

УДК 621.45.032.3

doi: 10.32620/aktt.2025.4sup1.07

Л. Г. МАРКОВСЬКА

*Державне некомерційне підприємство «Державний університет
«Київський авіаційний інститут», Київ, Україна*

НОРМАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ПОВІТРЯНОГО ЩИЛИННОГО ГВИНТА БПЛА

У статті представлено результати чисельного дослідження впливу пасивного керування примежовим шаром навколо лопаті гвинта шляхом створення розрізів (щілин) у тілі лопаті повітряного гвинта типу 1045, що широко застосовується в безпілотних літальних апаратах (БПЛА). Актуальність теми зумовлена стрімким зростанням ролі БПЛА в забезпеченні обороноздатності України, зокрема в умовах бойових дій, розвідки та доставки вантажів, рятувальних місій і розмінування. Удосконалення аеродинамічних характеристик таких апаратів є важливою складовою їх ефективного функціонування. Реалізувати ці вимоги можливо за рахунок збільшення тягових властивостей повітряного гвинта БПЛА. Збільшення критичного кута атаки можна досягти, якщо запобігти зриву потоку з поверхні лопаті шляхом керування примежовим шаром. Метою представленої роботи є аналіз впливу різних варіантів розміщення щілин у тілі лопаті на коефіцієнт корисної дії (ККД) гвинта залежно від безрозмірного коефіцієнта швидкості (нормальної характеристики — Advance Ratio). Було змодельовано сім конфігурацій розрізів у тілі лопаті. Тяга та крутний момент модифікованих повітряних гвинтів розраховувалися з використанням чисельного моделювання шляхом розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса з використанням двошарової моделі турбулентності Флоріана Менгера (Florian Menter) SST Transitional №4 Gamma Theta) в середовищі ANSYS CFX, що забезпечує високу точність розрахунків у прикордонному шарі. Отримано залежності ККД від нормальної характеристики та проведено порівняння з даними щодо тяги для кожного варіанта модифікації. Виявлено, що окремі конфігурації щілин у тілі лопаті можуть покращити аеродинамічні властивості гвинта, зокрема збільшити тягу при низьких швидкостях, що є критичним для зльоту, посадки та маневрування БПЛА. Інші ж варіанти, навпаки, знижують ККД, що вказує на необхідність подальших досліджень. Отримані результати можуть бути використані для оптимізації конструкції повітряних гвинтів із розрізами з метою підвищення загальної ефективності, керованості та стійкості сучасних безпілотних літальних апаратів.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат (БПЛА); щілини; повітряний гвинт; керування примежовим шаром; ефективність; коефіцієнт швидкості; тяга; ККД.

Вступ

Збір досвіду та взаємодія з виробниками безпілотних літальних апаратів (БПЛА) вкрай критична для обороноздатності України, тому всебічно підтримується суспільством та керівництвом країни [1]. Значне зростання розробки різних видів БПЛА призвели до зростання дослідницького інтересу в аерокосмічній інженерній спільноті до кваліфікації робочого діапазону лопатей [2]. Багато запропонованих конфігурацій БПЛА призначені для роботи як для перенесення корисного навантаження на значну відстань, що нав'язує вимогу економного використання палива або заряду батареї, так і гарної керованості і маневреності для виконання місій в складних бойових та погодних умовах. Як результат, типові лопаті зобов'язані працювати в недосліджених областях робочого діапазону, що потенційно може призвести до дослідження аеродинамічних та аеропружних характеристик.

Таким чином, дослідження та розробка вдосконалених конструкцій лопатей повітряних гвинтів є

актуальним завданням, яке спрямоване на підвищення ефективності та надійності БПЛА в сучасних умовах їх експлуатації.

Продовжується накопичення досвіду [3] з проектування повітряних гвинтів на основі класичної теорії елементів лопаті та варіювання відповідних параметрів для досягнення задовільних аеродинамічних характеристик відповідно до вимог. Дослідження чутливості для оптимізації конструкції далі перевіряються за допомогою CFD-аналізу, а потім виготовлення гвинта методом адитивного виробництва та випробування в нерухомому повітрі з електродвигуном.

