

УДК 629.7.014-519.026.55:534.836.2

doi: 10.32620/aktt.2023.4sup1.04

К. В. БАЛАЛАЄВА, А. В. БАЛАЛАЄВ, Г. Г. ГОЛЕМБІЄВСЬКИЙ, А. А. КОВТУН

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

## ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА КВАДРОКОПТЕРА

**Предметом** дослідження є характеристики гвинта квадрокоптера. **Об'єктом** дослідження є дволопатевий гвинт квадрокоптера. **Метою** роботи є оцінка ефективності, акустичних характеристик гвинта квадрокоптера та оптимізація кутів викладки вуглепластика з мінімізацією прогину. Для досягнення мети були вирішені наступні **задачі**: моделювання течії у дволопатевому гвинті квадрокоптера в заданому діапазоні частот обертання; розрахунок коефіцієнта корисної дії дволопатевого гвинта квадрокоптера; розрахунок рівня акустичного тиску досліджуваного гвинта; розрахунок на прогин дволопатевого гвинта квадрокоптера при різних кутах викладки вуглепластику. Дослідження течії у гвинті проводилось **методом** чисельного експерименту. Розрахунок на прогин здійснювався на основі аеродинамічних характеристик гвинта методом чисельного експерименту. Рівень акустичного тиску  $L$  оцінювався на відстані 1 м від джерела акустичного випромінювання (гвинта). **Результати**: оптимальний режим роботи з максимальним ККД спостерігається при частоті обертання 9000 об/хв. і сягає значення 0,853. При мінімальній дослідженій частоті обертання 3000 об/хв. ККД гвинта має найменші значення і становить 0,638. При збільшенні частоті обертання ротора двигуна ККД гвинта поступово збільшується. При збільшенні частоти обертання від 9000 об/хв. до 10000 об/хв. ККД зменшується з 0,853 до 0,833. Оцінка рівня акустичного тиску досліджуваного дволопатевого гвинта показала, що частота обертання суттєво впливає на рівень акустичного тиску гвинта. При зростанні частоти обертання з 3000 об/хв. до 10000 об/хв. рівень акустичного тиску гвинта зростає з 56,62 дБ до 90,57 дБ. Результати розрахунків показали, що прогин лопатей досліджуваного гвинта залежить від кутів викладки шарів вуглепластика. Прогин лопатей змінюється в діапазоні від 0,76 мм до 0,821 мм. Найбільший прогин лопатей досягається при варіанту викладки шарів вуглепластика  $0^\circ/30^\circ$ , найменший – при кутах  $0^\circ/80^\circ$ . **Наукова новизна та практична значимість** проведених досліджень полягає в тому, що отримані нові дані щодо характеристик дволопатевого гвинта квадрокоптера. Отримані дані допоможуть у створенні і оптимізації параметрів дволопатевого гвинта квадрокоптера.

**Ключові слова**: гвинт; квадрокоптер; ККД; ефективність; рівень акустичного тиску; кути викладки вуглепластику; прогин.

## Вступ

Квадрокоптери знайшли широке використання у багатьох сферах людської діяльності. Розвиток технологій квадрокоптерів має важливе значення для дослідницької діяльності, військових задач, журналістики, пошукових операцій людей на місцевості, відео та фото зйомки, сільського господарства, доставки ліків, мистецтва, археологічних досліджень, аеротаксі (пасажирські та вантажні, наприклад, Xrend X2) та багато іншого.

В залежності від задачі, яку виконує квадрокоптер, до нього висуваються певні вимоги. Поряд з низькою ціною та високою керованістю, важливими якостями квадрокоптера для багатьох задач є низький шум роботи квадрокоптера, висока тяга гвинта та високі міцнісні характеристики.

