

Проведення аеродинамічного аналізу тривимірних моделей гвинтів квадрокоптерів

*Українська державна льотна академія,
м. Кропивницький, Україна*

Широке застосування мультикоптерів, зокрема квадрокоптерів, у цивільному, промисловому та оборонному секторах зумовлює необхідність покращення їх аеродинамічних характеристик з метою підвищення маневреності, енергоефективності, вантажопідйомності та зменшення рівня шуму. Одним із ключових елементів, що впливає на ці характеристики, є конструкція гвинтів. Незважаючи на значний прогрес у дослідженні гвинтів для класичної авіації, дослідження для мультикоптерів залишаються достатньо обмеженими. Метою роботи є проведення порівняльного аеродинамічного аналізу чотирьох тривимірних моделей гвинта HQProp V1S 7x3,5x3 із застосуванням сучасного програмного засобу SolidWorks Flow Simulation. Методологія дослідження включає проведення комп'ютерного моделювання попередньо створених автором за допомогою методу майстер-моделі і методу оболонки тривимірних моделей реального гвинта та 3D моделей, що було отримано з профільних інтернет-ресурсів.

Основними параметрами аналізу є розподіл швидкостей повітряного потоку, розподіл тиску, розрахунок підйомної сили та сили спротиву, а також вплив кута атаки на аеродинамічні властивості досліджуваних зразків. Результати математичних розрахунків демонструють відмінності між моделями. Наукова новизна та практична значимість проведених досліджень полягає в тому, що автором було одержано оригінальні раніш не опубліковані у відкритій печаті дані стосовно аеродинамічних характеристик 3D моделей гвинта HQProp V1S 7x3,5x3. Використана методика математичного моделювання та отримані завдяки їй результати в подальшому будуть застосовані для проектування нових більш вдосконалених моделей гвинтів, що сприятиме покращенню загальної ефективності БПЛА.

Ключові слова: безпілотні літальні апарати, квадрокоптер, гвинти квадрокоптерів, 3D моделювання гвинтів квадрокоптерів, аеродинамічні профілі, аеродинамічний аналіз, CFD аналіз.

1. Постановка проблеми

Переваги безпілотних літальних апаратів (БПЛА) над традиційними засобами забезпечуються їх можливостями діяти там, де звичайні літальні апарати виявляються менш ефективними. Це вимагає від них покращених характеристик, таких як збільшений час перебування у повітрі, підвищену вантажопідйомність, високу мобільність, маневреність та зменшений рівень шуму. Одним із ключових елементів, що впливають на оптимізацію роботи БПЛА, є удосконалення аеродинамічних якостей гвинтів [1, 2].

Використання методів обчислювальної гідродинаміки (CFD) та експериментальних випробувань дозволяє детально аналізувати вплив геометрії, матеріалів і умов експлуатації на аеродинаміку та енергоспоживання.

Разом з тим, попри зростаючий інтерес до теми, доступна кількість комплексних експериментальних робіт усе ще обмежена, а отже подальші систематизовані дослідження — особливо у контексті впровадження мультикоптерів у цивільному, промисловому та оборонному секторах — є вкрай актуальними.

2. Аналіз останніх досліджень та публікацій

Розглянемо деякі публікації останніх років, що висвітлюють сучасні підходи до моделювання, експериментальної перевірки та оптимізації пропелерів для БПЛА і, зокрема, квадрокоптерів.

Ahmad та співавт. [3] провели CFD-моделювання повітряного потоку навколо гвинта квадрокоптера в пакеті Ansys Fluent. Для симуляцій застосовували побудовану в CATIA 3D-геометрію та турбулентну модель k - ϵ . Результати вказують на нелінійність залежності коефіцієнта тяги від кута атаки та частоти обертання. Коефіцієнт тяги досягав максимального значення при середній кутовій швидкості — як компроміс між стійкістю потоку та ефективною циркуляцією.

Li та Wu [4] розробили CFD-модель для оцінювання аеродинаміки пропелерів сільськогосподарських дронів із використанням восьми різних турбулентних моделей, які дозволили оцінити не лише аеродинамічні характеристики, але й енергоспоживання у різних умовах. Проведено деталізоване моделювання полів повітряного потоку як для індивідуального пропелера, так і октокоптера в цілому. Автори продемонстрували, що боковий вітер (4–12 м/с) помітно підсилює підйомну силу (10,18–12,80 N), що має практичне значення для польотів у відкритих полях.

У роботі [5] дослідники проаналізували ефект різної геометрії, кількості лопатей і матеріалів (алюміній та вуглецеве волокно) на аеродинамічні характеристики пропелерів квадрокоптера з використанням CFD-моделювання в ANSYS Fluent. Результати показали, що алюмінієві лопаті забезпечують більшу тягу, ніж ті, що виготовлені з вуглецевого волокна, при цьому максимальний тиск залишався нижчим за межу міцності матеріалів. Це, на думку авторів, дозволяє стверджувати, що алюміній є більш ефективним матеріалом для пропелерів у контексті підвищення тяги, не жертвуючи конструкційною надійністю.

Ganesan та Jayarajan [6] запропонували модель пропелера для малого БПЛА, розроблену за математичною формулою і побудовану на базі профілю Eppler E63. Було проведено його CFD-аналіз у різних температурних умовах із використанням стандартної моделі турбулентності k - ω . Математично змодельований пропелер показав кращу аеродинамічну ефективність (коефіцієнти тяги, потужності й ККД) у порівнянні з пропелером APC та NASA 4412. Для перевірки точності результати CFD-моделювання було порівняно з розрахунками Blade Element Theory (BET). Виявлено, що BET допускає помилку близько 10 % на високих обертах, яка зменшується зі зниженням обертів.

Значна увага приділяється й акустичним характеристикам. Dbouk і Drikakis [7] дослідили аероакустичні аспекти польоту квадрокоптерів і показали, що CFD-методи здатні точно відтворювати просторово-частотні особливості шуму, що відкриває перспективи для його зниження.

Chen та співавт. [8] провели одночасне експериментальне та чисельне дослідження 254-мм пропелера, надрукованого з прозорої смоли, у діапазоні від 3000 до 9000 об./хв. Вимірювались тяга, крутний момент та акустичні характеристики за допомогою мікрофона, розміщеного на відстані трьох діаметрів від центру гвинта. CFD-моделювання в ANSYS Fluent із застосуванням DES та FW-H моделей показало результати з похибкою до 10 %, особливо точно відтворюючи основний тональний шум. Порівняно з двома комерційними зразками, зокрема дерев'яним, пропелер зі смоли продемонстрував трохи вищу ефективність та найнижчі рівні як тонального, так і широкосмугового шуму, а

також загального рівня звукового тиску (OASPL).

Аналіз сучасної літератури свідчить, що ефективність пропелерів БПЛА залежить від комплексу факторів: геометрії, матеріалів, умов польоту та взаємодії з навколишнім середовищем. CFD-моделювання у поєднанні з експериментальною перевіркою дає змогу отримати достовірні дані та оптимізувати конструкцію пропелерів як з погляду аеродинаміки, так і з позицій енергоспоживання та акустики. Тенденція сучасних досліджень спрямована на інтеграцію мультифакторного аналізу та створення більш ефективних і малозумних пропелерних систем для БПЛА.

Слід зазначити, що результатів досліджень аеродинамічних характеристик 3D моделей, створених на основі гвинту HQProp V1S 7x3,5x3, станом на сьогодні у відкритій печаті опубліковано не було.

Мета статті

Проведення аеродинамічного аналізу тривимірних моделей реального пропелера HQProp V1S 7x3,5x3 шляхом числового моделювання течії повітря та визначення найкращих із них за такими характеристиками, як сила тяги, швидкість повітряного потоку та підйомна сила.

