польоту. Профіль NASA 2412 показав середні результати без явних переваг, а NASA 0012 охарактеризовано як такий, що забезпечив кращу стабільність, але меншу підйомну силу.

Також аеродинамічний аналіз профілів NASA 0012, NASA 2412 і NASA 4415, зокрема з метою оптимізації характеристик БПЛА для цілей оперативного доставлення медичних вантажів і формулювання рекомендацій для вибору аеродинамічного профілю представлено в роботі [2]. Дослідивши діапазон чисел Рейнольдса від 200000 до 800000, зосередившись на таких ключових показниках, як C_l , C_d і особливості розподілу тиску, за результатами проведеного CFD-моделювання встановлено, що профіль NASA 4415 забезпечує найкращі характеристики, досягаючи максимального значення C_l 1,8 при куті атаки 6 градусів. Аналіз розподілу тиску показав його кращу стійкість і стабільність за високих значень кута атаки.

Разом із тим, важливість правильного налаштування числового експерименту та його вплив на точність отриманих результатів зазначено в науковій праці [3]. Авторами проведено математичне моделювання течії в одноступеневому трансзвуковому компресорі Rotor 67 та тестування моделей турбулентної в'язкості SST, $k-\epsilon$, $k-\omega$, BSL EARSIM. Також змінювалась довжина ребра комірки від 1 см до 0,225 см. Серед досліджуваних топологій розрахункової сітки, найвищу точність отриманих результатів показала сітка із ребром комірки 0,225 см. Більшість топологій розрахункової сітки показала прийнятні значення похибок у діапазоні від 3,9% до 5,6%, проте в окремих випадках ці значення сягали понад 13%, що вказує на важливість правильного визначення параметрів моделювання.

Результати, отримані в роботі [4], показали, що правильне налаштування параметрів математичної моделі є ключовим фактором забезпечення достовірності отриманих результатів, зокрема в контексті прогнозування ефективності енергетичних систем, особливо в зв'язку з тим, що безпосередньо на їх основі здійснюється оцінювання технічних, енергетичних та інших показників.

Вивчення аеродинамічних характеристик профілів серії NASA шляхом проведення чисельного експерименту для їх можливого подальшого застосування у вертикально-осьових вітрових турбінах за допомогою обчислювальної техніки з використанням моделі турбулентності SST проведено в роботі [5]. Параметричний аналіз дозволив дійти висновку, що для досягнення поставленої мети найкращі перспективи продемонстровано профілем NASA 0018 із найкращими експлуатаційними показниками.

Важливі аспекти проведення чисельного моделювання обтікання симетричного аеродинамічного профілю NASA 0012 за різних значень числа Рейнольдса та кутів атаки від -12 до 20 градусів із використанням структурованої розрахункової сітки, що згущується біля поверхні профілю для точнішого опису примежевого шару, зазначено авторами праці [6]. Основну увагу приділено порівнянню точності трьох моделей турбулентності, а саме Spalart-Allmaras, Realizable $k-\epsilon$ та $k-\omega$ SST та співставленню результатів моделювання з наявними експериментальними даними. Було створено розрахункову область С-подібного типу, яку обрано найоптимальнішим варіантом для вирішення задач обтікання профілю. Загальна кількість елементів розрахункової області не перевищувала 80000 комірок, а значення y^+ не перевищувало 0,2, що забезпечує дуже дрібну сітку біля поверхні профілю. Це дозволяє при проведенні CFD-моделювання коректно описати пристінкову область потоку. Відповідно до отриманих результатів, за малих і середніх кутів атаки всі три моделі турбулентної в'язкості достатньо добре відтворюють експериментальні дані.

При значеннях до 10 градусів спостерігається майже лінійне зростання коефіцієнта підйомної сили, що відповідає класичній поведінці профілю, а при значеннях близько 15 градусів спостерігається відрив потоку на верхній поверхні. За результатами порівняння встановлено, що модель SST забезпечує найточнішу узгодженість з експериментальними даними в широкому діапазоні кутів атаки, модель Spalart–Allmaras показала гірші результати, але рекомендована дослідниками до використання при вирішенні аеродинамічних задач, пов'язаних із примежевим шаром, а модель Realizable $k-\epsilon$ показала найбільші відхилення, особливо в умовах наявності зриву потоку.