Значних результатів у дослідженні аеродинамічних та аеропружних меж використання типових лопатей досягли наші західні колеги, що працюють для покращення обороноздатності США [4].

Крім того, авіаційна галузь в цілому зобов'язалася вдосконалювати екологічніші авіаційні практики шляхом використання нових технологій, таких як системи розподіленого електричного руху (Distributed Electric Propulsion (DEP)). Для



досягнення цієї практики електричні двигуни з регульованою швидкістю обертання, які приводять в рух сучасні композитні конструкції лопатей, зазвичай мають сильно закручені та стрілоподібні форми лопатей, що може змінити межу зриву потоку, таким чином, збільшуючи ймовірність виникнення цього явища.

Зазвичай зрив течії проявляється в лопаткових машинах, які обертаються, серед яких і повітряний гвинт [5]. Звалювання як часткове або повне відокремлення потоку навколо лопаті гвинта, що призводить до періодичних коливань досліджується у роботі Хігінса та ін. [6].

Використовуючи високоякісний розв'язувач багатоблочного коду для вертольотів (HMB3), пакети інструментів обчислювальної гідродинаміки (CFD) та обчислювальної структурної динаміки (CSD) були поєднані для дослідження гвинта як за умов приєднання, так і відриву потоку [7].

Окрім енергетичної ефективності є спроби одночасного зниження шуму, що випромінюють гвинти БПЛА: запропонована програма [8] має здатність враховувати обмеження від великої кількості робочих точок, ефективно проводити параметризацію форми лопаті, аеродинамічного профілю та гвинта, а також використання спеціального програмного середовища, в яких реалізовано алгоритми для аеродинамічного розрахунку на основі теорії елементів лопаті та методів числового експерименту.

Дослідження щодо тяги, яку генерує гвинт, та необхідної потужності для його роботи у статті [9] дозволяють формувати карти продуктивності гвинта.

Зриву течії з лопаті гвинта БПЛА можна запобігти або локалізувати його, а інтенсивність аеродинамічних слідів за вихідною кромкою лопаті можна зменшити, якщо застосувати енергетичні методи впливу на течію в примежевому шарі. У роботі [10] було проведено числові дослідження, результати яких показують, що використання горбків передньої кромки на лопатях повітряних гвинтів дає гарні результати пасивного впливу на примежевий шар.

Крім того, візуалізація коливань потоку за допомогою PIV демонструє, що механізм на основі зубчастих елементів передньої кромки є послідовним у всіх моделях зубчастих крил з точки зору пасивного контролю ламінарно-турбулентного переходу [11], тоді як при кутах атаки більше 15° на передній кромці присутній всмоктувальний потік, що призводить до корисних наслідків, таких як збільшення підіймальної сили в конструкціях роторів.

Незважаючи на значний попередній інтерес до аеродинамічного вдосконалення параметрів та характеристик повітряних гвинтів та БПЛА, існує явна потреба у подальшому вдосконаленні параметрів та характеристик повітряних гвинтів БПЛА.

Постановка задачі

Метою роботи є оцінка залежності ККД від коефіцієнта швидкості повітряних гвинтів з керуванням примежевим шаром шляхом застосування щілин на лопатях гвинта.

Для здійснення поставленої задачі був обраний десятидюймовий гвинт 1045 (рис.1), верифікаційне дослідження якого було здійснене порівнянням результатів обчислень в ANSYS CFX з експериментальними даними [12].