3. Виклад основного матеріалу

Моделювання течії біля гвинтів квадрокоптерів є достатньо складною аеродинамічною задачею, але сучасне програмне забезпечення дозволяє розрахувати основні характеристики течії: розподіл тисків, швидкостей та інші інтегральні показники із достатньою для аналізу точністю. Для цієї мети застосовується метод контрольних об'ємів та заздалегідь підготовлена геометрична модель. Математична модель складається з [9, 10]:

1. Рівняння нерозривності для стисливого повітря:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{V} = 0$$

де

ρ – густина середовища;

$\vec{V}$ – вектор швидкості;

t – час.

2. Рівняння Рейнольдса - рівняння збереження кількості руху із урахуванням методу MRF (Multiple Reference Frame або «заморожений ротор»):

$$\frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \rho \vec{g} - 2\rho \vec{\Omega} \times \vec{V} - \rho \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{r}),$$

де

p – тиск;

$\vec{g}$ – вектор гравітаційного прискорення;

$\vec{\Omega}$ – кутова швидкість обертання.

Метод MRF модифікує рівняння кількості руху, додаючи центробіжні та коріолісові сили як джерела в обертовій системі координат.

В'язко-турбулентні напруги:

$$\bar{\tau} = (\mu + \mu_t) \left[(\nabla \vec{V}) + (\nabla \vec{V})^T \right] - \frac{2}{3} (\mu + \mu_t) (\nabla \cdot \vec{V}) \bar{I} - \frac{2}{3} \rho k \bar{I},$$

де

μ – динамічна в'язкість;

μ_t – турбулентна в'язкість;

$\bar{I}$ – одинична матриця;

k – кінетична енергія турбулентних пульсацій.

3. Для замикання системи рівнянь Рейнольдса та нерозривності використовують модель турбулентності $k - \varepsilon$:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} k) &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon, \\ \frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} \varepsilon) &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \\ \mu_t &= C_\mu \frac{\rho k^2}{\varepsilon}, \quad P_k = \mu_t 2 S_{ij} S_{ij}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right). \end{aligned}$$

Константи моделі:

$$C_\mu = 0,09; \quad C_{\varepsilon 1} = 1,44; \quad C_{\varepsilon 2} = 1,92; \quad \sigma_k = 1,0; \quad \sigma_\varepsilon = 1,3.$$

4. Рівняння енергії:

$$\frac{\partial(\rho h)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} h) = \frac{Dp}{Dt} + \nabla \cdot \left[\left(\lambda + \frac{\mu_t c_p}{Pr_t} \right) \nabla T \right] + \Phi,$$

де

h – ентальпія;

λ – молекулярна теплопровідність;

T – температура;

Φ – дисипація механічної енергії через в'язкі втрати;

$Pr_t = 0,9$ – турбулентне число Прандтля.

$$\lambda_t = \frac{\mu_t c_p}{Pr_t}, \quad h = c_p T,$$

5. Рівняння стану (ідеальний газ):

$$p = \rho RT ,$$

де

R – газова стала.

Ці рівняння розв'язуються чисельно за допомогою методу контрольних об'ємів із застосуванням алгоритму SIMPLE.

Розрахунки виконано за наступним алгоритмом:

1. Постановка задачі.

2. Налаштування:

Крок 1. Запуск програми моделювання.

Крок 2. Вибір фізичних моделей.

Крок 3. Граничні умови.

3. Запуск симуляції.

4. Аналіз результатів.

5. Висновки по розрахунку.

Виконано три розрахунки:

1 – аналіз профілів гвинта;

2 – аеродинамічний аналіз розподілу швидкостей в залежності від кута атаки для різних швидкостей повітря;

3 – аеродинамічний аналіз для розподілу тиску в залежності від швидкості потоку для різних кутів атаки.

3.1 Моделі для аналізу

Аналіз пропонується проводити на тривимірних моделях, що побудовані за параметрами реального гвинта квадрокоптера, а саме HQProp V1S 7x3,5x3. (Рис. 1).



а)



б)

Рис. 1. Фото реального пропелера HQProp V1S 7x3,5x3:

а) (обертання проти часової стрілки) вид зверху;

б) (обертання проти часової стрілки) вид знизу

Для дослідження було побудовано чотири твердотільні моделі (Табл. 1, рис. 2) [11]:

Таблиця 1

№	Назва моделі	Примітка
Модель 1	01 HQ V1S 7inch _01	отримана з ресурсу GrabCAD [12]
Модель 2	03 HQ V1S 7in SA7035 _01	побудована за профілем SA7035 [13]
Модель 3	05 HQ V1S 7in _01	побудована з реального пропелера
Модель 4	07 HQ V1S 7in _03	побудована з реального пропелера



Модель 1



Модель 2



Модель 3



Модель 4

Рис. 2. Моделі для дослідження

3.2 Перший етап – аналіз аеродинамічних профілів пропелерів

Всі аеродинамічні профілі було приведено до одного розміру – із довжиною профілю 18 мм, аеродинамічні елементи побудовано шириною 20 мм.

Граничні умови для розрахунку.

Вхідні параметри потоку - швидкість потоку (2 м/с, 10 м/с, 20 м/с) із різними кутами атаки.

Аеродинамічні елементи представлені на рис. 3.

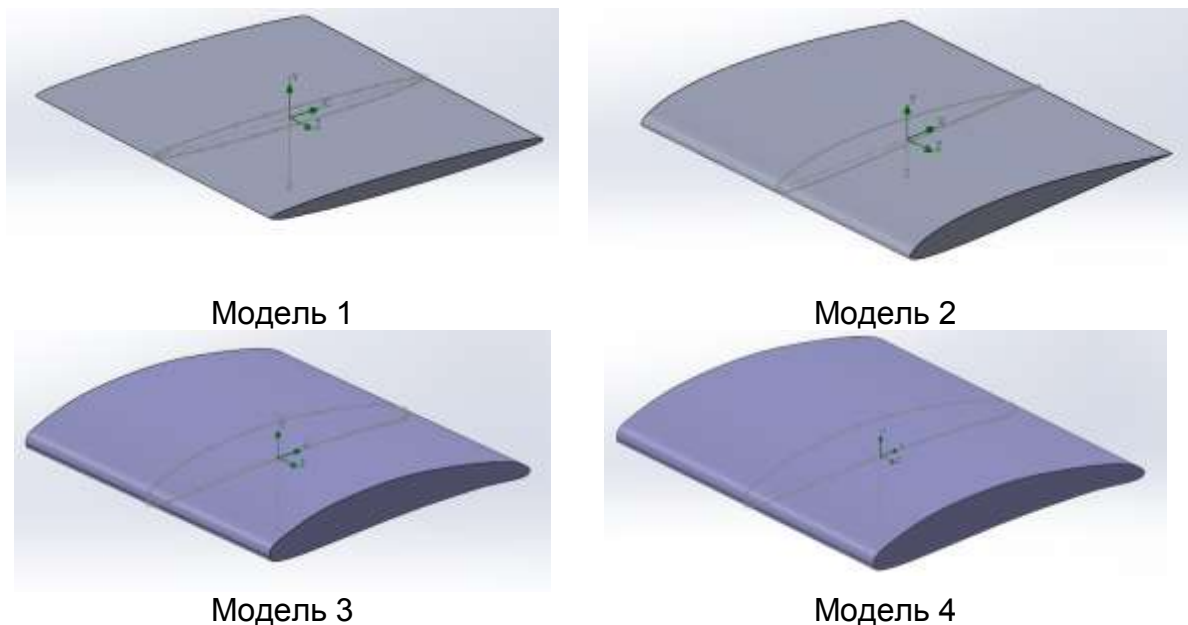


Рис. 3. Аеродинамічні елементи за тривимірними моделями

Для досліджень використано домен, що включав в себе (Рис. 4):

по осі Z відстань від -2мм до +2мм;

по осі X і Y відстань від -10мм до +10мм.

Малі розміри дозволили проводити дослідження не застосовуючи значні обчислювальні потужності.