У статті [7] також було проведено чисельне моделювання обтікання профілю NACA 0012 з метою порівняння моделей турбулентності Spalart–Allmaras, Realizable $k-\epsilon$ та $k-\omega$ SST для прогнозування аеродинамічних характеристик профілю. Потік розглядався як двовимірний, стаціонарний і нестисливий; для опису його руху навколо профілю використано рівняння нерозривності та збереження імпульсу. Було розглянуто 3 варіанти розрахункової сітки із кількістю елементів 16940, 57040 і 78408 елементів. Результати двох останніх варіантів були майже ідентичними, тому з метою економії часу на процес генерації розрахункової області та проведення розрахунків було обрано сітку із 57040 елементами. Разом із тим, на відміну від результатів роботи [5], після порівняльного аналізу зазначених моделей турбулентності, автори дійшли висновку, що саме модель Realizable $k-\epsilon$ є найкращим вибором у зв'язку з тим, що краще відтворює затримку відриву потоку.

Беручи до уваги, зокрема, різні підходи науковців та надані рекомендації щодо питання вибору моделі турбулентної в'язкості та побудови розрахункової області, налаштування чисельного експерименту щодо дослідження аеродинамічних характеристик гвинтових профілів є вкрай актуальним і має стати основою вибору параметрів розрахункової області для майбутніх досліджень у середовищі CFD.

Як показав огляд літературних джерел, числовий експеримент як метод дослідження, широко розповсюджений для дослідження аеродинамічних характеристик гвинтових профілів, проте вибір топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості є дуже важливим, оскільки, в залежності від їх вибору, для однакової геометричної моделі та початкових умов можуть бути отримані різні похибки розрахунку.

Метою роботи є виконання тестової задачі обтікання аеродинамічного профілю NACA 0012 для дослідження впливу параметрів розрахункової сітки на точність визначення аеродинамічних характеристик профілю та надання рекомендацій щодо вибору топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості.

Для досягнення поставленої мети передбачається формування геометричної моделі профілю, побудова розрахункової області з початковими параметрами фізичного експерименту, проведеного авторами [8], визначення аеродинамічних характеристик профілю при різних параметрах сітки та із застосуванням моделей турбулентної в'язкості SST, $k-\omega$, BSL EARSМ і порівняння отриманих результатів із наявними експериментальними даними.

Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є гвинтовий профіль NACA 0012.

Предметом дослідження є топологія розрахункової сітки при дослідженні аеродинамічних характеристик гвинтового профілю NACA 0012.

У межах дослідження розглядається задача проведення чисельного експерименту дослідження аеродинамічних характеристик гвинтового профілю NACA 0012 з різними параметрами розрахункової сітки та моделями турбулентної в'язкості SST, $k-\omega$, BSL EARSМ для порівняльного аналізу отриманих результатів із наявними експериментальними даними та вибору топології розрахункової сітки.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі задачі:

- побудувати геометричну модель гвинтового профілю NACA 0012;
- здійснити підготовку та налаштування розрахункової області задля проведення чисельного моделювання обтікання профілю.
- виконати CFD-розрахунки для визначення аеродинамічних характеристик гвинтового профілю із використанням різної довжини ребра комірки розрахункової області та моделі турбулентної в'язкості.
- отримати графіки залежностей аеродинамічних характеристик гвинтового профілю за різних значень кута атаки при різних топологіях розрахункової сітки.
- здійснити порівняльний аналіз отриманих результатів із наявними експериментальними даними.
- визначити оптимальну топологію розрахункової сітки, що дозволяє найбільш точно відтворити дані фізичного експерименту.

Результати та обговорення

З метою проведення чисельного дослідження обтікання гвинтового профілю NACA 0012 спочатку слід побудувати геометричну модель та сформувати розрахункову область.