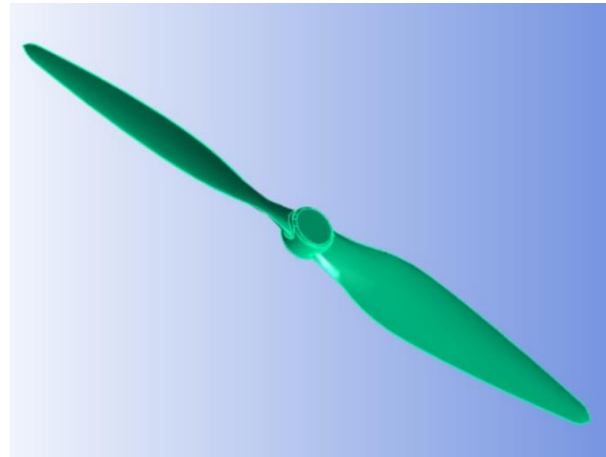


Рис. 1. Тривимірна модель повітряного гвинта

У вихідній моделі гвинта зроблені наскрізні щілини шириною 2 мм та довжиною $1/3$ лопаті. Розташовані щілини за наступною схемою:

- варіант 0 - вихідний варіант;
- варіант 1 - щілина впритул до втулки на відстані $1/3$ хорди від переднього краю лопаті;
- варіант 2 - щілина впритул до втулки на відстані $1/2$ хорди від переднього краю лопаті;
- варіант 3 - щілина впритул до втулки на відстані $2/3$ хорди від переднього краю лопаті;
- варіант 4 - щілина на відстані $1/3$ розмаху лопаті від втулки на відстані $1/3$ хорди від переднього краю лопаті;
- варіант 5 - щілина на відстані $1/3$ розмаху лопаті від втулки на відстані $1/2$ хорди від переднього краю лопаті;
- варіант 6 - щілина на відстані $1/3$ розмаху лопаті від втулки на відстані $2/3$ хорди від переднього краю лопаті;
- варіант 7 - щілина на відстані $2/3$ розмаху лопаті від втулки на відстані $1/2$ хорди від переднього краю лопаті.

Схеми розташування аеродинамічних розрізів зведені до таблиці 1

Таблиця 1

Схеми розташування аеродинамічних розрізів

Варіант 0	Варіант 1
	
Варіант 2	Варіант 3
	
Варіант 4	Варіант 5
	

Варіант 6	Варіант 7
	

Для розрахунку коефіцієнта швидкості (Advance Ratio) в дослідженні використовується наступна формула:

$$J = \frac{V}{nD}$$

де V – швидкість польоту,
 n – частота обертання,
 D – діаметр гвинта.
 ККД гвинта:

$$\eta = \frac{PV}{2\pi nN}$$

де V – осьова швидкість,
 n – частота обертання,
 P – тяга гвинта,
 N – крутний момент гвинта.

Для обчислення аеродинамічних характеристик досліджуваних гвинтів використовувався Ansys CFX. Для досягнення прийнятної точності розрахунків та відносно невисокої вимоги до наявних в доступі комп'ютерних ресурсів була обрана модель турбулентності SST та розрахункова сітка 1042385 комірок.

Частота обертання гвинта для усіх варіантів розташування щілини становила 5000 об/хв.

Результати розрахунків

За отриманими результатами моделювання обтікання досліджуваних гвинтів, отримано залежність ККД повітряного гвинта від коефіцієнта швидкості для різних варіантів розташування щілини. Результати наведені у таблиці 2, а для наочності представлені у зведеному графіку на рис.3.

Таблиця 2

Результати розрахунків ККД повітряного гвинта від коефіцієнта швидкості
для різних варіантів розташування щілини