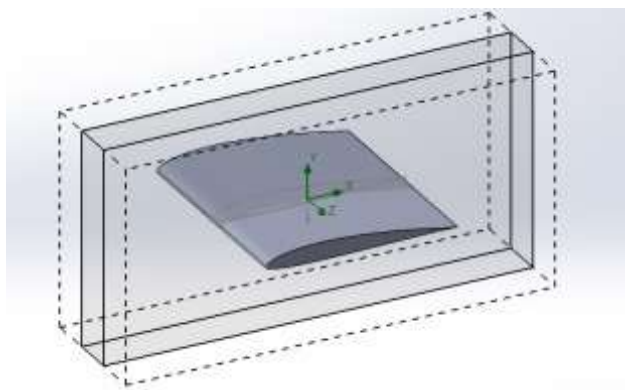


Рис. 4. Зона проведення дослідження для аеродинамічного елементу

Для моделювання течії була використана програма SolidWorks (addition Flow Simulation).

Аналіз розподілу швидкостей було проведено для кутів атаки $\alpha = 0^\circ - 20^\circ$ і швидкостей потоку: $V = 2$ м/с; 10 м/с; 20 м/с.

На рис. 5 показано результат розрахунку розподілу швидкостей для швидкості потоку 2 м/с і кута атаки $\alpha = 10^\circ$.

На рис. 6 та 7 показано приклад результату розрахунку розподілу швидкостей для швидкості потоку 10 м/с і 20 м/с відповідно і куті атаки $\alpha = 10^\circ$.

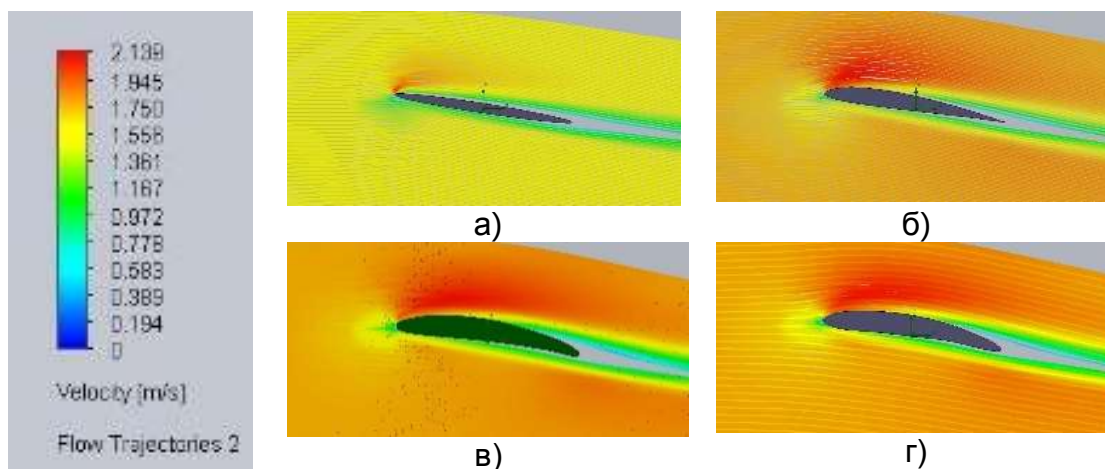


Рис. 5. Розподіл швидкості при куті атаки $\alpha=10^\circ$ і швидкості потоку 2 м/с
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

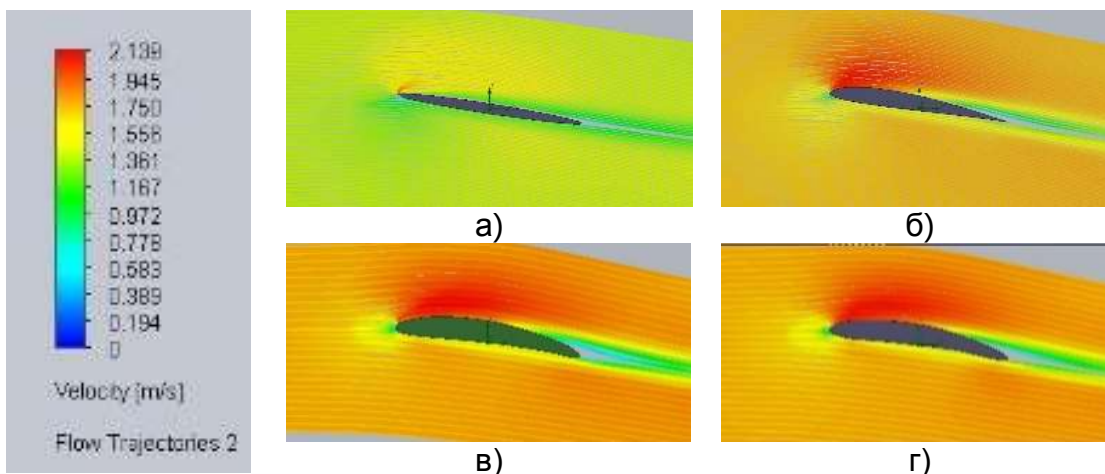


Рис. 6. Розподіл швидкості при куті атаки $\alpha=10^\circ$ і швидкості потоку 10 м/с
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

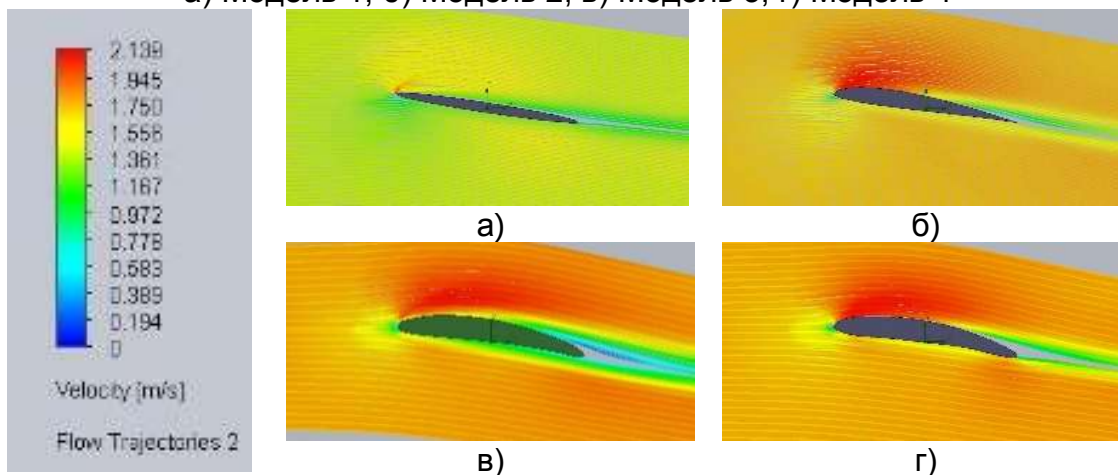


Рис. 7. Розподіл швидкості при куті атаки $\alpha=10^\circ$ і швидкості потоку 20 м/с
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

Аналіз розподілу тиску також було проведено для швидкостей потоку: $V = 2 \text{ м/с}$; 10 м/с ; 20 м/с і кутів атаки $\alpha = 0^\circ - 20^\circ$. На рис. 8, 9 та 10 показано результати розрахунку.

