Державне некомерційне підприємство
«Державний університет «Київський авіаційний інститут»
Міністерство освіти і науки України
Державне некомерційне підприємство
Державний університет «Київський авіаційний інститут»
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Ковтун Артем Анатолійович

УДК 629.735.035 (043.5)

# ДИСЕРТАЦІЯ
# Оптимізація параметрів повітряного гвинта силової установки безпілотного літального апарату

спеціальність 142 Енергетичне машинобудування
Галузь знань 14 Електрична інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело
_____А.А. Ковтун
Науковий керівник  Балалаєва Катерина Вікторівна, д.т.н., доц.

Київ – 2025

# АННОТАЦІЯ

Ковтун А.А. Оптимізація параметрів повітряного гвинта силової установки безпілотного літального апарату. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 – Енергетичне машинобудування. – Державне некомерційне підприємство «Державний університет «Київський авіаційний інститут» Міністерства освіти і науки України, м. Київ, 2025.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-прикладного завдання підвищення ефективності гвинтів малорозмірних безпілотних літальних апаратів. Тема роботи є актуальною і має важливе наукове та народногосподарське значення. Оптимізація параметрів повітряних гвинтів БПЛА дозволить підвищити ККД, знизити акустичне випромінювання, покращити маневреність, збільшити тривалість польоту, підвищити вантажопідйомність та знизити енергоспоживання. Це особливо актуально для малорозмірних БПЛА, які часто обмежені запасом енергії та вагою корисного навантаження. Підвищення ефективності гвинтів малорозмірних БПЛА сприяє розвитку екологічно чистих та економічно вигідних рішень у галузі безпілотних технологій.

**Мета роботи -** підвищення ККД та зниження рівня звукового тиску у ближньому полі гвинта БПЛА шляхом оптимізації параметрів повітряного гвинта силової установки безпілотного літального апарату.

Для досягнення поставленої мети були поставлені та вирішені наступні завдання:

1. Аналіз методів дослідження течії у повітряних гвинтах малорозмірних БПЛА, вибір моделі турбулентної в’язкості.

2. Розробка алгоритму розрахунку параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА за допомогою оптимізації його параметрів.

3. Дослідження впливу форми та кількості лопатей на ККД повітряного гвинта.

4. Дослідження впливу форми та кількості лопатей на рівень звукового тиску гвинта у ближньому полі.

**Методи дослідження.** В основу роботи покладено методи теорії лопаткових машин, методи примежового шару, методи математичного моделювання, методи чисельного експерименту, метод оптимізації координатного спуску, методи аналізу та синтезу.

**Достовірність отриманих результатів роботи** забезпечується коректним застосуванням математичного апарату для вирішення поставлених наукових задач та підтверджується хорошим узгодженням результатів розрахункових досліджень з результатами фізичних експериментів та досліджень інших атворів, виконаних за апробованими методиками.

**Наукова новизна отриманих результатів:**

1. Удосконалено повітряний гвинт БПЛА, який забезпечує високий ККД та низький рівень шуму в заданому діапазоні сили тяги.

2. Отримала подальший розвиток теорія повітряних гвинтів БПЛА у питаннях оптимізації параметрів повітряних гвинтів – розроблено алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта БПЛА з урахуванням форми та кількості лопатей гвинта на основі оптимізації.

3. Отримали подальший розвиток дослідження аероакустичних характеристик повітряних гвинтів БПЛА типу квадрокоптер.

4. Вперше проведено оцінку ККД та рівня звукового тиску у ближньому полі повітряного гвинта малорозмірного БПЛА типу квадрокоптер з широкохордними лопатями методом числового експерименту.

**Практичне значення отриманих результатів.** Застосування у практиці створення повітряних гвинтів БПЛА отриманих рекомендацій щодо вибору форми та кількості лопатей повітряного гвинта силової установки БПЛА з метою покращення аероакустичних характеристик та алгоритму

розрахунку параметрів повітряного гвинта БПЛА на основі методу оптимізації дозволять підвищити ефективність застосування БПЛА.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується довідками про впровадження результатів, що одержані у дисертаційній роботі, на ДП «Івченко-Прогрес» та АТ «Антонов».

*У вступі* обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і завдання дослідження, наведено дані про наукову новизну, практичну цінність та впровадження отриманих результатів, наведено дані про публікації та апробацію роботи.

*У першому розділі* проаналізовано стан і перспективи проблеми оптимізації параметрів гвинтів силових установок БПЛА. Малорозмірні БПЛА знайшли широке розповсюдження в багатьох галузях, з останніми роками їх чисельність значно зростає. Одними із важливих критеріїв оцінки ефективності малорозмірних БПЛА, наряду з дальністю польоту та вартістю, є високий ККД та тягові характеристики, низький рівень акустичного випромінювання.

Показано, що підвищення ККД гвинтів є досі актуальною проблемою, вирішення цієї проблеми дозволить підвищити ефективність та економічність БПЛА. Підвищення ККД гвинта дозволить БПЛА летіти на більшу відстань або ж нести більше корисне навантаження при однакових витратах енергії, або витрачати менше енергії для заданого часу польоту. Підвищення ККД гвинта ґрунтується на аеродинамічному вдосконаленні гвинта БПЛА. Це може бути оптимізація геометричних параметрів лопаті, оптимізація частоти обертання і зміна геометричних параметрів лопатей гвинта, такі як широкохордні лопаті, змінена форма закінцівок, застосування капоту для гвинтів та інше.

Розробка малошумних гвинтів і аероакустична оптимізація повітряних гвинтів БПЛА представляється актуальною і важливою на шляху вирішення в цивільній авіації екологічної проблеми, а у військовій авіації - проблеми акустичної помітності.

Таким чином, оптимізація акустичних та аеродинамічних характеристик гвинта малорозмірних БПЛА є актуальною проблемою. Однак, до теперішнього часу до кінця не вирішені питання щодо створення ефективних гвинтів з низьким рівнем шуму та високими аеродинамічними характеристиками.

*У другому розділі* розкриті питання щодо основ моделювання течії в повітряних гвинтах. Проаналізовані методи випробування повітряних гвинтів літальних апаратів. Розкрито питання чисельного експерименту при створенні повітряних гвинтів БПЛА. На основі вирішення тестових задач у ступені компресора Rotor 37 та повітряному гвинті малорозмірного БПЛА обґрунтовано вибір моделі турбулентної в'язкості для подальших досліджень параметрів гвинтів малорозмірного БПЛА.

*У третьому розділі* Розроблено алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА за допомогою оптимізації його параметрів.