Варіант 0	η	J	V
	0	0	0
	0,13707184	0,04724598	1
	0,29745276	0,09449197	2
	0,41967253	0,14173795	3
	0,49839753	0,18898394	4
	0,54251037	0,23622992	5
	0,58288649	0,28347591	6
	0,59428967	0,33072189	7
	0,56833759	0,37796787	8
	0,50748626	0,42521386	9
	0,41351918	0,44883685	9,5
	0,23551584	0,47245984	10
	0,00019759	0,49608284	10,5
Варіант 1	η	J	V
	0	0	0
	0,16204969	0,04724598	1
	0,27463442	0,09449197	2
	0,37074347	0,14173795	3
	0,44232456	0,18898394	4
	0,50316287	0,23622992	5
	0,54254149	0,28347591	6
	0,55588374	0,33072189	7
	0,5650368	0,37796787	8
	0,48331708	0,42521386	9
	0,39981915	0,44883685	9,5
	0,28280092	0,47245984	10
	0,04844988	0,49608284	10,5
Варіант 2	η	J	V
	0	0	0
	0,15140119	0,04724598	1
	0,29801335	0,09449197	2
	0,41301312	0,14173795	3
	0,49794855	0,18898394	4
	0,52712652	0,23622992	5
	0,56627605	0,28347591	6
	0,58006213	0,33072189	7
	0,55824641	0,37796787	8
	0,48451037	0,42521386	9
	0,41425338	0,44883685	9,5
	0,29399845	0,47245984	10
	0,07529608	0,49608284	10,5
Варіант 3	η	J	V
	0	0	0
	0,15215694	0,04724598	1
	0,295043	0,09449197	2
	0,40949294	0,14173795	3
	0,48914461	0,18898394	4
	0,52288773	0,23622992	5
	0,56144301	0,28347591	6
	0,57407585	0,33072189	7
	0,54999505	0,37796787	8
	0,4731379	0,42521386	9
	0,38835468	0,44883685	9,5
	0,26548127	0,47245984	10
	0,04568275	0,49608284	10,5
Варіант 4	η	J	V
	0	0	0
	0,09843824	0,04724598	1
	0,18623677	0,09449197	2
	0,22934657	0,14173795	3
	0,27909411	0,18898394	4
	0,3175321	0,23622992	5
	0,33362229	0,28347591	6
	0,32509654	0,33072189	7
	0,28260669	0,37796787	8
	0,19200071	0,42521386	9
	0,11626797	0,44883685	9,5
	0,01576667	0,47245984	10
	0	0,49608284	10,5
Варіант 5	η	J	V
	0	0	0
	0,13570771	0,04724598	1
	0,24921634	0,09449197	2
	0,33661937	0,14173795	3
	0,39691259	0,18898394	4
	0,41538228	0,23622992	5
	0,4315568	0,28347591	6
	0,42791727	0,33072189	7
	0,39627257	0,37796787	8
	0,33238927	0,42521386	9
	0,26744597	0,44883685	9,5
	0,16204192	0,47245984	10
	0,00010205	0,49608284	10,5
Варіант 6	η	J	V
	0	0	0
	0,1450967	0,04724598	1
	0,2708209	0,09449197	2
	0,37057277	0,14173795	3
	0,44464003	0,18898394	4
	0,45998896	0,23622992	5
	0,47873443	0,28347591	6
	0,47580376	0,33072189	7
	0,44157984	0,37796787	8
	0,37529351	0,42521386	9
	0,294729	0,44883685	9,5
	0,15682929	0,47245984	10
	0,00013222	0,49608284	10,5
Варіант 7	η	J	V
	0	0	0
	0,06615828	0,04724598	1
	0,15067203	0,09449197	2
	0,20414009	0,14173795	3
	0,24020684	0,18898394	4
	0,25836247	0,23622992	5
	0,25832709	0,28347591	6
	0,23910304	0,33072189	7
	0,16956202	0,37796787	8
	0,11482074	0,42521386	9
	0,05501828	0,44883685	9,5
	0,00047153	0,47245984	10
	0,0005399	0,49608284	10,5