Досить багато наукових досліджень присвячено системам керування квадрокоптера. Наприклад, в роботі [1] автори представили результати багатоспрямованого управління польотом квадрокоптера у три-

вимірному просторі з використанням гібридної технології VCI, а також виявили практичність та працездатність гібридної системи управління VCI, заснованої на автономній оптимізації та покращенні взаємодії людини та машини. В роботі [2] пропонується керування методом ковзання на основі нейронних мереж для системи орієнтації та висоти квадрокоптера в умовах зовнішніх збурень. Продуктивність запропонованого метода керування оцінили за допомогою чисельного моделювання. Результати показують, що контролер орієнтації та висоти, заснований на запропонованому алгоритмі, має найкращі характеристики відстеження та придушення перешкод. В роботі [3] представлено сімейство нових методів налаштування, у режимі реального часу для безпілотного літального апарату (БПЛА), регулятора висоти в умовах польоту. Наведені методи не залежать від рівня вимірювання і являють собою загальнозастосовану форму для налаштування довільних регуляторів з невеликою кількістю параметрів. AL-TUNE забезпечує

новий спосіб використання БПЛА з точки зору адаптивності до зміни динамічних властивостей і може бути швидко розгорнутий.

Зниження шуму квадрокоптера – ще одна важлива проблема, яка досліджується науковцями. Основним джерелом шуму у квадрокоптерах виступають гвинти. Так, в роботі [4] автори демонструють результати дослідження зниження шуму квадрокоптерів шляхом збільшення діаметру гвинтів і зменшенню частоти обертання. Значне зниження шуму і підвищення ефективності, засновані на основі використання законів масштабування, підтверджені експериментально шляхом вимірювання випромінюваного шуму і вимог до потужності як для великих гвинтів, що повільно обертаються, так і для малих, високошвидкісних гвинтів при еквівалентних статичних тягах, де великі гвинти служать як можливу заміну малих пропелерів у типових застосуваннях квадрокоптерів. Показано, що значне зниження шуму від гвинтів обумовлено застосуванням гвинтів великого розміру, які повільно обертаються у порівнянні з високошвидкісними гвинтами малого розміру та підтримується при еквівалентних умовах чистої сили (тяга мінус вага), що потрібно для практичного впровадження в квадрокоптер. В роботі [5] автори досліджують методом фізичного експерименту природу ширококутового шуму гвинтів квадрокоптерів. Як стверджують автори, що отримані результати підтверджують деякі унікальні проблеми, пов'язані з тестуванням малих конфігурацій гвинтів квадрокоптерів.

Аеродинаміка гвинтів та тягові характеристики гвинтів – питання, які теж досліджується багатьма спеціалістами. До вибору двигуна та гвинтів розробники квадрокоптерів підходять прискіпливо, тому що від цього вибору багато в чому буде залежати маневреність, швидкість та вантажопідйомність квадрокоптера. У роботі [8] зроблено детальний аналіз літературних джерел щодо аналізу характеристик гвинтів квадрокоптерів із застосуванням різних методів. Представлено аналіз визначення коефіцієнтів тяги і потужності, які є основними робочими параметрами гвинтів квадрокоптерів. Також проведено оцінку застосовуваних методів, результатів і основних параметрів, а також автори представляють свої міркування з проблематики майбутніх досліджень щодо досліджень квадрокоптерів. У роботі [9] проаналізовано переваги та недоліки квадрокоптерів з відкритими та закапотованими гвинтами з використанням методу CFD (Computational fluid dynamics). Об'єктом дослідження обрано дволопатеви гвинт діаметром 406 мм. Показано, що використання капота збільшує загальну вагу квадрокоптера та загальну тягу. Дослідження проводилися в діапазоні зміни кутової швидкості повітряного гвинта від 1000 об/хв до 9000 об/хв.