В алгоритмі реалізовано інтеграцію методу оптимізації та методів тривимірного моделювання і числового експерименту, що дозволяє за короткий час із запропонованих варіантів гвинтів визначити оптимальний гвинт для заданих вихідних даних.

*В четвертому розділі* представлено дослідження впливу кількості та форми лопатей на ККД гвинта, розподілення аеродинамічного навантаження по поверхні лопаті та на SPL у ближньому полі.

Показано, що форма лопаті впливає на ККД гвинта та розподілення сили тяги по поверхні лопаті. Всі досліджені гвинти при R=3,0 Н мають ККД вище 0,9. Дволопатеві гвинти №1-6 в діапазоні сили тяги R=1,7…3,0 Н мають ККД вище 0,9. Гвинт з варіантом лопаті №1 забезпечує ККД на 0,4…0,5% вище, і ККД становить до 0,95.

Проведено дослідження впливу кількості лопатей на ККД гвинта. Кількість лопатей впливає на ККД гвинта. У заданому діапазоні сили тяги

R=1,7…3,0 Н гвинт з трьома лопатями має максимальний ККД, який збільшується до 0,97.

Вперше досліджено аероакустичні характеристики гвинта малорозмірного БПЛА з широкохордною формою лопаті. Гвинт з широкохордною формою має найкращі акустичні характеристики серед дволопатевих гвинтів з різною формою лопаті. В дослідженому діапазоні сили тяги R=1,7…3,0 Н рівень акустичного тиску SPL зростає від 71,9 до 82,5 дБ; ККД гвинта з широкохордними лопатями змінюється від 0,9 до 0,91.

За допомогою оптимізації параметрів гвинта БПЛА отримано повітряний гвинт з оптимальною формою та кількістю лопатей - трилопатевий гвинт з варіантом лопаті №1, який забезпечує значення ККД до 0,97 у заданому діапазоні сили тяги R=1,7…3,0 Н і SPL до 82,5 дБ.

Отримано залежності ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги повітряного гвинта БПЛА.

*У висновках* подані основні результати дисертаційного дослідження, що в сукупності відображають вирішення науково-прикладного завдання щодо оптимізації параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА типу квадрокоптер.

**Ключові слова:** повітряний гвинт, БПЛА, потужність, CFD моделювання, числове моделювання, ККД, рівняння Нав'є-Стокса, алгоритм, моделювання, спосіб, підвищення ефективності, модель, оптимізація, композит, шум.

## СПИСОК ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА

### Наукові праці, в яких опубліковано основні наукові результати дослідження

1. Дулєпов А. А., Глобін Є. В., Ковтун А. А., Хижняк М. В., Балалаєва К. В. Тестова задача моделювання течії у ступені компресора rotor 37.

Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2023, №4 (188), С. 28-34. doi:10.32620/aktt.2023.4.09 (категорія Б).

2. Балалаєва К. В., Балалаєв А. В., Голембієвський Г. Г., Ковтун А. А. Характеристики повітряного гвинта квадрокоптера. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2023, №4 (189) спецвипуск №1, С. 23-28. doi:10.32620/aktt.2023.4sup1.04

3. Ковтун А. А. Вплив форми та кількості лопатей на коефіцієнт корисної дії гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (197) спецвипуск №1, С. 31-37. doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.05

4. Ковтун А. А. Акустичні характеристики гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (198) спецвипуск №1, С. 12-17. doi: 10.32620/aktt.2024.sup2.02

**Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації**

5. Балалаєва К. В. , Балалаєв А. В., Голембієвський Г. Г., Ковтун А. А. Розрахунок характеристик повітряного гвинта квадрокоптера / XXVIII - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2023 – с. 22

6. Дулєпов А. А., Глобін Є. В. , Ковтун А. А., Хижняк М. В., Балалаєва К. В. Моделювання течії у ступені компресора Rotor 37. XXVIII - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2023 –с.26-27

7. Kovtun A.A., Balalaieva K. V. Test problem of modeling the flow around the propeller of an unmanned aerial vehicle. Modern research in technical sciences: the impact of martial law in Ukraine (March 6–7, 2024. Riga, the Republic of Latvia): International scientific conference. Riga, Latvia : Baltija Publishing, 2024. P. 31-33.

8. Ковтун А. А. Визначення рівня акустичного тиску гвинта БПЛА. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024 – с.15.

9. Ковтун А. А. Визначення впливу форми та кількості лопатей на ККД гвинта квадрокоптера. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024. – с.14-15.

10. Ковтун А. А., Мельченко А.І., Балалаєва К.В., Усенко В.Ю. Оцінка акустичного випромінювання закапотованого гвинта БПЛА. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024. – с.16.

11. Ковтун А.А. Вплив аеродинамічного вдосконалення компресорів на ефективність авіаційних газотурбінних двигунів // Збірник тез XXIII Міжнародної науково-технічної конференції АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика» ( м. Київ, 15–16 грудня 2022 року), С. 182-184

**Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації**

12. Ковтун А.А., Мельченко А.І., Балалаєва К.В., Усенко В.Ю. Акустичне випромінювання закапотованого гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (196), С. 58-63. doi: 10.32620/aktt.2024.4.07

## ANNOTATION

Kovtun A.A. Optimization of propeller parameters of an unmanned aerial vehicle power plant. – Qualifying scientific work on the right of the manuscript.

The dissertation on competition of a scientific degree of the Doctor of Philosophy on a specialty 142 – Power Engineering. – State non-profit enterprise "State University "Kyiv Aviation Institute", Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2025.

The dissertation is devoted to solving the scientific and applied problem of increasing the efficiency of propellers of small unmanned aerial vehicles. The topic of the work is relevant and has important scientific and national economic

significance. Optimization of the parameters of UAV propellers will increase efficiency, reduce acoustic radiation, improve maneuverability, increase flight time, increase payload and reduce energy consumption. This is especially important for small UAVs, which are often limited by energy reserves and payload weight. Increasing the efficiency of small UAV propellers contributes to the development of environmentally friendly and cost-effective solutions in the field of unmanned technologies.

**The purpose of the work** is to increase efficiency and reduce the sound pressure level in the near field of the UAV propeller by optimizing the parameters of the propeller of the power plant of the unmanned aerial vehicle.

To achieve the goals, the following tasks were set and solved:

1. Analysis of methods for studying the flow in propellers of small UAVs, selection of a turbulent viscosity model.

2. Development of an algorithm for calculating the parameters of a UAV power plant propeller by optimizing its parameters.

3. Study of the influence of the shape and number of blades on the efficiency of a propeller.

4. Study of the influence of the shape and number of blades on the sound pressure level of a propeller in the near field.

**Research methods.** The work is based on the methods of the theory of blade machines, boundary layer methods, mathematical modeling methods, numerical experiment methods, coordinate descent optimization method, analysis and synthesis methods.