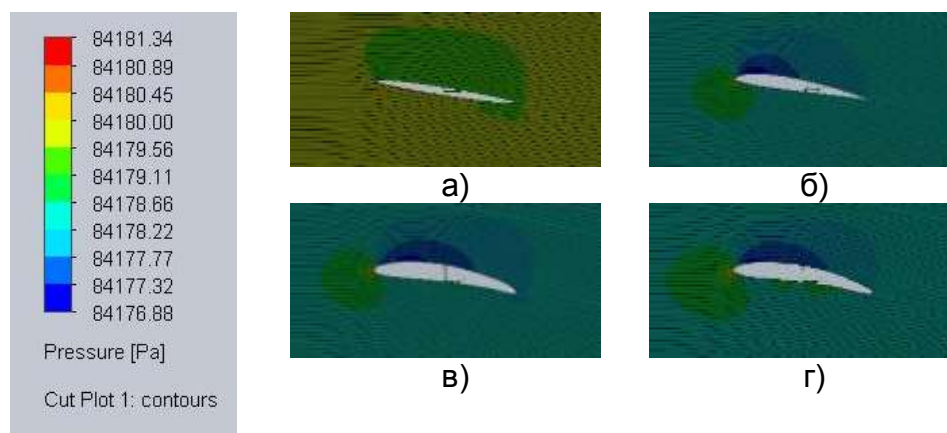


Рис. 8. Розподіл тиску при куті атаки $\alpha=10^\circ$ і швидкості потоку 2 м/с :
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

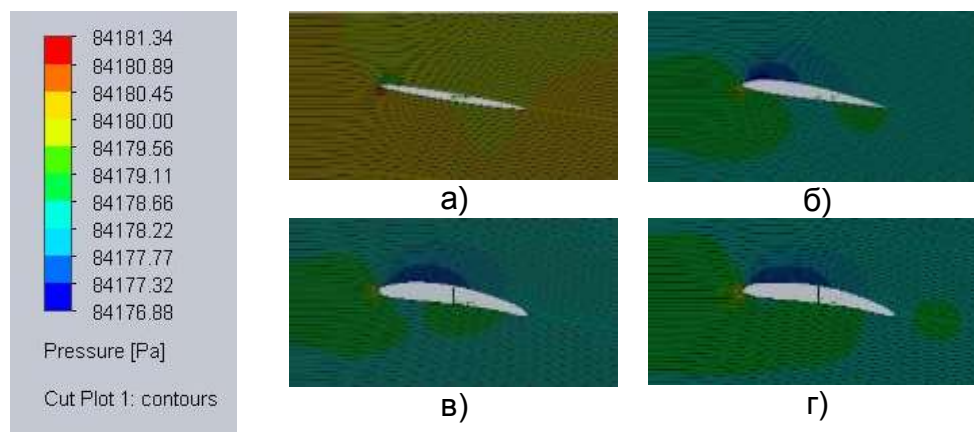


Рис. 9. Розподіл тиску при куті атаки $\alpha=10^\circ$ і швидкості потоку 10 м/с :
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

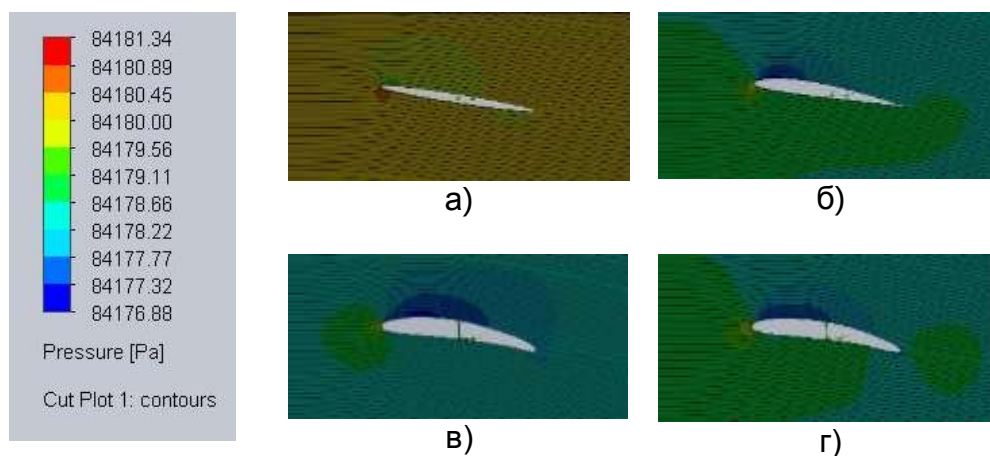


Рис. 10. Розподіл тиску при куті атаки $\alpha=10^\circ$ і швидкості потоку 20 м/с :
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

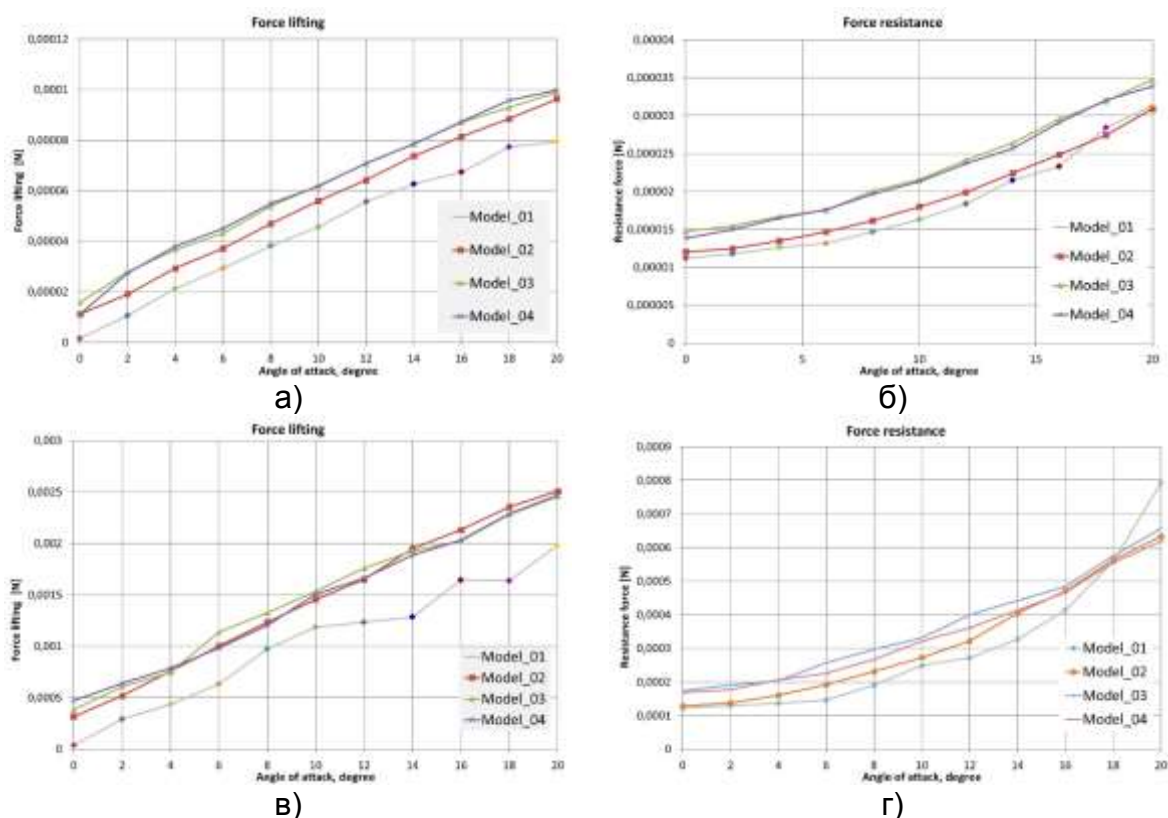
Розрахунок підйомної сили та сили спротиву в залежності від кута атаки

Рис. 11. Сили, що діють на профіль за різних швидкостей повітря:
 а) підйомна сила $V=2$ м/с; б) сила спротиву за $V=2$ м/с;
 в) підйомна сила $V=10$ м/с; г) сила спротиву за $V=10$ м/с.

3.3. Другий етап – аеродинамічний аналіз пропелерів

Аналіз виконано на основі порівняння сили опору (F_D) та підйомної сили (F_L) пропелера.

Для дослідження задавалося:
 оберти пропелера 1000–3000 об/хв;
 швидкість потоку 2–20 м/с.

Граничні умови: на вхідній границі задавалася швидкість; на інших границях задавався атмосферний тиск; на твердих поверхнях – умова прилипання повітря.

Розрахунок підйомної сили (F_L) виконується за формулою [14]:

$$F_L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

де C_L – коефіцієнт підйомної сили, V – швидкість потоку, S – площа проекції пропелера.

Розрахунок сили опору (F_D) проводиться за аналогічною формулою:

$$F_D = C_D \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

де C_D – коефіцієнт лобового опору.