У роботі [6] серед різних методів, що використовуються для вибору найкращої комбінації двигуна та гвинта, автори використовували обчислювальний метод програмного забезпечення Solidworks. Остаточний результат порівняли з технічними даними трьох комерційних специфікацій двигунів для квадрокоптерів, щоб переконатися в його достовірності. В роботі [7] автори проводять аналіз розмірів гвинта (пропелера) на ручних та автономних керованих квадрокоптерах. Авторами досліджено який гвинт ефективніший, з урахуванням забезпечення достатньої тяги двигуна для перевезення більшої кількості корисного навантаження при тому ж джерелі живлення, а також визначено, яке відношення тяги до ваги, тобто підвищення продуктивності, отримано для моделей тієї ж конфігурації.

Не менш важливим є питання щодо вибору оптимальних параметрів композиційних матеріалів для елементів квадрокоптерів, в тому числі і для гвинтів. У роботі [10] представлений детальний аналіз характеристик, параметрів та властивостей композитів різних типів. В тому числі, проаналізовано використання композиційних матеріалів для гвинтів квадрокоптерів. У роботі [11] автори представляють результати вибору матеріалів для конструкції квадрокоптера, вибір ґрунтується на вазі, діючих силах на квадрокоптер, механічних властивостях та вартості. Авторами акцентують увагу на використанні легких та міцних композиційних матеріалів.

На поточний час є актуальними дослідження параметрів та характеристик квадрокоптерів. Метою досліджень є оптимізація та покращення параметрів та характеристик квадрокоптерів. Серед актуальних параметрів що потребують додаткових досліджень – це питання тягових, акустичних характеристик, характеристик композиційних матеріалів для гвинтів квадрокоптерів.

Метою роботи є оцінка ефективності, акустичних характеристик гвинта квадрокоптера та оптимізація кутів викладки вуглепластика з мінімізацією прогину.

### Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження обрано дволопатеви гвинт квадрокоптера. Периферійний діаметр гвинта – 128мм. Тривимірний модель дволопатевого гвинта квадрокоптера представлено на рис.1.

Дослідження ефективності (розрахунок ККД гвинта) та акустичних характеристик проводилися для частоти обертання від  $n=3000$  до  $n=10000$  об/хв. при стандартних атмосферних умовах на висоті 0 м. Під час дослідження боковий вітер не враховувався.



Рис. 1. Модель дволопатевого гвинта

Дослідження проводились методом чисельного експерименту. Моделювання обтікання дволопатевого гвинта розраховувалось за допомогою вирішення рівнянь системи Нав'є-Стокса, яка замикалась моделлю турбулентності SST.

Оптимізація кутів викладки двошарового вуглепластика здійснювалась методом чисельного експерименту. Розрахунок на прогин здійснювався на основі аеродинамічних характеристик гвинта методом чисельного експерименту.

## Результати

Першим кроком в роботі був аналіз ефективності досліджуваного гвинта квадрокоптера. Ефективність гвинта оцінювалась за допомогою ККД гвинта. ККД розраховувався за тягою, швидкістю та потужністю гвинта. Формула для розрахунку ККД гвинта приведена нижче [12]:

$$\eta = RV/N, \quad (1)$$

де  $R$  - тяга гвинта, Н;

$V$  - швидкість польоту квадрокоптера, м/с;

$N$  - потужність гвинта, Вт.

Дослідження проводились для частоти обертання ротора від 3000 до 10000 об/хв. За отриманими результатами дослідження моделювання обтікання дволопатевого гвинта квадрокоптера була побудована залежність ККД гвинта від частоти обертання (рис. 2).