Моделювання течії виконувалось у програмному середовищі Ansys Workbench Student 2026 року

на персональному комп'ютері, що має наступні технічні характеристики: процесор Intel Core i5-11400H (частота 2.7 - 3.5 ГГц), оперативна пам'ять – 16 Гб, відеокарта NVIDIA GeForce RTX 3050.

Об'єктом дослідження виступає гвинтовий профіль БПЛА NASA 0012 із наступними параметрами [8]: аеродинамічна хорда – 0,24 м, довжина профілю – 1,86 м, площа поверхні – 0,4464 м².

Розрахунок аеродинамічних характеристик гвинтового профілю здійснювався при стандартних атмосферних умовах за умови зрівноваженої швидкості польоту БПЛА 24,6 м/с та числі Рейнольдса 313000. Система рівнянь Нав'є-Стокса замикалась моделлю турбулентної в'язкості.

У дослідженні тестувались розрахункові сітки з різною довжиною ребра комірки, яка змінювалась у діапазоні від 25 мм до 35 мм, та з використанням моделей турбулентної в'язкості SST, $k-\omega$ та BSL EARSМ.

Відносно високі значення довжини ребра комірки обумовлені великою розрахунковою площею гвинтового профілю.

З метою врахування особливостей потоку течії в примежевому шарі, тип розрахункової сітки обрано неструктурований з адаптацією на стінках гвинтового профілю.

Сіткову модель розрахункової області зі згущенням навколо поверхні профілю представлено на рис. 1, 2.

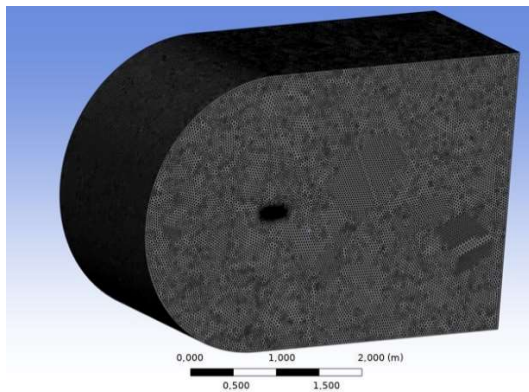


Рис. 1. Сіткова модель розрахункової області гвинтового профілю

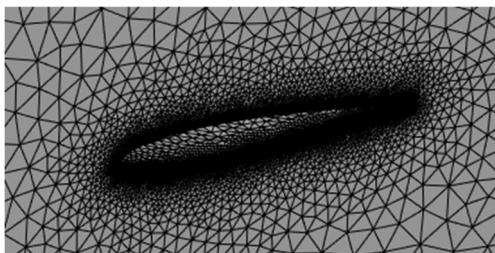


Рис. 2. Сіткова модель розрахункової області (згущення навколо поверхні профілю для точнішого відображення впливу примежевого шару)

На першому етапі здійснювався розрахунок коефіцієнта підйомної сили (Cl) при різних кутах атаки із розрахунковими сітками таких параметрів із використанням моделі турбулентної в'язкості SST:

1) кількість елементів розрахункової сітки – 2568422, кількість вузлів – 532840, довжина ребра – 25 мм, кількість шарів inflation – 10;

2) кількість елементів розрахункової сітки – 1607841, кількість вузлів – 324158, довжина ребра – 30 мм, кількість шарів inflation – 5;

3) кількість елементів розрахункової сітки – 1656733, кількість вузлів – 353459, довжина ребра – 30 мм, кількість шарів inflation – 10.

Аналіз отриманих результатів показав, що розрахункова сітка з параметрами «2» забезпечила найкращу відповідність експериментальним даним у досліджуваному діапазоні кутів атаки. Незважаючи на те, що розрахункові сітки «1» та «3» характеризуються більшою кількістю елементів і шарів згущення навколо поверхні аеродинамічного профілю, це не призвело до підвищення точності розрахунків, а, навпаки, похибка виявилась більшою. Крім того, використання розрахункової сітки з параметрами «2» дозволило суттєво скоротити витрату часових ресурсів на процес обчислення та виконання розрахунків, без шкоди точності результатів.