До розгляду було взяті чотири моделі, що використано в попередньому розрахунку.

Заданий об'єм для розрахунку був таким: X-300мм; Y-300мм; Z-850мм. В центрі об'єму для розрахунку розташовувалася тривимірна модель пропелера (рис. 12).

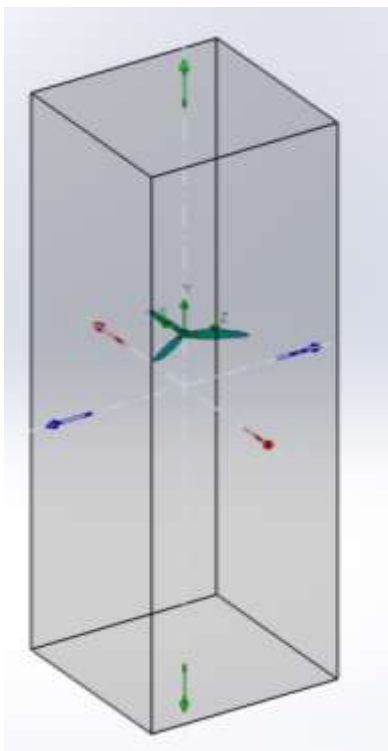


Рис. 12. Об'єм проведення розрахунку аеродинамічних характеристик пропелерів

Просторовий розподіл повітряного потоку

Просторовий розподіл повітряного потоку за швидкостями було проведено для різних обертових швидкостей пропелерів, а саме: 1200; 1400; 1500; 1590; 1750; 2000 об./хв. (табл. 2) [15]. Такі швидкості обертання було прийнято тому, що при проведенні замірів на реальних пропелерах (7 дюймів 3 лопаті) отримано кратні значення тяги в грамах.

Таблиця 2

Тяга в грамах, отримана для швидкостей обертання на реальних пропелерах

Швидкість обертання, об./хв.	1243	1399	1489	1573	1741	2000
Тяга за вимірюванням, г	250	500	750	1000	1500	2500
Наближене значення швидкості обертання, об./хв.	1200	1400	1500	1590	1750	2000

Просторовий розподіл повітряного потоку за швидкостями для досліджуваних моделей в залежності від швидкостей обертання пропелерів представлений на рисунках 13-16.

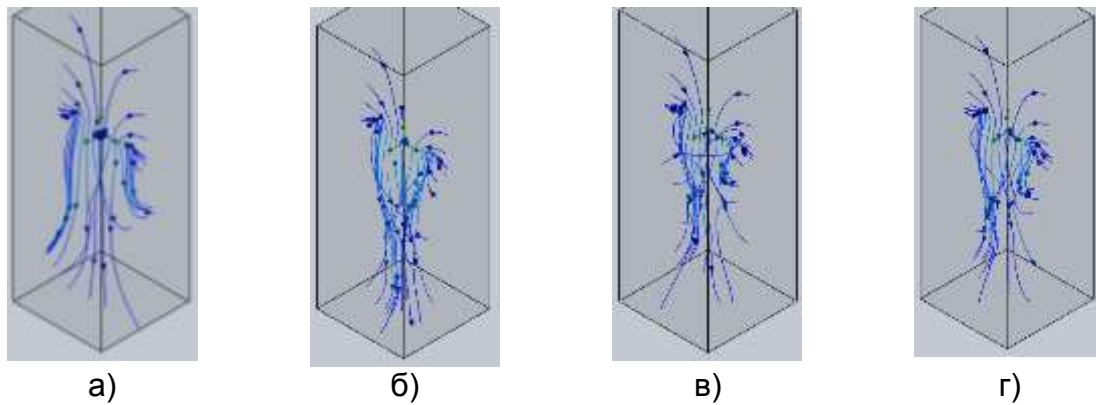


Рис. 13. Повітряний потік при швидкості 1200 об/хв.:
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

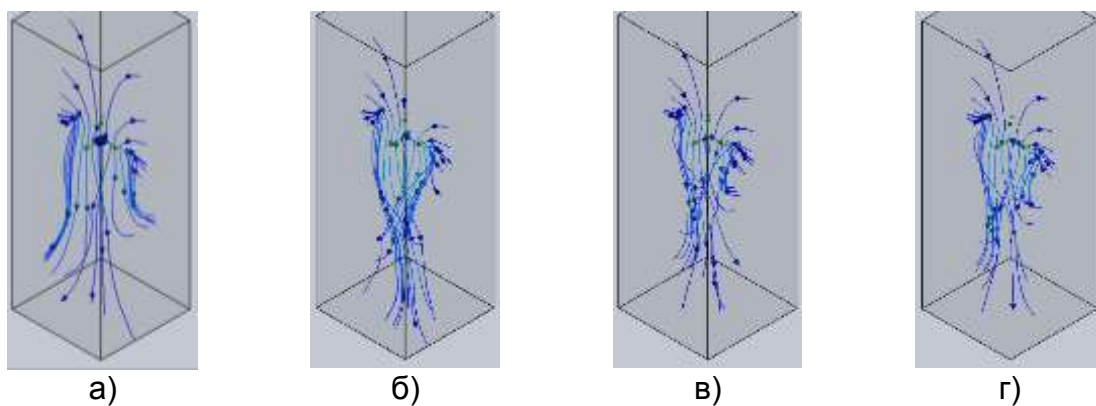


Рис. 14. Повітряний потік при швидкості 2000 об/хв.:
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

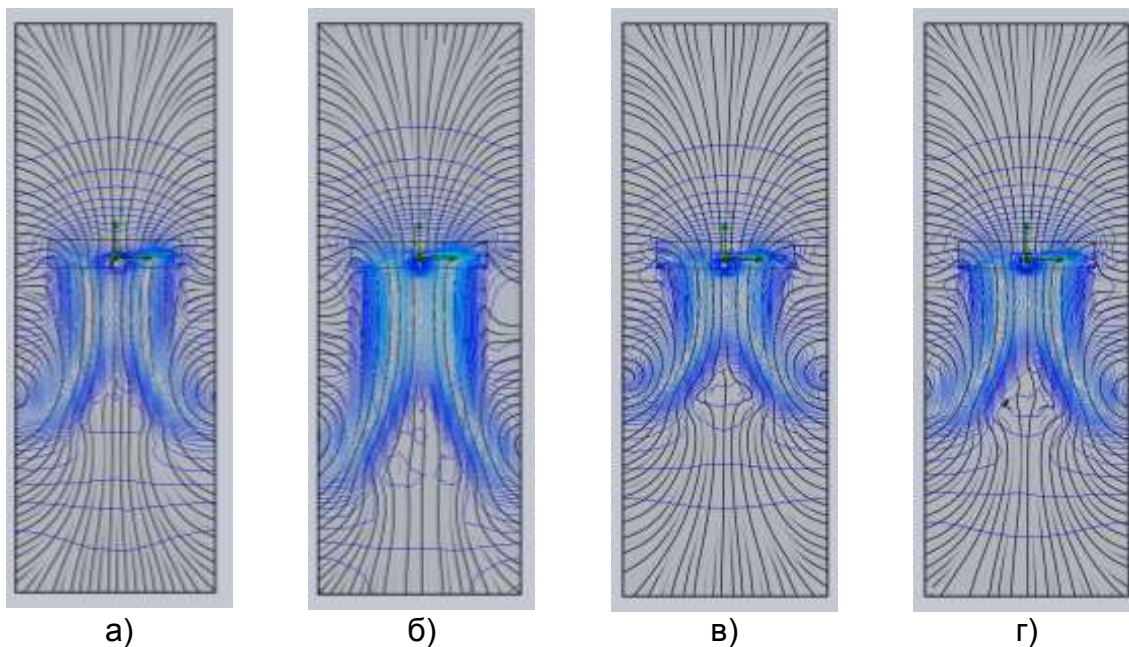


Рис. 15. Розподіл швидкостей за 1200 об/хв.:
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