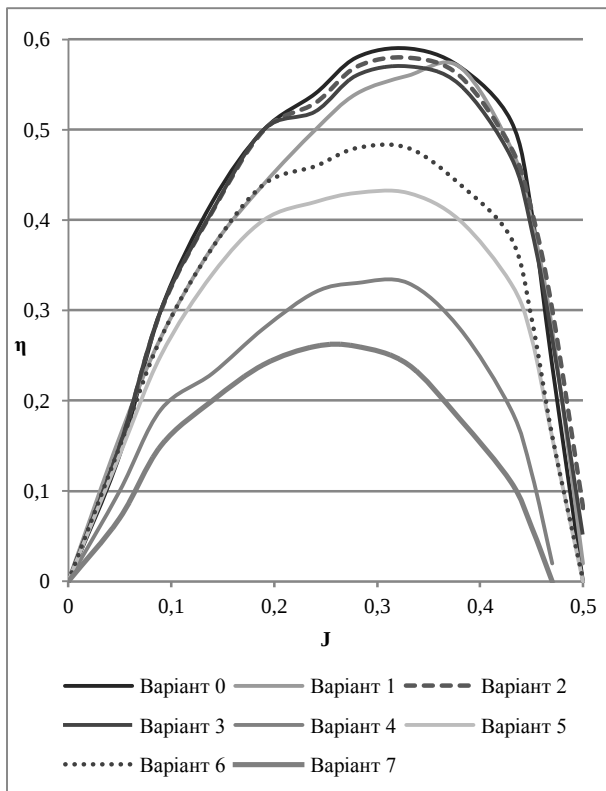


Рис. 2. Залежність ККД η повітряного гвинта від коефіцієнта швидкості J для розташування щілини: варіант 0, варіант 1, варіант 2, варіант 3, варіант 4, варіант 5, варіант 6, варіант 7

Аналіз отриманих даних показує, що у базового повітряного гвинта ККД є максимальний майже в усьому діапазоні значень коефіцієнта швидкості. Однак, варіанти 1, 2 та 3 мають досить близькі значення до базового варіанту. Результати попередніх досліджень показали, що підвищення сили тяги завдяки модифікації форми лопаті шляхом застосування щілини на частоті обертання 5000 об/хв. спостерігається у варіантів 1, 4 та 5. Аналіз одночасно даних щодо генерації сили тяги повітряним гвинтом та отриманою нормальною характеристикою гвинта у вигляді залежності ККД гвинта від коефіцієнта швидкості говорить про те, що гвинт з варіантом розташування щілини впритул до втулки на відстані $1/3$ хорди від переднього краю лопаті має кращі аеродинамічні характеристики.

Отже, застосування методу керування примежевим шаром при обтіканні лопатей повітряного гвинта дає змогу покращити характеристики повітряного гвинта. Розташування спеціальної щілини впритул до втулки на відстані $1/3$ хорди від переднього краю лопаті дозволило з одної сторони підвищити силу тяги, яку генерує гвинт та не погіршити ККД гвинта при досліджених умовах роботи.

Подальшим напрямом наукових досліджень є

дослідження характеристик обраної конструкції щілинного повітряного гвинта при інших умовах роботи, а також оптимізація параметрів гвинта задля підвищення ККД.

Висновки

Конструкція та розрахунок параметрів роботи повітряних гвинтів з щілинами відрізняється від класичного гвинта, через більш складну картину течії навколо лопаті, обумовленою наявністю щілини, яка дозволяє проводити керування примежевим шаром навколо лопаті. Проте отримані результати демонструють певний потенціал у поліпшенні характеристик при раціональному підборі розташування щілини на лопатях повітряних гвинтів.

Конфлікт інтересів

Авторка 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.

Наявність даних

Робота має супутні дані у репозиторії даних.

Використання штучного інтелекту

Авторка підтверджує, що вона не використовувала методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Подяка

Авторка висловлює подяку Балалаєвій (Дорошенко) Катерині Вікторівні - доктору технічних наук, доценту, професору кафедри авіаційних двигунів, Державного некомерційного підприємства «Державний університет «Київський авіаційний інститут» за наставництво у написанні статті.

Авторка прочитала та погодилася з опублікованою версією рукопису.

Література

1. УКАЗ ПРЕЗИДЕНТА УКРАЇНИ № 51/2024. Про нарахування спроможностей сил оборони [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.president.gov.ua/documents/512024-49625> – 15.06.2025.
2. Сили безпілотних систем представили мор-

ський протикорабельний БПА «Алігатор-9» [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://military.com/uk/news/syly-bezpilotnyh-system-predstavly-morskyj-protikorabelnyj-bpa-aligator-9/> – 15.06.2025.