**The reliability of the obtained results** is ensured by the correct application of the mathematical apparatus for solving the set scientific problems and is confirmed by good agreement between the results of computational studies and the results of physical experiments and other openings performed using proven methods.

**Scientific novelty of the obtained results**:

1. The UAV propeller has been improved, providing high efficiency and low noise levels in a given range of thrust.

2. The theory of UAV propellers for optimizing propeller parameters has been further developed - an algorithm has been developed for calculating the parameters of a UAV propeller taking into account the shape and number of propeller blades based on optimization.

3. The study of aeroacoustic characteristics of quadcopter-type UAV propellers has been further developed.

4. For the first time, the efficiency and sound pressure level in the near field of a propeller of a small-sized UAV of the quadcopter type with wide-chord blades were estimated using a numerical experiment.

**Practical significance of the obtained results**. The application of the obtained recommendations for choosing the shape and number of blades of a propeller of a UAV power plant in the practice of creating UAV propellers to improve aeroacoustic characteristics and the algorithm for calculating the parameters of a UAV propeller based on the optimization method will improve the efficiency of UAV use. The practical significance of the obtained results is confirmed by certificates on the implementation of the results obtained in the dissertation work, State Enterprise «Ivchenko-Progress» and JSC «Antonov».

*The introduction* substantiates the relevance of the dissertation topic, formulates the goals and objectives of the study, provides data on the scientific novelty, practical value and implementation of the obtained results, provides data on the publication and testing of the work.

*The first chapter* analyzes the state and prospects of the problem of optimizing the parameters of UAV power plant propellers. Small UAVs have found wide application in many industries, and their number has increased significantly in recent years. One of the important criteria for assessing the effectiveness of small UAVs, along with flight range and cost, is high efficiency and thrust characteristics, and a low level of acoustic radiation.

It is shown that increasing the efficiency of propellers is still an urgent problem, the solution to this problem will increase the efficiency and cost-effectiveness of UAVs.

Increasing the efficiency of the propeller will allow the UAV to fly a greater distance or carry a more useful load with the same energy costs, or spend less energy for a given flight time. Increasing the efficiency of the propeller is based on the aerodynamic improvement of the UAV propeller. This can be optimization of the geometric parameters of the blade, optimization of the rotation frequency and change in the geometric parameters of the propeller blades, such as wide-chord blades, modified limb shape, use of a cowl for propellers, etc. Development of low-noise propellers and aeroacoustic optimization of UAV propellers seems relevant and important for solving the environmental problem in civil aviation, and the problem of acoustic visibility in military aviation.

Thus, optimization of the acoustic and aerodynamic characteristics of the propeller of small UAVs is an urgent problem. However, to date, the issues of creating effective propellers with low noise levels and high aerodynamic characteristics have not been fully resolved.

*The second chapter* covers the fundamentals of propeller flow modeling. The methods of aircraft propeller testing are analyzed. The issues of numerical experiment in the development of UAV propellers are covered. Based on the solution of test problems in the Rotor 37 compressor power and the propeller of a small UAV, the choice of the turbulent viscosity model for further studies of the parameters of the propellers of a small UAV is substantiated.

*The third chapter* develops an algorithm for calculating the parameters of the propeller of a UAV power plant by optimizing its parameters.

The algorithm integrates the optimization method and the methods of three-dimensional modeling and numerical experiment, which allows one to determine the optimal propeller for the given initial data from the proposed propeller options in a short time.

*The fourth chapter* presents studies of the influence of the number and shape of the blades on the propeller efficiency, the distribution of the aerodynamic load over the blade surface and the SPL in the near field.

It is shown that the blade shape affects the propeller efficiency and the distribution of the thrust force over the blade surface. All the studied propellers at R=3.0 N have an efficiency higher than 0.9.

Two-bladed propellers No. 1-6 in the thrust range R=1.7…3.0 N have an efficiency higher than 0.9. The propeller with blade option No. 1 provides an efficiency 0.4…0.5% higher and the efficiency is up to 0.95.

A study was conducted on the effect of the number of blades on the propeller efficiency. The number of blades affects the propeller efficiency. In the given thrust range R=1.7…3.0 N, the propeller with three blades has the maximum efficiency, increasing to 0.97.

For the first time, the aeroacoustic characteristics of a small-sized UAV propeller with a wide-chord blade shape were studied. The propeller with a wide-chord shape has the best acoustic characteristics among two-bladed propellers with different blade shapes. In the investigated range of thrust force R=1.7…3.0 N, the acoustic pressure level SPL increases from 71.9 to 82.5 dB; the efficiency of the propeller with wide-chord blades varies from 0.9 to 0.91.

By optimizing the parameters of the UAV propeller, a propeller with an optimal shape and number of blades was obtained - a three-bladed propeller with blade option No. 1, providing an efficiency value of up to 0.97 in a given range of thrust force R=1.7…3.0 N and SPL up to 82.5 dB.

The dependences of the efficiency and sound pressure level SPL on the thrust of the UAV propeller were obtained.

The conclusions present the main results of the dissertation research, which together reflect the solution of the scientific and applied problem of optimizing the parameters of the propeller of the power plant of the quadcopter type UAV.

**Keywords:** propeller, UAV, power, CFD modeling, numerical modeling, efficiency, Navier -Stokes equation, algorithm, modeling, method, improved efficiency, model, optimization, composite, noise.

## LIST OF PUBLICATIONS OF THE RECIPIENT BY THE TOPIC OF THE DISSERTATION

### Publications in which the main scientific results of the dissertation were published:

1. Duliepov A. A., Hlobin Y.V., Kovtun A.A., Khyzhniak M.V., Balalaieva K.V. Test problem of flow modelling in the rotor 37 compressor stage. Aerospace Technic and Technology, 2023, №4 (188), P. 28-34. doi:10.32620/aktt.2023.4.09

2. Balalaieva K.V., Balalaiev A.V., Golembiyevskyy G.G., Kovtun A.A. Qadrocopter propeller specifications. Aerospace Technic and Technology, 2023, №4 (189) special issie №1, P. 23-28. doi:10.32620/aktt.2023.4sup1.04

3. Kovtun A.A. Influence of the shape and number of blades on the efficiency of the uav propeller. Aerospace Technic and Technology, 2024, №4 (197) спецвипуск №1, С. 31-37. doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.05

4. Kovtun A.A. Acoustic characteristics of uav propeller. Aerospace Technic and Technology, 2024, №4 (198) спецвипуск №1, С. 12-17. doi: 10.32620/aktt.2024.sup2.02

### Publications certifying the approval of the dissertation materials:

5. Balalaieva K.V., Balalaiev A.V., Golembiyevskyy G.G., Kovtun A.A. Calculation of the characteristics of the quadcopter propeller / XXVIII - International Congress of Engine Builders: Abstracts of Reports. – Kharkiv: National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, 2023 – p. 22

6. Duliepov A. A., Hlobin Y.V., Kovtun A.A., Khyzhniak M.V., Balalaieva K.V. Modeling of flow in a compressor stage Rotor 37. XXVIII - International

Congress of Engine Builders: Abstracts of Reports. – Kharkiv: National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, 2023 – p.26-27

7. Kovtun A.A., Balalaieva K. V. Test problem of modeling the flow around the propeller of an unmanned aerial vehicle. Modern research in technical sciences: the impact of martial law in Ukraine (March 6–7, 2024. Riga, the Republic of Latvia): International scientific conference. Riga, Latvia : Baltija Publishing, 2024. P. 31-33.