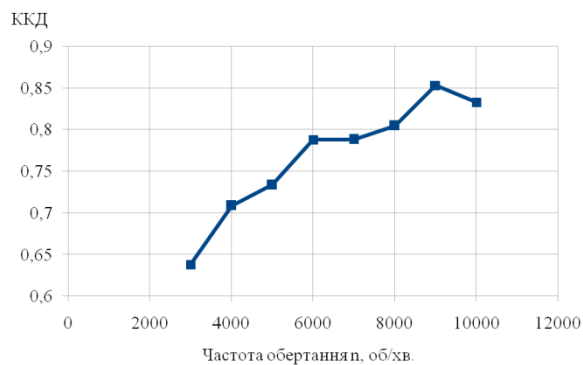
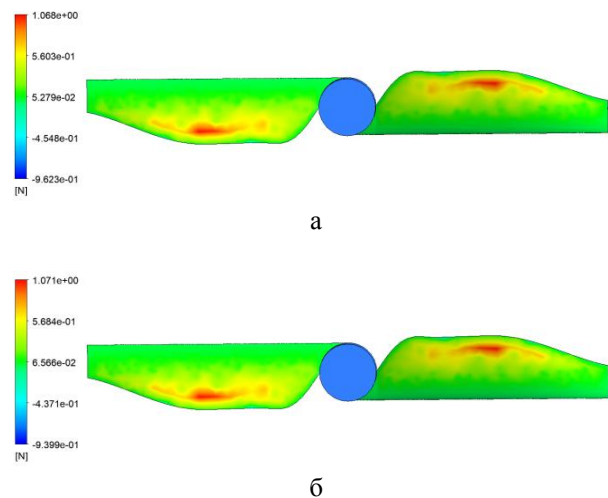


Рис. 2. Залежність ККД гвинта квадрокоптера від частоти обертання

Аналіз графіку, представлено на рис. 2 показує, що оптимальний режим роботи з максимальним ККД спостерігається при частоті обертання 9000 об/хв. і сягає значення 0,853. При мінімальній дослідженій частоті обертання 3000 об/хв. ККД гвинта має найменші значення і становить 0,638. При збільшенні частоти обертання ротора двигуна ККД гвинта поступово збільшується. При збільшенні частоти обертання від 9000 об/хв. до 10000 об/хв. ККД зменшується з 0,853 до 0,833.

На рис.3 показано розподілення сили тяги по лопатям дволопатевого гвинта квадрокоптера для частоти обертання  $n = 3000$  (рис. 3, а) та  $n = 9000$  (рис. 3, б).

Рис. 3. Розподілення сили тяги по лопатям дволопатевого гвинта квадрокоптера: а –  $n=3000$  об/хв., б –  $n=9000$  об/хв.

Проаналізувавши отримані візуалізації, можна дійти до висновку, що характер розподілення сили тяги є практично однаковий, але значення сили тяги змінюються. При збільшенні частоти обертання збільшуються максимальні значення сили тяги. Також, можна ще відмітити, що для досліджуваного діапазону частоти обертання від 3000 об/хв. до 10000 об/хв. досліджуваної моделі гвинта потужність змінювалась від 3,52 Вт до 128,75 Вт і швидкість польоту від 8 до 33 м/с відповідно.

Наступним кроком дослідження була оцінка рівня акустичного тиску досліджуваного дволопатевого гвинта. Рівень акустичного тиску  $L$  оцінювався на відстані 1 м від джерела акустичного випромінювання (гвинта). На рис. 4 показано отриману залежність рівня акустичного тиску від частоти обертання гвинта.

Частота обертання суттєво впливає на рівень акустичного тиску гвинта. При зростанні частоти обертання з 3000 об/хв. до 10000 об/хв. рівень акустичного тиску гвинта зростає з 56,62 дБ до 90,57 дБ.

За отриманими результатами можна зробити висновок, що дана конструкція гвинта потребує оптимізації як з підвищення ефективності (підвищення ККД з 0,85 до 0,92) так і зниження шуму на високих частотах обертання.