Таким чином, саме сітку «2» обрано для наступного етапу дослідження впливу використання різних моделей турбулентної в'язкості при розрахунку коефіцієнта підйомної сили.

Отримані результати проведеного чисельного експерименту, порівняно з експериментальними даними, відображено на рис. 3.

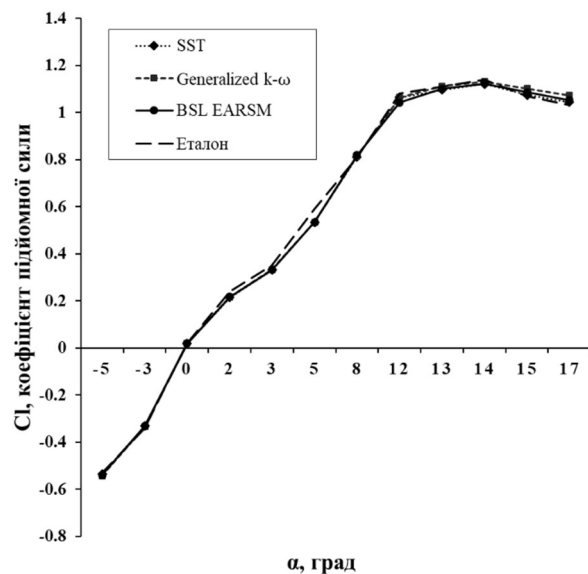


Рис. 3. Порівняння розрахункових значень коефіцієнта підйомної сили з еталоном

Згідно з отриманими результатами, найменшу еталонну похибку за заданих параметрів розрахункової сітки показала модель SST, яка складає в середньому 0,015, порівняно із 0,019 при використанні моделей k- ω , BSL EARSМ. Водночас у відсотковому співвідношенні найкращі середні результати отримано при використанні моделі турбулентної в'язкості k- ω : похибка дорівнює 3,4% проти 3,44% при використанні моделі SST та 4% – BSL EARSМ.

У таблицях 1 – 3 представлено результати розрахунків похибки δ при використанні вищезазначених моделей турбулентності, що розраховувалась за формулою

$$\delta = \frac{|C_{L, \text{розн.}} - C_{L, \text{еталон}}|}{|C_{L, \text{еталон}}|} \cdot 100\%,$$

де $C_{L, \text{розн.}}$ – розрахункове значення коефіцієнта підйомної сили;

$C_{L, \text{еталон}}$ – експериментальне значення коефіцієнта підйомної сили, узятото як еталон.

Таблиця 1

Розрахунок похибки при використанні моделі SST

Кут атаки,	Сі еталон	Сі SST	$ \Delta C $	Похибка, %
-5	-0,530	-0,536	0,006	1,11
-3	-0,340	-0,332	0,008	2,47
0	0,020	0,019	0,001	6,25
2	0,240	0,215	0,025	10,47
3	0,350	0,332	0,018	5,19
5	0,590	0,534	0,056	9,44
8	0,810	0,812	0,002	0,20
12	1,080	1,064	0,016	1,47
13	1,110	1,096	0,014	1,25
14	1,140	1,121	0,019	1,65
15	1,070	1,075	0,005	0,43
17	1,030	1,043	0,013	1,30
	-	-	0,015	3,44

Таблиця 2

Розрахунок похибки при використанні моделі k- ω

Кут атаки,	Сі еталон	Сі k- ω	$ \Delta C $	Похибка, %
-5	-0,530	-0,544	0,014	2,68
-3	-0,340	-0,335	0,005	1,50
0	0,020	0,020	0,000	1,70
2	0,240	0,215	0,025	10,24
3	0,350	0,332	0,018	5,09
5	0,590	0,534	0,056	9,50
8	0,810	0,814	0,004	0,55
12	1,080	1,064	0,016	1,45
13	1,110	1,112	0,002	0,17
14	1,140	1,132	0,008	0,74
15	1,070	1,101	0,031	2,94