8. Kovtun A.A. Determination of the acoustic pressure level of the UAV propeller. XXIX - International Congress of Engine Builders: Abstracts of Reports. – Kharkiv: National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, 2024 – p.15

9. Kovtun A.A. Determining the influence of the shape and number of blades on the efficiency of a quadcopter propeller. XXIX - International Congress of Engine Builders: Abstracts of Reports. – Kharkiv: National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, 2024. – p. 14-15

10. Kovtun A.A., Melchenko A.I., ***Balalaieva K.V., Usenko V.Yu***. Evaluation of acoustic radiation of a UAV ducted propeller. XXIX - International Congress of Engine Builders: Abstracts of Reports. – Kharkiv: National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, 2024. – p.16

11. Kovtun A.A. The Impact of Aerodynamic Compressor Improvements on the Efficiency of Aircraft Gas Turbine Engines // Collection of abstracts of the XXIII International scientific and technical conference of the AS PGP "Industrial hydraulics and pneumatics" (Kyiv, December 15-16, 2022). – p. 182-184.

**Publications that additionally reflect the scientific results of the dissertation**

12. Kovtun A.A., Melchenko A.I., Balalaieva K.V., Usenko V.Yu. Acoustic radiation of a ducted uav propeller. Aerospace Technic and Technology, 2024, №4 (196), C. 58-63. doi: 10.32620/aktt.2024.4.07

**ЗМІСТ**

Анотація…….. 2
Annotation…… 9
Перелік прийнятих скорочень…….. 17
Вступ……... 18
Розділ 1. Стан і перспективи проблеми оптимізації параметрів гвинтів безпілотних літальних апаратів…… 22
1.1.Класифікація безпілотних літальних апаратів…….. 22
1.2.Проблема шуму БПЛА…… 30
1.3. Проблема підвищення ефективності гвинтів БПЛА…….. 39
Висновки за першим розділом……. 45
Розділ 2. Числове моделювання течії в повітряних гвинтах безпілотних літальних апаратах…… 47
2.1. Випробування повітряних гвинтів літальних апаратів……... 47
2.2. Чисельний експеримент при створенні повітряних гвинтів безпілотних літальних апаратів…… 50
2.3. Тестові задачі числового моделювання течії у лопаткових машинах…… 62
2.3.1. Числове моделювання течії у ступені компресора Rotor 37……. 62
2.3.2. Числове моделювання течії у повітряному гвинті безпілотного літального апарату…… 68
Висновки за другим розділом…….. 71
Розділ 3. Алгоритм розрахунку параметрів гвинта силової установки БПЛА…… 73
3.1. Дослідження параметрів гвинтів БПЛА…… 73
3.2. Визначення сили тяги, потужності та ККД гвинта БПЛА….. 76
3.3. Джерела шуму гвинтів БПЛА ……... 80
3.4. Оптимізація параметрів гвинта БПЛА ……..… 88

Висновки за третім розділом…… 93
Розділ 4. Вплив форми та кількості лопатей на ККД та шум гвинта БПЛА…… 94
4.1. Дослідження впливу форми лопатей на тягу та ККД гвинта БПЛА …… 94
4.2. Дослідження впливу форми лопатей на акустичне випромінювання гвинта БПЛА …… 103
4.3. Залежність ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги гвинта для різних форм лопатей гвинта …….. 107
4.4. Дослідження впливу кількості лопатей на ККД гвинта БПЛА …….. 110
4.5. Оцінка впливу кількості лопатей гвинта БПЛА на рівень акустичного тиску…… 115
4.6.Залежність ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги гвинта з різною кількістю лопатей……. 117
Висновки за четвертим розділом…….. 119
Загальні висновки……... 120
Список використаних джерел…… 123
Додаток А…… 136
Додаток Б…… 137
Додаток В…… 138

# ПЕРЕЛІК ПРИЙНЯТИХ СКОРОЧЕНЬ

БПЛА – безпілотний літальний апарат

ЗПК – звукопоглинальні матеріали

ККД – коефіцієнт корисної дії

CFD – computational fluid dynamics

DNS – direct numerical simulation

LES – large eddy simulation

SST – shear stress transport

VTOL – vertical take-off and landing

# ВСТУП

**Актуальність теми.** Сучасні безпілотні літальні апарати (БПЛА) відіграють ключову роль у різних галузях, включаючи сільське господарство, моніторинг навколишнього середовища, доставку вантажів, пошуково-рятувальні операції та військове застосування. Зі збільшенням попиту на БПЛА, вимоги до їх ефективності та екологічності зростають. Важливим питанням є зниження шуму безпілотних літальних апаратів, який негативно впливає на місцевих жителів, тварин на фермі. При проведенні військових або пошуково-рятувальних операцій акустичні характеристики безпілотних літальних апаратів - один з факторів, що визначає успіх місії.

Характеристики БПЛА залежать від багатьох чинників, одним із яких виступає повітряний гвинт. Оптимізація параметрів повітряних гвинтів БПЛА дозволить підвищити коефіцієнт корисної дії (ККД), знизити акустичне випромінювання, покращити маневреність, збільшити тривалість польоту, підвищити вантажопідйомність та знизити енергоспоживання. Це особливо актуально для малорозмірних БПЛА, які часто обмежені запасом енергії та вагою корисного навантаження. Підвищення ефективності гвинтів малорозмірних БПЛА сприяє розвитку екологічно чистих та економічно вигідних рішень у галузі безпілотних технологій.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-прикладного завдання підвищення ефективності гвинтів малорозмірних безпілотних літальних апаратів, що залишається до кінця не розв’язаним. Тема роботи є актуальною і має важливе наукове та практичне значення.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами і темами.** Робота виконана на кафедрі авіаційних двигунів Національного авіаційного університету. Подана робота є ініціативною і одночасно складовою частиною досліджень, що проводяться в Національному авіаційному університеті та спрямована на підвищення ефективності та економічності лопаткових машин (Науково-дослідна робота №15-2022/07.01.03 «Підвищення ефективності лопаткових машин авіаційних двигунів і газотурбінних установок»).