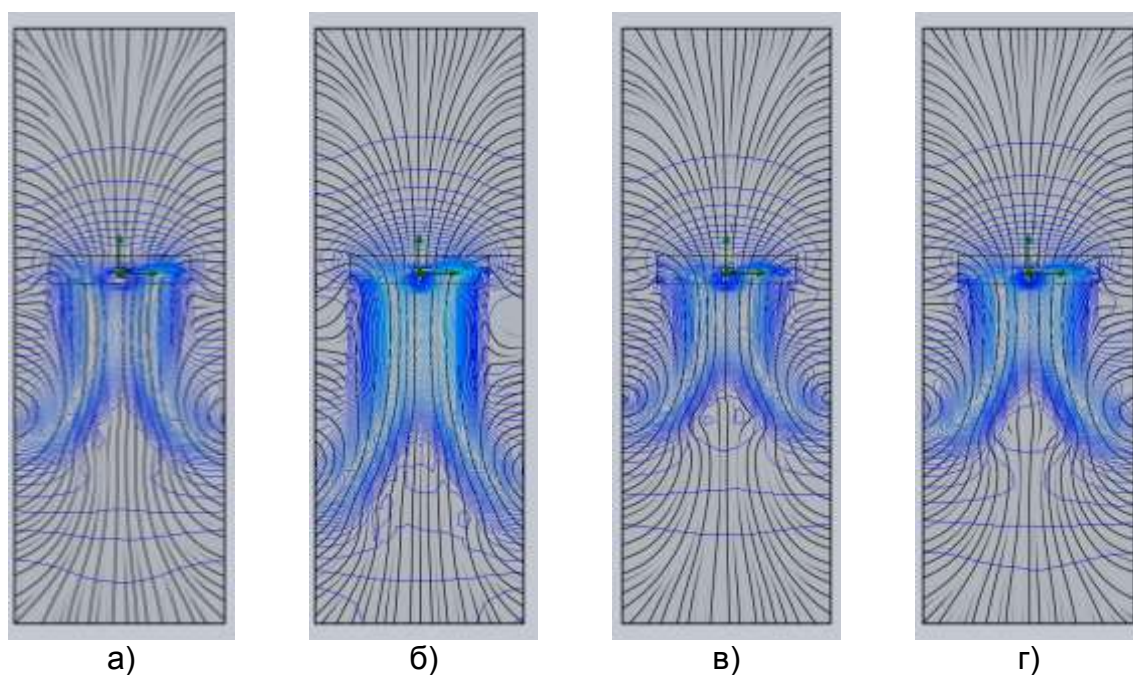


Рис. 16. Розподіл швидкостей за 2000 об/хв.:
а) Модель 1; б) Модель 2; в) Модель 3; г) Модель 4

Значення максимальної швидкості в зоні розрахунку було зведено до таблиці 3:

Таблица 3

Швидкість повітряного потоку (max)
в залежності від швидкості обертання пропелера, м/с

Об./хв.	1200	1400	1500	1590	1750	2000
Рад/с	125,6	146,6	157,0	166,5	183,2	209,4
Модель 1	9,57	11,17	12,00	12,72	14,01	16,01
Модель 2	9,15	10,62	11,35	11,60	13,13	14,47
Модель 3	11,06	13,09	13,65	15,16	17,15	18,55
Модель 4	10,67	12,34	12,75	13,41	15,63	16,89

Графічно максимальні швидкості повітряного потоку в зоні розрахунку представлено на рис. 17.

Розрахунок величини тиску повітряного потоку

Таблица 4

Величина тиску (максимального статичного) повітряного потоку
в залежності від швидкості обертання пропелера, Па

Об./хв.	1200	1400	1500	1590	1750	2000
Рад./с	125,6	146,6	157,0	166,5	183,2	209,4
Модель 1	101378	101397	101407	101417	101438	101472
Модель 2	101385	101408	101419	101431	101465	101505
Модель 3	101436	101475	101498	101518	101553	101631
Модель 4	101466	101523	101552	101572	101624	101716

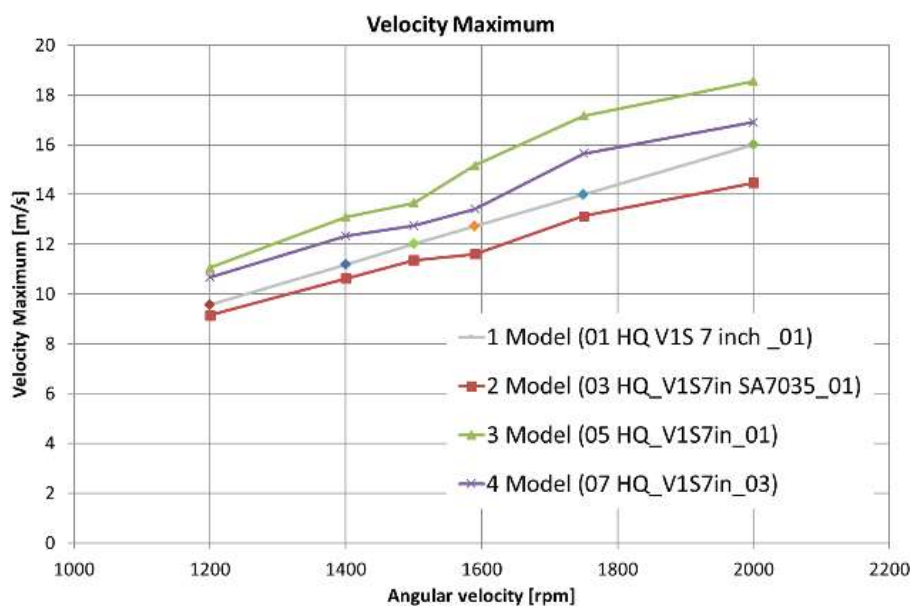


Рис. 17. Максимальні швидкості повітряного потоку моделей пропелерів у відповідності до швидкості обертання

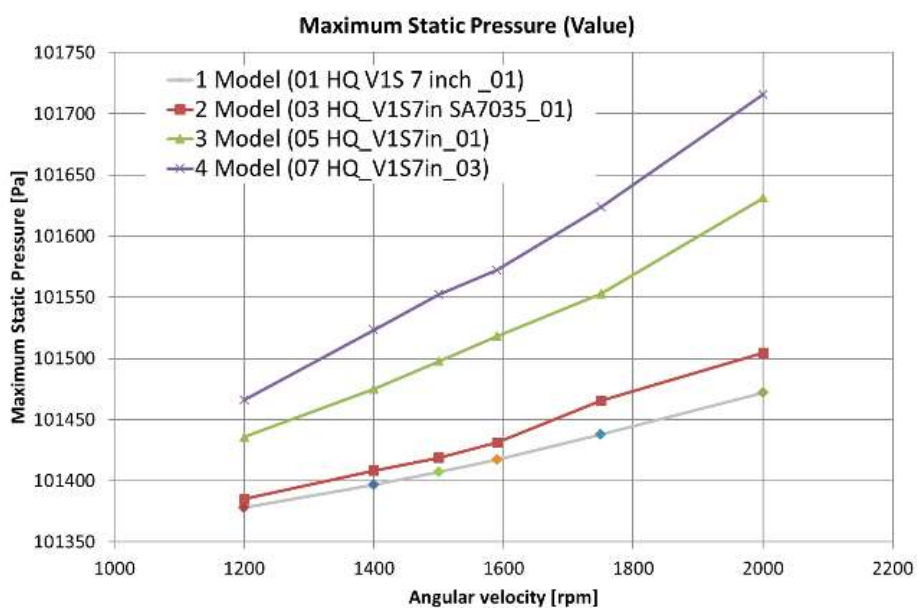


Рис. 18. Величина тиску (максимального статичного) повітряного потоку в залежності від швидкості обертання пропелера

Таблиця 5

Величина тиску (максимального загального) повітряного потоку в залежності від швидкості обертання пропелера, Па