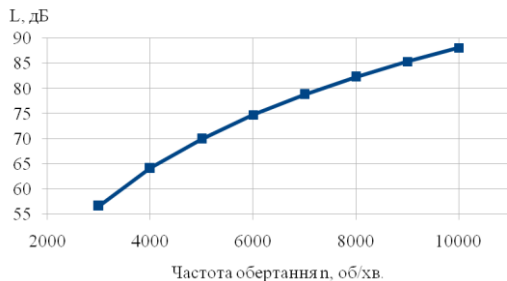


Рис. 4. Залежність рівня акустичного тиску від частоти обертання

Наступним етапом роботи було дослідження на прогин дволопатевого гвинта квадрокоптера. Спочатку була розроблена модель композитного матеріалу в модулі ACP(Pre), лопаті якої представляють замкнену по контуру аеродинамічного профілю гвинта тканий двошаровий вуглепластик. Куті викладки шарів тканини змінювались, товщина одного шару – 0,15мм. Схема кутів викладки наступна: перший шар – 0°, другий – 10°, 20°, 30°, 40°, 50°, 60°, 70°, 80°, 90°. На рис. 5 представлено для прикладу напрям викладки волокон вуглепластика для варіанту 0°/90°.

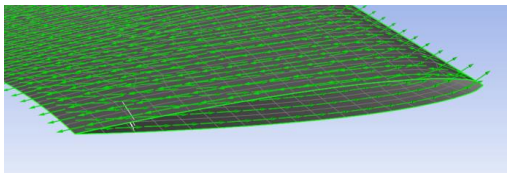


Рис. 5. Схема векторів викладки волокон вуглепластика для варіанту 0°/10°

В якості матеріала для лопатей досліджуваного гвинта квадрокоптера обрано двонаправлений вуглепластик з наступними характеристиками  $E_{1,2}=61,3$  ГПа,  $\mu_{1,2}=0,04$ ,  $G_{1,2}=19,5$  ГПа та  $[\sigma]=805$  МПа.

Прогин лопаті розраховується в умовах максимальної частоти обертання 10000 об/хв. та дії розподіленого тиску на поверхнях лопатей, що передавались з аеродинамічного розрахунку. В таблиці представлено значення максимального прогину для досліджуваних кутів викладки двошарового вуглепластика (табл. 1).

Візуалізація розподілення прогину за максимальних деформацій дволопатевого гвинта квадрокоптера показує, що кінцеві частини лопатей набувають найбільших значень (рис. 6).

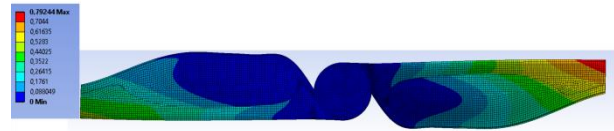


Рис. 6. Розподілення прогину за максимальних деформацій дволопатевого гвинта квадрокоптера

Таблиця 1  
Результати розрахунку максимального прогину

Кут викладки II шару, град	Прогин лопаті, мм
10	0,793
20	0,812
30	0,821
40	0,815
50	0,797
60	0,777
70	0,762
80	0,760
90	0,772

Аналіз отриманих даних, представлених в таблиці 1, показує, що прогин лопатей досліджуваного гвинта залежить від кутів викладки шарів вуглепластика і змінюється в діапазоні від 0,76мм до 0,821 мм. Найбільше значення досягається при викладки шарів вуглепластика 0°/30°, найменше – при кутах 0°/80°.

## Висновки

В роботі представлена оцінка ефективності, оцінка акустичних характеристик гвинта квадрокоптера та оптимізація кутів викладки вуглепластика з мінімізацією прогину.

Оптимальний режим роботи з максимальним ККД спостерігається при частоті обертання 9000 об/хв. і сягає значення 0,853. При мінімальній дослідженій частоті обертання 3000 об/хв. ККД гвинта має найменші значення і становить 0,638. При збільшенні частоти обертання ротора двигуна ККД гвинта поступово збільшується. При збільшенні частоти обертання від 9000 об/хв. до 10000 об/хв. ККД зменшується з 0,853 до 0,833.

Оцінка рівня акустичного тиску досліджуваного дволопатевого гвинта показала, що частота обертання суттєво впливає на рівень акустичного тиску гвинта. При зростанні частоти обертання з 3000 об/хв. до 10000 об/хв. рівень акустичного тиску гвинта зростає з 56,62 дБ до 90,57дБ.