Робота відповідає основним напрямам Стратегії відродження вітчизняного авіабудування на період до 2030 року (розпорядження Кабінету Міністрів України від 8.07.2020 р. №851-р), та Державній цільовій науково-технічній програмі розвитку авіаційної промисловості на 2021-2030 роки (постанова Кабінету Міністрів України №951 від 01.09.2021р.).

**Об'єкт –** повітряний гвинт силової установки малорозмірного безпілотного літального апарату.

**Предмет –** ККД та рівень звукового тиску повітряного гвинта силової установки малорозмірного безпілотного літального апарату.

**Мета роботи** - підвищення ККД та зниження рівня звукового тиску у ближньому полі гвинта БПЛА шляхом оптимізації параметрів повітряного гвинта силової установки безпілотного літального апарату.

Для досягнення поставленої мети були поставлені та вирішені наступні завдання:

1. Аналіз методів дослідження течії у повітряних гвинтах малорозмірних БПЛА, вибір моделі турбулентної в'язкості.

2. Розробка алгоритму розрахунку параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА за допомогою оптимізації його параметрів.

3. Дослідження впливу форми та кількості лопатей на ККД повітряного гвинта.

4. Дослідження впливу форми та кількості лопатей на рівень звукового тиску гвинта у ближньому полі.

**Методи дослідження.** В основу роботи покладено методи теорії лопаткових машин, методи примежового шару, методи математичного моделювання, методи чисельного експерименту, метод оптимізації координатного спуску, методи аналізу та синтезу.

**Достовірність отриманих результатів роботи** забезпечується коректним застосуванням математичного апарату для вирішення поставлених наукових задач та підтверджується хорошим узгодженням результатів розрахункових досліджень з результатами фізичних експериментів та досліджень інших атворів, виконаних за апробованими методиками.

**Наукова новизна отриманих результатів:**

1. Удосконалено повітряний гвинт БПЛА, який забезпечує високий ККД та низький рівень шуму в заданому діапазоні сили тяги.

2. Отримала подальший розвиток теорія повітряних гвинтів БПЛА у питаннях оптимізації параметрів повітряних гвинтів – розроблено алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта БПЛА з урахуванням форми та кількості лопатей гвинта на основі оптимізації.

3. Отримали подальший розвиток дослідження аероакустичних характеристик повітряних гвинтів БПЛА типу квадрокоптер.

4. Вперше проведено оцінку ККД та рівня звукового тиску у ближньому полі повітряного гвинта малорозмірного БПЛА типу квадрокоптер з широкохордними лопатями методом числового експерименту.

**Практичне значення отриманих результатів.** Застосування у практиці створення повітряних гвинтів БПЛА отриманих рекомендацій щодо вибору форми та кількості лопатей повітряного гвинта силової установки БПЛА з метою покращення аероакустичних характеристик та алгоритму розрахунку параметрів повітряного гвинта БПЛА на основі методу оптимізації дозволять підвищити ефективність застосування БПЛА.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується довідками про впровадження результатів, що одержані у дисертаційній роботі, на ДП «Івченко-Прогрес» та АТ «Антонов».

**Особистий внесок здобувача.** Основні результати, ідеї дослідження, концепція роботи, її положення та принципи вирішення задач розроблені автором самостійно. Проведення моделювання течії у повітряних гвинтах БПЛА, розробка алгоритму оптимізації, обробка та аналіз результатів виконано в даній роботі особисто автором.

У наукових працях автора, що опубліковані у співавторстві, здобувачем: проведено огляд та аналіз інформаційних джерел, проведено моделювання течії, проаналізовано отримані результати [1], зроблено

формулювання проблеми, огляд та аналіз інформаційних джерел, проведено оцінку ефективності гвинта та акустичних характеристик [2], проведення моделювання течії повітряного гвинта квадрокоптера [5], проведення моделювання течії у ступені компресора rotor 37 [6], Проведення моделювання течії при обтіканні повітряного гвинта, розрахунок сили тяги гвинта, аналіз результатів [7], аналіз отриманих результатів [8], аналіз інформаційних джерел, постановка задачі, побудова моделі та проведення моделювання, оцінка результатів [12].

**Апробація матеріалів дисертації.** Основні теоретичні положення, результати та висновки наукового дослідження доповідались автором, обговорювались та отримали позитивну оцінку на засіданнях кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету (м. Київ, Україна, 2022-2024 рр.); XXIII Міжнародній науково-технічній конференції АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика» (м. Київ, 15–16 грудня 2022 р.), XXVIII Міжнародному Конгресі двигунобудівників (м. Харків, Україна, 5-8 вересня 2023 р.), International scientific conference «Modern research in technical sciences: the impact of martial law in Ukraine» (Рига, Латвія, 6–7, 2024 р.); XXIX Міжнародному Конгресі двигунобудівників (м. Харків, Україна, 3-7 вересня 2024 р.).

**Публікації.** Основні результати дисертаційної роботи представлено у 5 наукових статтях, опублікованих у журналах, що входять до переліку фахових видань за спеціальністю 142 «Енергетичне машинобудування» (категорія Б), в тому числі 2 статті одноосібні, та 7 тез доповідей на науково-технічних конференціях.

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертація складається з анотацій, вступу, 4 розділів, висновків, списку використаної літератури та 3 додатків. Основний матеріал викладено на 104 сторінках, 40 рисунках. Бібліографія містить 129 найменувань робіт на 13 сторінках. Загальний обсяг роботи складає 139 сторінок.

# РОЗДІЛ 1
# СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ ПРОБЛЕМИ ОПТИМІЗАЦІЇ ГВИНТІВ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

## 1.1. Класифікація безпілотних літальних апаратів

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) можна класифікувати за широким рядом характеристик.

Такі аспекти, як вага, тривалість, дальність польоту, швидкість і навантаження на крило є важливими характеристиками, які відрізняють різні типи БПЛА і дозволяють використовувати корисні системи класифікації. Вартість, розмах крила та максимальна висота також є характеристиками, які можна враховувати при порівнянні та класифікації БПЛА. Важливими також є тип двигуна і максимальна потужність БПЛА.

Важливі робочі характеристики БПЛА [1-4]:

1) Вага;

2) Тривалість та дальність польоту;

3) Максимальна висота;

4) Навантаження на крило;

5) Тип двигуна;

6) Потужність / тяга.