Об./хв.	1200	1400	1500	1590	1750	2000
Рад./с	125,6	146,6	157,0	166,5	183,2	209,4
Модель 1	101435	101475	101497	101518	101560	101631
Модель 2	101437	101480	101501	101524	101577	101651
Модель 3	101499	101562	101597	101630	101689	101808
Модель 4	101517	101592	101632	101661	101731	101856

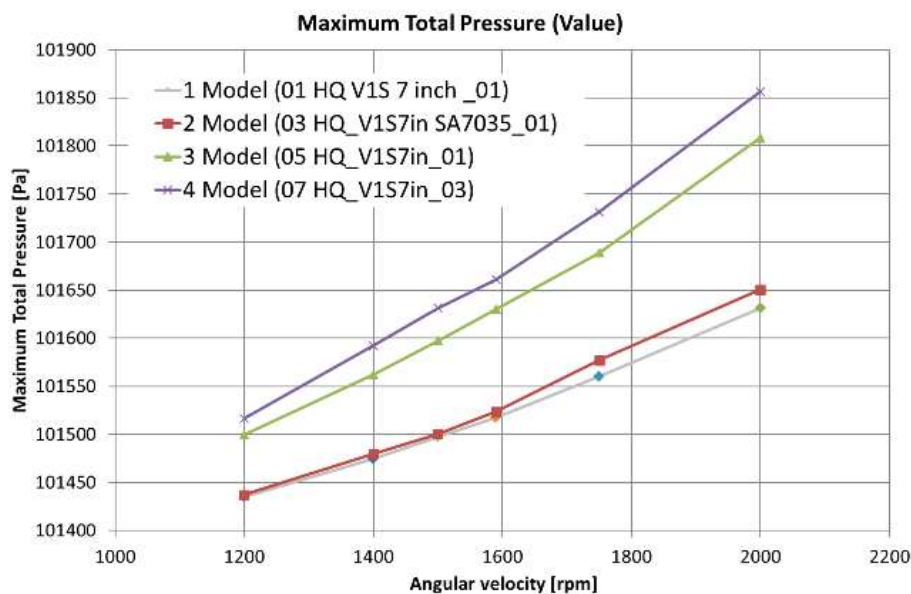


Рис. 19. Величина тиску (максимального загального) повітряного потоку в залежності від швидкості обертання пропелера

Розрахунок величини тяги в залежності від швидкості обертання пропелера

Таблиця 6

Величина тяги в залежності від швидкості обертання пропелера, Н

Об./хв.	1200	1400	1500	1590	1750	2000
Рад./с	125,6	146,6	157,0	166,5	183,2	209,4
Модель 1	0,028	0,038	0,044	0,049	0,060	0,078
Модель 2	0,041	0,058	0,065	0,074	0,093	0,119
Модель 3	0,025	0,034	0,039	0,044	0,053	0,071
Модель 4	0,032	0,044	0,051	0,057	0,069	0,091

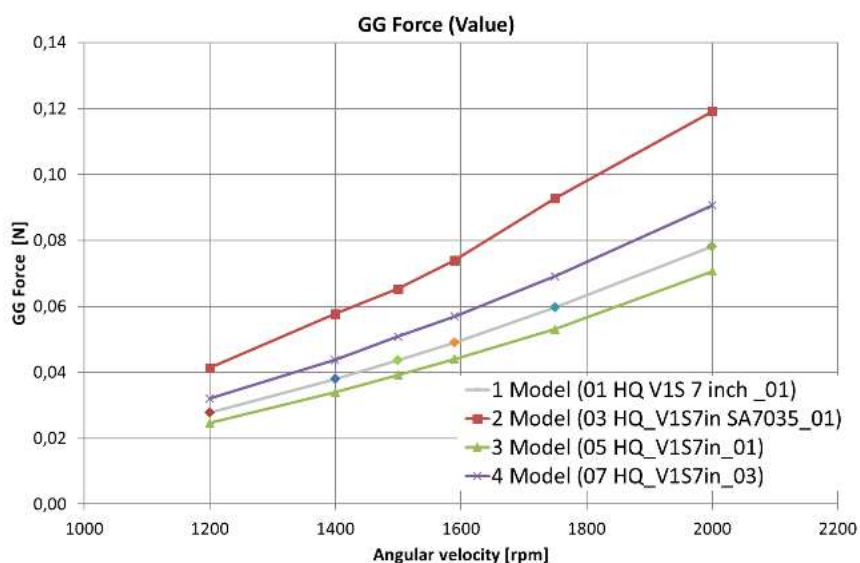


Рис. 20. Розрахункова величина тяги моделі в залежності від швидкості обертання пропелера

За результатами розрахунків кращі показники має оригінальна Модель 4 (07 HQ V1S 7in_03).

При збільшенні ω збільшується підйомна сила, але також зростає опір. При надмірному ω можливий ефект втрати ефективності через турбулентність. Оптимальна швидкість обертання залежить від конструкції пропелера та режиму польоту.

Висновки

Проведення числового аеродинамічного аналізу дозволило не тільки скоротити час дослідження, але й отримати однакові для всіх моделей умови проведення експериментів.

За результатами дослідження профілів визначено, що аеродинамічний профіль Моделі 1 має найнижчу підйомну силу. Близькі до оригінального гвинта, що виробляється, профілі Моделі 3 та Моделі 4 показали дуже схожі результати.

Під час аналізу пропелерів найкращий результат отримано для оригінальної Моделі 4.

Потрібно зазначити, що різні методи побудови тривимірного об'єкту (а це саме Модель 3 та Модель 4) в спеціалізованих програмних продуктах можуть призводити до різних результатів моделювання.

Використання аеродинамічного аналізу тривимірних моделей суттєво підвищує наочність результатів моделювання і дозволяє побачити хибні моменти. Це, в свою чергу, надає можливість застосувати результати проведеного дослідження для пошуку кращого конструктивного рішення з метою проектування нових більш вдосконалених моделей гвинтів, що сприятиме покращенню загальної ефективності БПЛА.

Список літератури

1. Dahal, C. Design and Analysis of Propeller for High-Altitude Search and Rescue Unmanned Aerial Vehicle [Text]/ Chiranjivi Dahal, Hari Bahadur Dura, Laxman Poudel// International Journal of Aerospace Engineering. – 2021. – Vol.2021, Iss. 1, Article no. 6629489. –13 p. DOI: 10.1155/2021/6629489,
2. Aerodynamic Performance of Propellers for Multicopter Unmanned Aerial Vehicles: Measurement, Analysis, and Experiment [Text]/ Zihao Jiang, Hang Zhao, Siyu Pei [et al.]/ Shock and Vibration. – 2021. – Vol. 2021, Iss. 1, Article no. 9538647. – 11 p. DOI: 10.1155/2021/9538647.
3. Estimation of the thrust coefficient of a Quadcopter Propeller using Computational Fluid Dynamics. Faraz Ahmad et al 2021 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 1116 012095. DOI: 10.1088/1757-899X/1116/1/012095
4. Li, W.; Wu, B. Computational fluid dynamics investigation of aerodynamics for agricultural drones. Comput. Electron. Agric. 2024, 227, 109528. DOI: 10.1016/j.compag.2024.109528.
5. Baba Saheb K, Sandeep Thapa, Shiva Sai G, Raghavendra B. CFD Analysis of Quad-Copter Propeller by Changing the Geometry, Number of Blades, and Materials. Int. Res. J. Adv. Sci. Hub. 2024. DOI: 10.47392/IRJASH.2024.005.
6. Ganesan, T.; Jayarajan, N. Aerodynamic Analysis of Mathematically Modelled Propeller for Small UAV Using CFD in Different Temperature Conditions. Stroj. Vestn. J. Mech. Eng. 2023, 69, 444–454. DOI: 10.5545/sv-jme.2023.601.
7. Dbouk, T.; Drikakis, D. Computational aeroacoustics of quadcopter drones.

Appl. Acoust. 2022, 192, 108738. DOI: 10.1016/j.apacoust.2022.108738.