3. Preliminary Design and Numerical Analysis of a Propeller for UAV Application [Text] / T. V. Sanand, N. Rathee, K. Hari Kumar, & et al. // *Proceedings of Fluid Mechanics and Fluid Power (FMFP)*, 2023. – Vol. 4. – P. 261-271. doi: 10.1007/978-981-97-7388-6_21

4. Experimental investigation into the onset of stall on tiltrotor blades in propeller mode [Electronic resource] / A. D. Croke, D. Zagaglia, M. McKechnie, R. B. Green, & et al. // *CEAS Aeronautical Journal* Accepted: 24 February 2025. doi: 10.1007/s13272-025-00826-1.

5. Higgins, R. A review of propeller stall flutter [Text] / R. Higgins, G. Barakos, & A. Filippone // *Aeronaut. J.* Published online by Cambridge University Press: 21 February 2022. – Vol. 126(1304). – P. 1678–1717 doi: 10.1017/aer.2022.12.

6. Higgins R Investigation of Propeller Stall Flutter. [Electronic resource] : PhD thesis / R. Higgins. – University of Glasgow, Glasgow, Scotland, 2021. – Available at: <https://theses.gla.ac.uk/82120/> – 15.06.2025.

7. A propeller blade design for experimental stall flutter investigations [Electronic resource] / R. J. Higgins, G. N. Barakos, E. Jinks, & N. Bown // In: 47th European Rotorcraft Forum, Virtual Meeting, 6–9 Sept 2021. – Available at: <https://eprints.gla.ac.uk/251103/> – 15.06.2025.

8. Schmähl, M. Implementation and validation of an optimization-based propeller design program [Electronic resource] / M. Schmähl, & M. Hornung // Published: 16 May 2025. – Available at: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2025CEAAJ.tmp...58S/abstract> – 15.06.2025.

9. Motor-Propeller Matching Analysis of Axial Flux Brushless DC Motor [Electronic resource] / R. Najwa, M. Ramadhani, F. Kamal, & S. Kresno // Online: 15 February 2025. – P. 323–332. – Available at: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-981-96-1344-1_35 – 15.06.2025.

10. Nikhade, R. T. Computational study on aerodynamic characteristics of propeller with protuberances [Electronic resource] / R. T. Nikhade, & G. N. Joshi // Published: 29 April 2024. – Available at: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2024AerSy.tmp...42N/abstract> – 15.06.2025.

11. Morphology Effects of Leading-edge Serrations on Aerodynamic Force Production [Text] : An Integrated Study Using PIV and Force Measurements. / T. Ikeda, T. Ueda, T. Nakata, & et al. // *J Bionic Eng* 15. – 2018. – P. 661–672. doi: 10.1007/s42235-018-0054-4.

References

1. UKAZ PREZYDENTA UKRAYINY #51/2024. Pro naroshchuvannya spromozhnostey syl oborony

[DECREE OF THE PRESIDENT OF UKRAINE No. 51/2024. On increasing the capabilities of the defense forces]. Available at: <https://www.president.gov.ua/documents/512024-49625> (accessed 15.06.2025).

2. Syly bezpilotnykh system predstavly mors'ky protikorabel'nyy BPA «Alihator-9» [Unmanned Systems Forces presented the Alligator-9 naval anti-ship UAV]. Available at: <https://military.com/uk/news/syly-bezpilotnyh-system-predstavly-morskyj-protikorabelnyj-bpa-aligator-9/> (accessed 15.06.2025).

3. Sanand, T. V., Rathee, N., Hari Kumar, K., Unnikrishnan Nair, P., Jayan, N., & Xavier, M. Preliminary Design and Numerical Analysis of a Propeller for UAV Application. *Proceedings of Fluid Mechanics and Fluid Power (FMFP)*, 2023, vol. 4, pp. 261-271 doi: 10.1007/978-981-97-7388-6_21.

4. Croke, A. D., Zagaglia, D., McKechnie, M., Green, R. B., & Barakos, G. N. Experimental investigation into the onset of stall on tiltrotor blades in propeller mode. *CEAS Aeronautical Journal*. accepted: 24 February 2025. doi: 10.1007/s13272-025-00826-1.