Також можна виділити типи БПЛА за способом керування та наявності гвинтів і, звичайно, за сферою застосування.

БПЛА охоплюють широкий діапазон ваги, від мікро-БПЛА, які важать лише кілька сотень грам, аж до масивного Global Hawk, який важить понад 11 тонн. Лише небагато БПЛА мають вагу понад дві тонни, більшість БПЛА досить легкі.

Під час розгляду пропонуються чотири класифікації для розрізнення БПЛА за вагою [1]:

- Надважкі БПЛА із злітною масою понад 2 тонни. У цю класифікацію входять X-45, Darkstar, Predator B та Global Hawk.

- Важковагові БПЛА, тобто БПЛА вагою від 200 до 2000 кг. Класифікація «важкої ваги» включає всі БПЛА між Outrider та Fire Scout.

- БПЛА середньої ваги, які включають БПЛА вагою від 50 кг до 200 кг, наприклад від Raven до Phoenix.

- Легкі БПЛА вагою від 5 до 50 кг.

- Мікро-БПЛА (MAV) для БПЛА до 5 кг, наприклад, Dragon Eye, FPASS, Pointer та SilentEyes. Багато інших тактико-технічних характеристик пов'язані з масою БПЛА. Наприклад, для збільшення ваги потрібно більше підйомної сили та тяги, тому розмах крила збільшиться, а тип вибраної силової установки буде іншим. Легкі БПЛА використовують переважно електродвигуни, тоді як надважкі зазвичай використовують турбореактивні чи турбовентиляторні двигуни.

Ще одним корисним методом класифікації БПЛА є їх класифікація за тривалістю та дальністю польоту [1]. Ці два параметри зазвичай взаємопов'язані, оскільки очевидно, що чим довше БПЛА може перебувати у повітрі, тим більшим буде радіус його дії. Важливо враховувати дальність і тривалість польоту, оскільки це дозволяє розробнику БПЛА визначити тип необхідного БПЛА в залежності від того, наскільки далеко мета місії знаходиться від місця запуску. Також він визначає, наскільки регулярно необхідна дозаправка, та впливає на те, скільки часу БПЛА може провести в польоті, виконуючи своє завдання, та скільки часу йому потрібно провести на землі.

Щодо тривалості та дальності польоту в роботі [1] пропонуються три класи:

- БПЛА з великою тривалістю польоту – це ті, які можуть залишатися у повітрі протягом 24 годин та більше. Дальність дії цих БПЛА також висока: від 1500 до 22000 км у Global Hawk.

- БПЛА середньою тривалістю польоту – це БПЛА із тривалістю польоту від 5 до 24 годин. До них відносяться Shadow 600, Predator. Це найпоширеніший тип БПЛА.

- БПЛА малої тривалості польоту, час автономної роботи яких не перевищує 5 годин. Вони використовуються для коротких місій, таких як «нагляд за наступним пагорбом», що є безпечнішим методом розвідки, ніж відправлення військ на незнайому територію.

Максимальна робоча висота або стеля польоту є ще одним показником ефективності, за яким можна класифікувати БПЛА. Деяким БПЛА у військових умовах необхідна обмежена видимість, щоб уникнути виявлення та знищення противником, тому важливою вимогою є велика висота. Також для зйомки та розвідки потрібна велика висота для отримання зображень місцевості максимальної здаткості.

У роботі [1] запропоновано класифікацію максимальної висоті польоту.

- мала висота – це будь-який БПЛА, що літає на висоті до 1000 м. Ці БПЛА є мікро-БПЛА і включають FPASS, Pointer та Dragon Eye.

- середня висота – категорія БПЛА з максимальною висотою польоту від 1000м до 10000м. Більшість БПЛА потрапляють до цієї категорії.

- велика висота – це всі БПЛА, які можуть літати на висоті понад 10 000 м. Сюди входять X-45, Predator B, Darkstar та Global Hawk. Є побоювання, що ці БПЛА можуть заважати роботі комерційних і військових літаків, що пілотуються, з метою запобігання цьому БПЛА оснащуються високотехнологічними системами запобігання зіткнень.

Ще один важливий спосіб класифікації БПЛА – питоме навантаження на крило. Для розрахунку питомого навантаження на крило БПЛА загальна вага БПЛА ділиться на площу крила.

Для БПЛА значення навантаження на крило варіюватиметься від 5,34 кг/м$^2$ відносно невеликого Dragon Eye до 211,84 кг/м$^2$ для високотехнологічного X50. Отже, для класифікації цих БПЛА за значеннями навантаження на крило було створено три класи [1].

- високонавантажені БПЛА - з питомим навантаженням на крило понад 100 кг/м$^2$.

- Середньонавантажені БПЛА - з питомим навантаженням на крило менше 100 кг/м$^2$, але понад 50 кг/м$^2$.

- малонавантажені БПЛА з питомим навантаженням на крило менше 50 кг/м$^2$.

Оскільки БПЛА використовуються для вирішення безлічі різних завдань, їм потрібні різні двигуни для виконання цих завдань.

Деякі з різних типів двигунів, що використовуються в БПЛА, включають газотурбінні двигуни - турбореактивні двигуни, турбореактивні двоконтурні двигуни, турбогвинтові двигуни; поршневі, електричні двигуни. З цих типів двигунів електричні та поршневі є найбільш поширеними двигунами, що використовуються у БПЛА.

У міру збільшення ваги БПЛА збільшується розмір двигуна.

Більш легкі та менші БПЛА, як правило, використовують електродвигуни, а більш важкі та готові до бою БПЛА, як правило, використовують поршневі двигуни та газотурбінні.

Більшість розробки безпілотних літальних апаратів спрямовано на військові потреби. Різні вимоги військових завдань спричинили створення різних типів БПЛА. Тому часто корисно класифікувати БПЛА з точки зору їх функціональних можливостей. Відповідно до Дорожньої карти БПЛА 2002 р., відповідно до призначення можна виділити наступні категорії [1-4]:

- Розвідка, спостереження, виявлення цілей та розвідка;

- Бойовий;

- Багатоцільовий;

- Вертикальний зліт та посадка (VTOL);

- Радар та реле зв'язку;

- Повітряна доставка та поповнення запасів.

Існують такі способи управління БПЛА [2-4]:

1) Дистанційно-пілотований спосіб. Управління польотом здійснюється у двох режимах:

- ручне управління, що здійснюється за рахунок управління оператора безпілотного літального апарату в режимі реального часу;

- автоматизоване керування здійснюється автономно, з можливістю його коригування. Попередньо вводять координати точок маршруту, визначаючи поточне положення літального апарату у вигляді навігації.