8. Chen, M.; Wimsatt, J.; Liu, T.; Fang, T. Experimental and Numerical Study of a UAV Propeller Printed in Clear Resin. *Aerospace* 2025, 12, 362. DOI: 10.3390/aerospace12050362.

9. D. B. Spalding, B. E. Launder, A. P. Morse and G. Maple, Combustion of hydrogen-air jets in local chemical equilibrium (a guide to the CHARNAL computer program) NASA CR-2407 (1974). Доступно за адресою: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021525>

10. J. Gorman, S. Bhattacharyya, L. Cheng, and J. P. Abraham, "Turbulence models commonly used in CFD," in Applications of Computational Fluid Dynamics Simulation and Modeling: IntechOpen, 2021, DOI: 10.5772/intechopen.99784.

11. Мартинюк, А. М.. Особливості побудови тривимірних моделей реальних гвинтів квадрокоптерів. Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології, [S.I.], n. 103, p. 149-162, трав. 2025. ISSN 2663-2411. Доступно за адресою: <http://nti.khai.edu/ojs/index.php/oikit/article/view/2839>. DOI: 10.32620/oikit.2025.103.12.

12. GrabCAD [Electronic resource]// GrabCAD [website]. – URL: <https://grabcad.com/library/hqprop-dp-7x3-5x3-v1s-1>. – Назва з екрана.– Дата перегляду: 5.08.2025.

13. NACA Airfoil Tools [Electronic resource]// Airfoil Tools [website]. – URL: <http://airfoiltools.com/index>. – Назва з екрана .– Дата перегляду: 5.08.2025.

14. Anderson, John D., Jr., Cadou, Christopher P. Fundamentals of Aerodynamics. 7th ed. New York: McGraw-Hill Education, 2023. 1142 p.

15. Українські пропелери. Порівняння ефективності, тяги і вібрацій [Електронний ресурс]// YouTube. – URL: https://www.youtube.com/watch?v=_FxBDSHPBQA. – Назва з екрана.– Дата перегляду: 5.08.2025.

References

1. Dahal, C. Design and Analysis of Propeller for High-Altitude Search and Rescue Unmanned Aerial Vehicle [Text]/ Chiranjivi Dahal, Hari Bahadur Dura, Laxman Poudel// International Journal of Aerospace Engineering. – 2021. – Vol.2021, Iss. 1, Article no. 6629489. –13 p. DOI: 10.1155/2021/6629489,

2. Aerodynamic Performance of Propellers for Multirotor Unmanned Aerial Vehicles: Measurement, Analysis, and Experiment [Text]/ Zihao Jiang, Hang Zhao, Siyu Pei [et al.]// Shock and Vibration. – 2021. – Vol. 2021, Iss. 1, Article no. 9538647. – 11 p. DOI: 10.1155/2021/9538647.

3. Estimation of the thrust coefficient of a Quadcopter Propeller using Computational Fluid Dynamics. Faraz Ahmad et al 2021 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 1116 012095. DOI: 10.1088/1757-899X/1116/1/012095

4. Li, W.; Wu, B. Computational fluid dynamics investigation of aerodynamics for agricultural drones. *Comput. Electron. Agric.* 2024, 227, 109528. DOI: 10.1016/j.compag.2024.109528.

5. Baba Saheb K, Sandeep Thapa, Shiva Sai G, Raghavendra B. CFD Analysis of Quad-Copter Propeller by Changing the Geometry, Number of Blades, and Materials. *Int. Res. J. Adv. Sci. Hub.* 2024. DOI: 10.47392/IRJASH.2024.005.

6. Ganesan, T.; Jayarajan, N. Aerodynamic Analysis of Mathematically Modelled Propeller for Small UAV Using CFD in Different Temperature Conditions. *Stroj. Vestn. J. Mech. Eng.* 2023, 69, 444–454. DOI: 10.5545/sv-jme.2023.601.

7. Dbouk, T.; Drikakis, D. Computational aeroacoustics of quadcopter drones. Appl. Acoust. 2022, 192, 108738. DOI: 10.1016/j.apacoust.2022.108738.
8. Chen, M.; Wimsatt, J.; Liu, T.; Fang, T. Experimental and Numerical Study of a UAV Propeller Printed in Clear Resin. Aerospace 2025, 12, 362. DOI: 10.3390/aerospace12050362.
9. D. B. Spalding, B. E. Launder, A. P. Morse and G. Maple, Combustion of hydrogen-air jets in local chemical equilibrium (a guide to the CHARNAL computer program) NASA CR-2407 (1974). Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021525>
10. J. Gorman, S. Bhattacharyya, L. Cheng, and J. P. Abraham, "Turbulence models commonly used in CFD," in Applications of Computational Fluid Dynamics Simulation and Modeling: IntechOpen, 2021, DOI: 10.5772/intechopen.99784.
11. Martyniuk, A. M.. The specifics of creating three-dimensional models of real-life quadcopter propellers. Open Information and Computer Integrated Technologies, [S.l.], n. 103, p. 149-162, may 2025. ISSN 2663-2411. Available at: <http://nti.khai.edu/ojs/index.php/oikit/article/view/2839>. Date accessed: 5 aug. 2025. DOI: 10.32620/oikit.2025.103.12.
12. GrabCAD. Available at: <https://grabcad.com/library/hqprop-dp-7x3-5x3-v1s-1>. Screen name. (accessed 5.08.2025).
13. NACA Airfoil Tools. Available at: <http://airfoiltools.com/index>. Screen name. (accessed 5.08.2025).
14. Anderson, John D., Jr., Cadou, Christopher P. Fundamentals of Aerodynamics. 7th ed. New York: McGraw-Hill Education, 2023. 1142 p.
15. Ukrayins'ki propelery. Porivnyannya efektyvnosti, tyahy i vibratsiy. YouTube. Available at: https://www.youtube.com/watch?v=_FxBDShPBQA. Nazva z ekrana. (accessed: 5.08.2025).

Надійшла до редакції 18.08.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025.

Conducting Aerodynamic Analysis of Three-Dimensional Models of Quadcopter Propellers

The widespread use of multicopters, in particular quadcopters, in the civil, industrial and defense sectors necessitates the improvement of their aerodynamic characteristics in order to increase maneuverability, energy efficiency, load carrying capacity and reduce noise level. One of the key elements affecting these characteristics is the design of the propellers. Despite significant progress in the research of propellers for classical aviation, research for multicopters remains quite limited.

The aim of the work is to conduct a comparative aerodynamic analysis of four three-dimensional models of the HQProp V1S 7x3.5x3 propeller using the modern SolidWorks Flow Simulation software. The research methodology involves computer modeling of three-dimensional models of the real propeller, created by the author using the master-model method and the shell method, as well as 3D models obtained from specialized internet resources.

The main parameters of the analysis are the distribution of air flow velocities, pressure distribution, calculation of lift and drag force, as well as the influence of the angle of attack on the aerodynamic properties of the studied samples. The results of

mathematical calculations demonstrate the differences between the models.

The scientific novelty and practical significance of the research is that the author obtained original data on the aerodynamic characteristics of 3D models of the HQProp V1S 7x3.5x3 propeller, which were not previously published in the open press. The mathematical modeling technique used and the results obtained thanks to it will be used in the future to design new, more advanced propeller models, which will contribute to improving the overall efficiency of the UAV.

Keywords: unmanned aerial vehicles, quadcopter, quadcopter propellers, 3D modeling of quadcopter propellers, aerodynamic profiles, aerodynamic analysis, CFD analysis.

Відомості про автора:

Мартинюк Андрій Миколайович – асп. каф. льотної експлуатації та безпеки польотів, Українська державна льотна академія, м. Кропивницький, Україна, e-mail: lllmartyniuklll@gmail.com; ORCID: 0009-0005-7962-9251

About the author:

Andrii Martyniuk – PhD Student, Department of Flight Operations and Flight Safety, Ukrainian State Flight Academy, Kropyvnytskyi, Ukraine. e-mail: lllmartyniuklll@gmail.com; ORCID: 0009-0005-7962-9251