В роботі показано, що прогин лопатей досліджуваного гвинта залежить від кутів викладки шарів вуглепластика. Прогин лопатей змінюється в діапазоні від 0,76мм до 0,821 мм. Найбільший прогин лопатей

досягається при варіанту викладки шарів вуглепластика  $0^\circ/30^\circ$ , найменший – при кутах  $0^\circ/80^\circ$ .

Наступними дослідженнями в даному напрямі буде оптимізація гвинта квадрокоптера за ККД та мінімізація шуму на робочій частоті обертання, а також проведення подальших досліджень на міцність.

**Внесок авторів:** формулювання проблеми – **А. В. Балалаєв, А. А. Ковтун, К. В. Балалаєва**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **Г. Г. Голембієвський, А. А. Ковтун**; оцінка ефективності гвинта та акустичних характеристик – **А. А. Ковтун, К. В. Балалаєва**; оптимізація кутів викладки вуглепластика з мінімізацією прогину – **А. В. Балалаєв, Г. Г. Голембієвський**; формулювання висновків – **К. В. Балалаєва, А. В. Балалаєв**.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

## Література

1. *Quadcopter Control System Using a Hybrid BCI Based on Off-Line Optimization and Enhanced Human-Machine Interaction [Text]* / Nong Yan, Chang Wang, Yi Tao [et al] // *IEEE Access*. – 2019. – Vol. 8. – P. 1160-1172. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2961246.
2. *Adaptive Sliding Mode Control for Attitude and Altitude System of a Quadcopter UAV via Neural Network [Text]* / Ngoc Phi Nguyen, Nguyen Xuan Mung, Ha Le Nhu Ngoc Thanh [et al] // *IEEE Access*. – 2021. – Vol. 9. – P. 40076-40085. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3064883.
3. *AL-TUNE: A Family of Methods to Effectively Tune UAV Controllers in In-flight Conditions [Text]* / D. Horla, W. Giernacki, T. Báča [et al] // *Journal of Intelligent & Robotic Systems*. – 2021. – Vol. 103. – Article No. 5. – 16 p. DOI: 10.1007/s10846-021-01441-y.
4. *The reduction of quadcopter propeller noise [Text]* / T. A. Brungart, S. T. Olson, B. L. Kline, Z. W. Yoas // *Noise Control Engineering Journal*. – 2019. – Vol. 67, Iss. 4. – P. 252-269. DOI: 10.3397/1/376723.
5. *Pettingill, N. A. Identification and Prediction of Broadband Noise for a Small Quadcopter [Text]* / N. A. Pettingill, N. S. Zawodny // *Conference Paper 75th Annual Forum & Technology Display (Philadelphia, PA)*. – 2022. – № 20220010078, WBS: 664817.01.07.01.01.01.
6. *Quadcopter Propeller Design and Performance Analysis [Text]* / E. Kuantama, D. Craciun, I. Tarca, R. Tarca // *New Advances in Mechanisms, Mechanical Transmissions and Robotics*. – 2017. – Vol. 46. – P. 269-277. DOI: 10.1007/978-3-319-45450-4\_27.
7. *Yadav, S. Thrust efficiency of drones (quadcopter) with different propellers and there payload capacity [Text]* / S. Yadav, M. Sharma, A. Borad // *International journal of aerospace and mechanical engineering*. – 2017. – Vol. 4, Iss. 2. – P. 18-23.
8. *A literature review on determination of quadrotor unmanned aerial vehicles propeller thrust and power*

*coefficients [Text]* / Y. Eraslan, E. Özen, T. Oktay // *In Ejons X-International Conference on Mathematics-Engineering-Natural & Medical Sciences*. – 2020. – P. 1-12.

9. *Kuantama, E. Quadcopter thrust optimization with ducted-propeller [Text]* / E. Kuantama, R. Tarca // *MATEC Web of Conferences*. – 2017. – Vol. 126. – Article No. 01002. DOI: 10.1051/mateconf/201712601002.