2) Автоматичний спосіб, управління здійснюється автопілотом за заздалегідь заданій траєкторії на заданій висоті із заданою швидкістю та зі стабілізацією кутів орієнтації. Найбільш поширеним на сьогоднішній час є дистанційно - пілотований спосіб, що дозволяє в режимі реального часу проводити дослідження необхідної місцевості та об'єктів. Оператор із землі керує безпілотним літальним апаратом або вносить зміни у заданому маршруті. Проте з погляду перешкоднозахищеності від електромагнітного впливу він є найбільш уразливим.

Окремо варто відзначити міні та мікро БПЛА. Для цих типів БПЛА у літературі дуже великі розкиди параметрів.

Оскільки безпілотні системи насамперед розроблялися для військових цілей, на класифікацію вплинули тактичні параметри конкретної країни. Отже, серед авторів та дослідників немає одностайності щодо класифікації міні та мікро БПЛА та параметрів, що визначають класифікацію.

Стандартизація критичних параметрів, що визначають тактичне застосування, таких як дальність та тривалість польоту, висота, загальна вага, розмір та корисне навантаження, чітко не прописані. Відмінності можуть бути пов'язані з конкретними тактичними специфікаціями країни, доповненими відмінностями в оперативній обстановці повітряних, наземних та військово-морських сил. Аналогічний аргумент є справедливим також і для БПЛА цивільного застосування. Відповідно до роботи [5] немає єдиного стандарту класифікації БПЛА. Для класифікації застосовуються два чинника, тобто Норми класифікації Міністерства оборони США та ITHACA. У той

час, як перший використовує п'ять категорій, другий ділить БПЛА лише на три категорії.

У роботі [6] автори розділили БПЛА на п'ять категорій відповідно до класифікації Міністерства оборони США. Однак класифікаційні параметри міні-БПЛА у дослідженні не згадуються.

Автори роботи [7] класифікували БПЛА на основі розміру, ваги, тривалості та дальності польоту, висоти польоту. БПЛА класифікуються як мікро, міні, ближньої дії, малого радіусу дії, середнього радіусу дії, середньої витривалості, глибокого проникнення на малій висоті, великої тривалості польоту на малій висоті, великої тривалості польоту на середній висоті. Міні-БПЛА класифікуються за ваговою категорією від 25 до 150 кг, дальністю польоту менше 10 кілометрів, висотою польоту від 150 до 300 метрів та тривалістю польоту менше двох годин.

У роботі [8] під категорію міні-БПЛА підпадають БПЛА з вагою від 2 до 20 кг, з висотою польоту до 1км і дальністю польоту до 25 кілометрів. Зазначена витривалість відповідає нормам і в перерахунку дні, тобто 2 дні.

У роботі [9] автори представили всебічне дослідження цивільного застосування БПЛА, але БПЛА просто класифікуються як низьковисотні та висотні. Навіть параметри, розпливчасті: тривалість польоту кілька годин, висота менше 5 км, дальність менше 200 км і вага «десятки кг», тобто міні БПЛА як категорія взагалі відсутня.

У дослідженні [10] міні-БПЛА описуються на основі розмаху крил від 100 до 300 см та ваги, часто менше 50 кг. Мікро-БПЛА, за словами авторів, має розмах крил від 15 до 100 см та вагу менше одного кілограма. У дослідженні нічого не йдеться про інші параметри, такі як дальність польоту, тривалість польоту та робоча висота.

Огляд характеристик різних типів БПЛА китайського виробництва представлені у роботі [10], але автори не встановлюють чітких параметрів класифікації. Міні-БПЛА характеризується малою висотою польоту, малою тривалістю польоту (близько години).

Автори роботи [11] міні-БПЛА визначають як легкі та досить маленькі БПЛА, щоб їх могла переносити та експлуатувати одна людина-оператор. Єдиним згаданим конкретним параметром, що визначає міні-БПЛА, є розмах крила до 1 метра і менше.

У роботі [12] БПЛА класифікуються виключно за їхньою вагою, міні-БПЛА відносяться до класу від 2 до 20 кг.

У своєму дослідженні [13] автори враховували лише два параметри, вага від 2 до 20 кг та висоту 100 м у класифікації міні-БПЛА.

Автори роботи [14] розглянули три фактори, що характеризують міні БПЛА: тривалість польоту протягом 1 години, висоту 100 м та злітну масу 7 кг.

У роботі [15] до міні БПЛА автори відносять БПЛА із злітною масою 1,2 кг та швидкістю польоту 10 м/с. Про інші параметри автори замовчують.

Автори роботи [16] у своєму огляді БПЛА використовували класифікації НАТО, згідно з якими міні БПЛА відповідають вагою 2-20 кг, висоту до 1 км над рівнем моря та дальність польоту до 25 км.

У роботі [17] автори також, як у роботі 16 міні БПЛА відносять до класу БПЛА з вагою від 2 до 20 кг, при цьому діапазон дії збільшено від 20 до 40 км. Інші параметри не згадувалися.

Як очевидно з представленого літературного огляду, що єдиної класифікації малорозмірних БПЛА немає.

Мікро і малорозмірні БПЛА виконані у своїй більшості за класичною аеродинамічною схемою, рідше зустрічається схема «літаюче крило». За розташуванням крила – високоплани. Трапляються літаки, що мають поперечне V крила. Тип двигуна - електричні. Горизонтальне оперення – прямокутне, розташоване низько щодо вертикального. Дані БПЛА здійснюють зліт з руки, а посадку – на парашуті. Міні-БПЛА виконані за класичною аеродинамічною схемою. Крило розташоване високо. Фюзеляжі представлені як гондоли, і однофюзеляжних схем. Вертикальне оперення представлено однокільовим, двокільовим рознесеним, рідше зустрічається V-

подібне. Мікро і малорозмірні БПЛА виконані зазвичай із композитів. Двигуни, в основному, поршневі або електричні. Зліт здійснюють з пускових установок, а посадку - на парашуті або літаком. Також поширена схема квадрокоптеру, яка має 4 гвинти, октокоптер – БПЛА має 8 гвинтів та ін.

Повітряним гвинтом називається лопаткова машина, яка служить для отримання сили тяги в повітрі складається зі ступиці і лопатей. Ступиця служить для скріплення гвинта з втулкою гвинта валу, що обертається, а лопаті при обертанні гвинта набігають на повітря і внаслідок їх крилоподібної форми дають силу тяги.

Кількість лопатей у гвинта найчастіше буває рівним двом, іноді трьом, чотирьом, дуже рідко кількість лопатей перевищує чотири.

Лопаті гвинтів бувають різної форми. На рис.1.1 зображено деякі типові форми гвинтів.