Кут атаки,	Сі еталон	Сі k- ω	$ \Delta C $	Похибка, %
17	1,030	1,074	0,044	4,23
	-	-	0,019	3,40

Таблиця 3

Розрахунок похибки при використанні моделі BSL EARSМ

Кут атаки,	Сі еталон	Сі BSL EARSМ	$ \Delta C $	Похибка, %
-5	-0,530	-0,541	0,011	2,12
-3	-0,340	-0,332	0,008	2,23
0	0,020	0,018	0,002	8,30
2	0,240	0,217	0,023	9,77
3	0,350	0,331	0,019	5,48
5	0,590	0,535	0,055	9,38
8	0,810	0,819	0,009	1,08
12	1,080	1,042	0,038	3,52
13	1,110	1,101	0,009	0,81
14	1,140	1,122	0,018	1,60
15	1,070	1,086	0,016	1,50
17	1,030	1,053	0,023	2,25
	-	-	0,019	4,00

Таким чином, результати дослідження підтверджують, що топологія розрахункової сітки та вибір моделі турбулентної в'язкості, навіть за ідентичних початкових та граничних умов розрахунку, суттєво впливають на точність результатів математичного моделювання, про що свідчать різні значення похибки, отримані при застосуванні моделей SST, k- ω і BSL EARSМ.

У цьому випадку, незважаючи на різницю лише 0,04% між середніми відносними похибками моделей турбулентної в'язкості SST та k- ω , доцільно обрати саме SST, оскільки абсолютна похибка при її використанні суттєво нижча. При цьому всі моделі турбулентної в'язкості показали суттєву похибку в діапазоні 5,19% – 10,47% від еталонних значень при низьких кутах атаки від 0 – 5 градусів. Зазначене може бути зумовлене відносно великою довжиною ребра комірки та великою розрахунковою площею.

Таким чином, зазначене питання потребує подальшого дослідження з метою пошуку оптимальної топології розрахункової сітки для вирішення подібних задач та наступних робіт, пов'язаних із дослідженням аеродинамічних характеристик гвинтових профілів.

Висновки

У роботі виконано налаштування та проведено чисельне дослідження обтікання гвинтового профілю БПЛА NASA 0012 у програмному середовищі Ansys Workbench Student з метою визначення впливу топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості на точність розрахунку коефіцієнта підйомної сили.

За результатами порівняння різних варіантів розрахункової сітки встановлено, що найкращу відповідність забезпечує сітка із наступними параметрами: кількість елементів розрахункової сітки – 1607841, кількість вузлів – 324158, довжина ребра – 30 мм, кількість шарів inflation – 5.

Порівняння моделей турбулентної в'язкості SST, k- ω та BSL EARSМ показало, що всі забезпечують результати в межах допустимої середньої похибки розрахунків.

Найнижчу середню абсолютну похибку отримано при використанні моделі SST, тому її раціонально розглядати для подальшого моделювання обтікання профілю за заданих умов.

Результати показали, що найбільші відхилення від еталонних значень спостерігаються при малих кутах атаки до 5 градусів, що може бути пов'язаним з особливостями побудови розрахункової області та відносно великою довжиною ребра комірки, що вказує на необхідність подальшого уточнення параметрів розрахункової сітки.

Отримані результати проведеного дослідження демонструють і підтверджують безпосередній зв'язок правильного вибору топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості з достовірністю CFD-моделювання.

Запропоновані налаштування може бути використано як базові для подальших досліджень аеродинамічних характеристик гвинтових профілів БПЛА методом чисельного експерименту.

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 використовував засоби штучного інтелекту в допустимих межах для мовного редагування, структурування тексту та покращення його стилістичного оформлення.

Подяка

Автор висловлює подяку **Балаласвій Катерині Вікторівні**, докторці техн. наук, доц., проф. каф. електричної інженерії та енергомашинобудування Національного університету «Київський авіаційний інститут».