10. *Application of Composite Materials in Aerospace & Automotive Industry [Text]* / L. Gebrehiwet, E. Abate, Y. Negussie [et al] // *International Journal of Advances in Engineering and Management (IJAEM)*. – 2023. – Vol. 5, Iss. 3. – P. 697-723.

11. *Quadcopter: design, construction and testing [Text]* / O. Tatale, N. Anekar, S. Phatak, S. Sarkale // *International Journal for Research in Engineering Application & Management*. – 2018. – Vol. 4. – P. 1-7.

12. *Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів [Текст]* / Ю. М. Терещенко, М. С. Кулик, В. В. Панін, М. М. Мітрахович. – К. : НАУ-друк, 2009. – 341 с.

## References

1. Yan, N., Wang, C., Tao, Y., Li, J., Zhang, K., Chen, T., Yuan, Z., Yan, X. & Wang, G. Quadcopter Control System Using a Hybrid BCI Based on Off-Line Optimization and Enhanced Human-Machine Interaction. *IEEE Access*, 2019, vol. 8, pp. 1160-1172. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2961246.
2. Nguyen, N. P., Mung, N. X., Thanh, Ha Le N. N., Huynh, T. T., Lam, N. T. & Hong, S. K. Adaptive Sliding Mode Control for Attitude and Altitude System of a Quadcopter UAV via Neural Network. *IEEE Access*, 2021, vol. 9, pp. 40076-40085. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3064883.
3. Horla, D., Giernacki, W., Báča, T., Spurny, V. & Saska, M. AL-TUNE: A Family of Methods to Effectively Tune UAV Controllers in In-flight Conditions. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2021, vol. 103, 16 p. doi: https://doi.org/10.1007/s10846-021-01441-y
4. Brungart, T. A., Olson, S. T., Kline, B. L. & Yoas, Z. W. The reduction of quadcopter propeller noise. *Noise Control Engineering Journal*, 2019, vol. 67, iss. 4, pp. 252-269. DOI: 10.3397/1/376723.
5. Pettingill, N. A. & Zawodny, N. S. Identification and Prediction of Broadband Noise for a Small Quadcopter. *Conference Paper 75th Annual Forum & Technology Display (Philadelphia, PA)*, 2022, no. 20220010078, WBS: 664817.01.07.01.01.01.
6. Kuantama, E., Craciun, D., Tarca, I. & Tarca, R. Quadcopter Propeller Design and Performance Analysis. *New Advances in Mechanisms, Mechanical Transmissions and Robotic*, 2017, vol. 46, pp. 269-277. DOI: 10.1007/978-3-319-45450-4\_27.
7. Yadav, S., Sharma, M. & Borad, A. Thrust efficiency of drones (quadcopter) with different propellers and there payload capacity. *International journal of aerospace and mechanical engineering*, 2017, vol. 4, iss. 2, pp. 18-23.

8. Eraslan, Y., Özen, E. & Oktay, T. A literature review on determination of quadrotor unmanned aerial vehicles propeller thrust and power coefficients. *In Ejons X-International Conference on Mathematics-Engineering-Natural & Medical Sciences*, 2020, pp. 1-12.

9. Kuantama, E. & Tarca, R. Quadcopter thrust optimization with ducted-propeller. *MATEC Web of Conferences*, 2017, vol. 126, article no. 01002. DOI: 10.1051/mateconf/201712601002.

10. Gebrehiwet, L., Abate, E., Negussie, Y., Teklehaymanot, T., Abeselom, E. Application of Composite

Materials in Aerospace & Automotive Industry. *International Journal of Advances in Engineering and Management (IJAEM)*, 2023, vol. 5, iss. 3, pp. 697-723

11. Tatale, O., Anekar, N., Phatak, S., Sarkale, S. Quadcopter: design, construction and testing. *International Journal for Research in Engineering Application & Management*, 2018, vol. 4, pp. 1-7.