5. Higgins, R., Barakos, G., & Filippone, A. A review of propeller stall flutter. *Aeronaut. J.* Published online by Cambridge University Press. 21 February 2022, vol. 126 (1304), pp. 1678–1717. doi: 10.1017/aer.2022.12.

6. Higgins, R Investigation of Propeller Stall Flutter. PhD thesis. University of Glasgow, Glasgow, Scotland, 2021. Available at: <https://theses.gla.ac.uk/82120/> (accessed 15.06.2025).

7. Higgins, R. J., Barakos, G. N., Jinks, E., & Bown, N. A propeller blade design for experimental stall flutter investigations. In: 47th European Rotorcraft Forum, Virtual Meeting, 6–9 Sept 2021. Available at: <https://eprints.gla.ac.uk/251103/> (accessed 15.06.2025).

8. Schmähl, M., & Hornung, M. Implementation and validation of an optimization-based propeller design program. Published: 16 May 2025. Available at: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2025CEAAJ.tmp...58S/abstract>

9. Najwa, R., Ramadhani, M., Kamal, F., & Kresno, S. Motor-Propeller Matching Analysis of Axial Flux Brushless DC Motor. Online: 15 February 2025, pp. 323–332. Available at: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-981-96-1344-1_35/ (accessed 15.06.2025).

10. Nikhade, R. T., & Joshi, G. N. Computational study on aerodynamic characteristics of propeller with protuberances. Published: 29 April 2024. Available at: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2024AerSy.tmp...42N/abstract> / (accessed 15.06.2025).

11. Ikeda, T., Ueda, T., & Nakata, T. Morphology Effects of Leading-edge Serrations on Aerodynamic Force Production: An Integrated Study Using PIV and Force Measurements. *J Bionic Eng* 15, 2018, pp. 661–672. doi: <https://doi.org/10.1007/s42235-018-0054-4>.

NORMAL CHARACTERISTICS OF A UAV AIR SLOT PROPELLER

Lyubov Markovska

This paper presents the results of a numerical study of the influence of passive control of the boundary layer around the propeller blade by creating cuts (slits) in the body of the propeller blade of the type 1045, which is widely used in unmanned aerial vehicles (UAVs). The relevance of the topic is due to the rapid growth of UAVs' role in ensuring Ukraine's defense capability, particularly in combat operations, reconnaissance and cargo delivery, rescue missions, and mine clearance. Improving the aerodynamic characteristics of such devices is an important component of their effective functioning. These requirements can be met by increasing the UAV propeller's traction properties. The critical angle of attack can be increased if the flow disruption from the blade surface is prevented by controlling the boundary layer. This study aims to analyze the influence of different options for placing slots in the blade body on the efficiency (efficiency) of the propeller depending on the dimensionless speed coefficient (normal characteristic - Advance Ratio). Seven configurations of slots were modeled in the blade body. The thrust and torque of the modified propellers were calculated using numerical modeling by solving the Navier-Stokes equations using Florian Menter's two-layer turbulence model (SST Transitional No. 4 Gamma Theta) in the ANSYS CFX environment, which provides high accuracy of boundary layer calculations. The dependence of the efficiency on the normal characteristic was obtained and compared with the thrust data for each modification option. Individual configurations of slots in the blade body can improve the propeller's aerodynamic properties, particularly increasing thrust at low speeds, which is critical for UAV takeoff, landing, and maneuvering. On the contrary, other options reduce efficiency, indicating the need for further research. The results obtained can be used to optimize the design of propellers with slots to increase the overall efficiency, controllability, and stability of UAVs.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV); slots; propeller; boundary layer control; efficiency; speed coefficient; thrust; efficiency coefficient.

Марковська Любов Георгіївна – асп. Державного некомерційного підприємства «Державний університет «Київський авіаційний інститут» », Київ, Україна

Lyubov Markovska – PhD Student of the State Non-Profit Enterprise “State University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv, Ukraine,
e-mail: plohih_love@ukr.net, ORCID: 0009-0004-7340-2382.