Автор прочитав та погодився з опублікованою версією рукопису

Література

1. *Aerodynamic analysis and ANN-based optimization of NACA airfoils for enhanced UAV performance* / S. H. Khan, M. Danish, M. Ayaz et al. // *Scientific Reports*. – 2025. – Vol. 15, iss. 1. – 16 p. DOI: <https://doi.org/10.1038/s41598-025-95848-4>.
2. *Optimizing NACA airfoils for sustainable medical delivery UAVs: Aerodynamic analysis* / S. Saeed, S. Abdulla, S. Shaheen et al. // *Progress in Engineering Science*. – 2025. – Vol. 2, iss. 2. – 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.pes.2025.100067>.
3. *Modeling of flow in a single-stage transonic compressor rotor 67* / L. G. Markovska, M. O. Pikul, V. V. Otroshchenko et al. // *Shipbuilding & Marine Infrastructure*. – 2024. – № 2 (19). – P. 14–24. DOI: [https://doi.org/10.15589/smi2024.2\(19\).02](https://doi.org/10.15589/smi2024.2(19).02).
4. *Plakushchyu, D. Mathematical modeling of the reverse feeding system of a turbo-fan with ultra-high bypass ratio* / D. Plakushchyu, M. Mitrakhovych // *Aerospace Technic and Technology*. – 2025. – № 4sup1 (205). – P. 66–71. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup1.08>.
5. *2D CFD simulation study on the performance of various NACA airfoils* / M. J. T. Loutun, D. H. Didane, M. F. M. Batcha et al. // *CFD Letters*. – 2021. – vol. 13, iss. 4. – p. 38–50. DOI: <https://doi.org/10.37934/cfdl.13.4.3850>.
6. *Eleni, D. C. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil* / D. C. Eleni, T. I. Athanasios, M. P. Dionissios // *Journal of Mechanical Engineering Research*. – 2012. – Vol. 4, iss. 3. – P. 100–111. DOI: <https://doi.org/10.5897/JMER11.074>.
7. *A comparative study of turbulence models on aerodynamics characteristics of a NACA0012 airfoil* / A. Sadikin, N. A. M. Yunus, S. A. Abd Hamid et al. // *International Journal of Integrated Engineering*. – 2018. – Vol. 10, iss. 1. – P. 134–137 DOI: <https://doi.org/10.30880/ijie.2018.10.01.019>.
8. *Montano, F. A preliminary evaluation of morphing horizontal tail design for UAVs* / F. Montano, I. Dimino, A. Milazzo // *Aerospace*. – 2024. – Vol. 11, iss. 4. – 17 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace11040266>.

References

1. Khan, S. H., Danish, M., Ayaz, M., Husain, A., Saeed, S., Abdulla, S., Thaher, A. Aerodynamic analysis and ANN-based optimization of NACA airfoils for enhanced UAV performance. *Scientific reports*. 2025, vol. 15, iss. 1. 16 p. DOI: <https://doi.org/10.1038/s41598-025-95848-4>.
2. Saeed, S., Abdulla, S., Shaheen, S., Saeed, A., Thaher, A., Khan, S. H. Optimizing NACA airfoils for

sustainable medical delivery UAVs: Aerodynamic analysis. *Progress in Engineering Science*, 2025, vol. 2, iss. 2. 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.pes.2025.100067>.

3. Markovska, L. G., Pikul, M. O., Otroshchenko, V. V., Melchenko, A. O., Balalaieva, K. V. Modeling of flow in a single-stage transonic compressor rotor 67. *Shipbuilding & Marine Infrastructure*, 2024, no. 2 (19). pp. 14–24. DOI: [https://doi.org/10.15589/smi2024.2\(19\).02](https://doi.org/10.15589/smi2024.2(19).02)

4. Plakushchyu, D., Mitkhovych, M. Mathematical modeling of the reverse feeding system of a turbofan with ultra-high bypass ratio. *Aerospace Technic and Technology*, 2025, no. 4sup1 (205), pp. 66–71. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup1.08>.