12. Tereshchenko, Yu. M., Kulyk, M. S., Panin, V. V. & Mitrahovich, M. M. *Intehratsiia aviatsiinykh sylovykh ustanovok i litalnykh apparativ* [Integration of power plant and aircraft]. Kyiv, NAU-druk Publ., 2009. 341 p.

Надійшла до редакції 12.05.2023, розглянута на редколегії 08.08.2023

## QUADROPTER PROPELLER SPECIFICATIONS

*Kateryna Balalaieva, Anton Balalaiev, Grygoriy Golembiyevskyy, Artem Kovtun*

The subject of the study is the characteristics of the quadcopter propeller. The object of the study is a two-blade propeller of a quadcopter. The aim of this study was to evaluate the efficiency, acoustic characteristics of the propeller of a quadcopter and optimize the angles of laying out carbon fiber with minimization of deflection. To achieve this goal, the following tasks were solved: simulation of the flow in a two-blade propeller of a quadcopter in a given range of rotation frequencies; calculation of the efficiency of a two-blade propeller of a quadcopter; calculation of the level of acoustic pressure of the studied propeller; and calculation of the deflection of a two-blade propeller of a quadcopter at different angles of carbon laying out. The study of the flow in the propeller was carried out using the method of numerical experiment. The calculation for the deflection was carried out on the basis of the aerodynamic characteristics of the propeller using the method of a numerical experiment. The level of acoustic pressure  $L$  was estimated at 1 m from the source of acoustic radiation (screw). Results: the optimal mode of operation with a maximum efficiency is observed at a speed of 9000 rpm. and reaches a value of 0.853. At the minimum investigated speed of 3000 rpm. The propeller efficiency has the lowest value and is 0.638. With an increase in the speed of the rotor of the engine, the efficiency of the propeller gradually increases. With the increase of rotational speed from 9000 rpm. up to 10000 rpm. the efficiency decreases from 0.853 to 0.833. Estimation of the level of acoustic pressure of the studied two-bladed propeller showed that the rotation frequency had a significant effect on the level of acoustic pressure of the propeller. With an increase in rotational speed from 3000 rpm. up to 10000 rpm. propeller acoustic pressure-level increases from 56.62 dB to 90.57 dB. The calculation results showed that the deflection of the propeller blades under study depends on the laying angles of the carbon fiber layers. Blade deflection varies from 0.76 mm to 0.821 mm. The greatest deflection of the blades was achieved with the option of laying out layers of carbon fiber  $0^\circ/30^\circ$ , the smallest - at angles of  $0^\circ/80^\circ$ . The scientific novelty and practical significance of the conducted research is that new data on the characteristics of a two-blade quadcopter propeller have been obtained. The data obtained will help create and optimize the parameters of a two-bladed quadcopter propeller.

**Keywords:** propeller; quadcopter; efficiency; efficiency; acoustic pressure level; carbon angles; deflection.

**Балалаєва Катерина Вікторівна** – д-р техн. наук, доц., проф. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Балалаєв Антон Валерійович** – канд. техн. наук, старш. викл. каф. прикладної механіки та інженерії матеріалів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Голембієвський Григорій Григорович** – старш. викл. каф. прикладної механіки та інженерії матеріалів Аерокосмічного факультету, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Ковтун Артем Анатолійович** – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Kateryna Balalaieva** – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Department of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: kiki\_ua@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6495-3263.

**Anton Balalaiev** – Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer of the Applied Mechanics and Materials Engineering Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: avbalalaiev@ukr.net, ORCID: 0000-0003-3603-4512. Scopus Author ID: 56955689800.

**Grygoriy Golembiyevskyy** – Senior Lecturer, Aerospace faculty, Department of Applied Mechanics and Materials Engineering, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: golembievsky.g@gmail.com, hryhorii.holembiievskyyi@npp.nau.edu.ua. ORCID: 0000-0003-2092-9637.

**Artem Kovtun** – PhD Student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 8274925@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0009-0006-4327-8151.