5. Loutun, M. J. T., Didane, D. H., Batcha, M. F. M., Abdullah, K., Ali, M. F. M., Mohammed, A. N., Afolabi, L. O. 2D cfd simulation study on the performance of various NACA airfoils. *CFD Letters*,

2021, vol. 13, iss. 4, pp. 38–50. DOI: <https://doi.org/10.37934/cfdl.13.4.3850>.

6. Eleni, D. C., Athanasios, T. I., Dionissios, M. P. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. *Journal of Mechanical Engineering Research*, 2012, vol. 4, iss. 3, pp. 100–111. DOI: <https://doi.org/10.5897/JMER11.074>.

7. Sadikin, A., Yunus, N. A. M., Abd Hamid, S. A., Ismail, A. E., Salleh, S. M., Rahman, M. N. A., Ayop, S. S. A comparative study of turbulence models on aerodynamics characteristics of a NACA0012 airfoil. *International Journal of Integrated Engineering*, 2018, vol. 10, iss. 1, pp. 134–137. DOI: <https://doi.org/10.30880/ijie.2018.10.01.019>.

8. Montano, F., Dimino, I., Milazzo, A. A preliminary evaluation of morphing horizontal tail design for UAVs. *Aerospace*, 2024, vol. 11, iss. 4. 17 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace11040266>.

Надійшла до редакції 15.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 29.07.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 03.09.2026

CONFIGURATION OF A NUMERICAL EXPERIMENT FOR A TEST CASE OF FLOW SIMULATION OVER A NACA 0012 AIRFOIL PROFILE

Volodymyr Otroshchenko

This article examines the configuration and execution of a numerical experiment to investigate the aerodynamic characteristics of the NACA 0012 propeller airfoil profile. The relevance of the study is determined by the rapidly increasing requirements for the efficiency of aircraft components, particularly those used in unmanned aerial platforms. Propeller systems are key components of unmanned aerial vehicles, and their characteristics directly affect energy efficiency, payload capacity, and flight endurance. Proper parameter configuration of conducting a numerical experiment on the aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil profile makes it possible to obtain detailed information on the flow features around the profile and to optimize the structural parameters of the propeller without the need for costly and time-consuming physical experiments. **The object** of the study is the NACA 0012 propeller airfoil profile. **The subject** The subject of the study is the computational grid topology applied to the investigation of the aerodynamic characteristics of the NACA 0012 propeller airfoil. **The aim** of the work is to substantiate the choice of the turbulence viscosity model and the computational mesh topology, as well as to determine the influence of mesh parameters on the accuracy of the obtained results. **The research tasks** include the development of a mathematical model in the Ansys Workbench Student software environment and the testing of the following turbulence viscosity models: Shear Stress Transport (SST), $k-\omega$, and BSL EARSMS. The models were tested for different computational mesh cell edge lengths, which varied from 25 mm to 30 mm. The study was carried out via a numerical experiment in the Ansys Workbench Student software environment using the **CFD method**. **The results** show that the proper selection of computational mesh parameters and the turbulence viscosity model has a significant influence on the accuracy of the mathematical modelling results when compared with the data obtained from a physical experiment. Among the investigated variants, the highest degree of accuracy was demonstrated by the mesh with a cell edge length of 30 mm. At the same time, the investigated turbulent viscosity models generally produced results within an acceptable error range of approximately 5%; however, the SST model yielded the most accurate results. **The scientific novelty and practical significance** of the work lie in the further development of the methodology for numerical modeling and the execution of test cases for simulating the flow around a propeller airfoil profile under conditions of highly limited computational resources and capabilities, which are typical of educational software environments.

Keywords: numerical experiment, turbulence viscosity model, computational mesh topology, flow modelling, propeller airfoil profile, NACA 0012, CFX, CFD.

Отрощенко Володимир Віталійович – магістр, аспірант кафедри електричної інженерії та енергомашинобудування, Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Volodymyr Otroshchenko – Master, Postgraduate Student of the Department of Electrical Engineering and Power Engineering, National University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv, Ukraine, e-mail: 3443470@stud.kai.edu.ua. ORCID: 0000-0002-5227-1211.