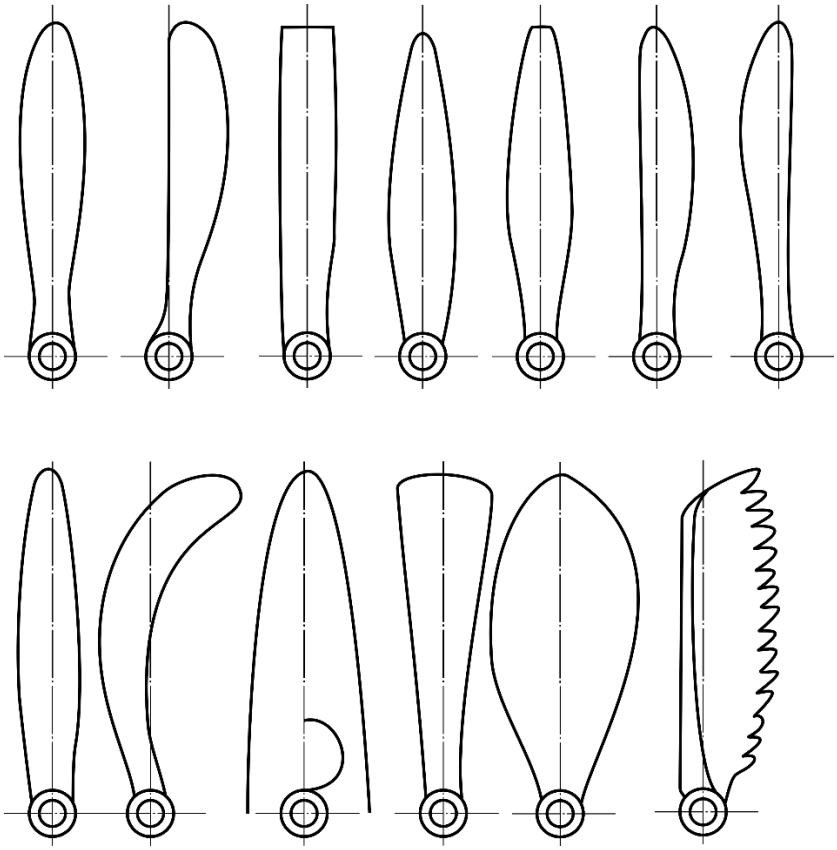


Рис. 1.1. Форми лопатей повітряних гвинтів

Найчастіше як матеріал для малорозмірних БПЛА використовуються пластмаси або композити. Композитні матеріали, такі як вуглецеве волокно і склопластик, набагато легші за метали, що знижує загальну вагу апарату і підвищує його ефективність. Композити мають відмінні механічні характеристики, такі як висока міцність на розтягування і жорсткість, що важливо для забезпечення стабільної роботи гвинтів при великих обертах і навантаженнях, також композити краще справляються зі втомою матеріалів, що збільшує термін служби гвинтів. Крім того, композитні гвинти не схильні до корозії. Можливість створення повітряних гвинтів для БПЛА методів 3D із композитів друку дозволяє оптимізувати форму повітряних гвинтів.

## 1.2. Проблема шуму БПЛА

Спектр шуму гвинта містить дискретні і широкоплосні складові. Дискретні складові гвинта утворюються в результаті періодичних збурень поля тиску при його обертанні. Шум гвинта має силову складову обумовлену не стаціонарним аеродинамічним навантаження і об'ємну внаслідок циклічного витіснення повітря лопатями гвинта, які мають кінцеву товщину.

Малорозмірні БПЛА знайшли широке розповсюдження в багатьох галузях, з останніми роками їх чисельність значно зростає.

Одними із важливих критеріїв оцінки ефективності малорозмірних БПЛА, наряду з дальністю польоту та вартістю, є низький рівень акустичного випромінювання та високий ККД.

Акустичне забруднення малорозмірних БПЛА звичайно має нижчий рівень, ніж літаків або вертольотів. Джерелами акустичного випромінювання БПЛА виступають повітряний гвинт, двигун та планер. Планер малорозмірних БПЛА може генерувати квадрупольний шум, пов'язаний з вихоровим обтіканням. Квадрупольний шум є складовою широкосмугового шуму і зменшити його доволі складно. Але для малорозмірних БПЛА внесок шуму планеру є невеликим. Для малорозмірних БПЛА використовують

поршневі двигуни або електричні. Поршневий двигун в процесі роботи генерує акустичне випромінювання, яке розповсюджується в навколишнє середовище через канали всмоктування та вихлопу, а також через стінки циліндрів. Основними джерелами в поршневому двигуні є аеродинамічні та механічні процеси, які супроводжують впускання паливо-повітряної суміші в камеру згоряння, горіння та випуск відпрацьованих газів, а також процеси тертя і удари при механічному переміщенні деталей двигуна друг відносно друга в стиках. При цьому найбільшу акустичну потужність має шум в процесі випускання газів із камери згоряння в систему вихлопу (акустична потужність на 10-18 дБ вища, ніж від інших джерел поршневого двигуна). Шум електродвигунів залежить від частоти обертання та потужності, при збільшенні частоти обертання та потужності двигуна шум зростає. При великій потужності рівень акустичного тиску електродвигуна може сягати до 100 дБ [18-24].

Акустичне випромінювання гвинта або гвинтів для малорозмірних БПЛА є проблемою як для навколишнього середовища, так і для користувачів, якщо ці БПЛА мають військове призначення. Зниження акустичного випромінювання БПЛА, зокрема шуму гвинтів є важливою науково-практичною задачею.

Акустичне випромінювання гвинта викликано аеродинамічними джерелами. В спектрі шуму гвинта виділяють дискретну і широкосмугову складову. Дискретна складова генерується дипольним і монопольним акустичним джерелом. Дипольне акустичне джерело викликано аеродинамічним навантаженням гвинта. Монопольне акустичне джерело обумовлене шумом витіснення, але для гвинтів малорозмірних БПЛА воно має досить мале значення.

Квадрупольне акустичне джерело утворюється вихровим шумом. Квадрупольне акустичне джерело - це широкосмугова складова загального акустичного випромінювання.

Загальне акустичне випромінювання гвинта характеризується дипольним, квадрупольним і монопольним акустичним джерелом. Для малорозмірних БПЛА використовуються дозвукові гвинти, у яких в загальному акустичному випромінюванні домінує дипольне та квадрупольне акустичне джерело.

Аналітично акустичне випромінювання гвинта можна розрахувати за допомогою рівняння Фокс Вільямса–Хоукінгса [80]:

$$\rho = \frac{1}{4\pi c_0^2}\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\int_V \frac{T_{ij}dV}{r} + \frac{1}{4\pi c_0^2}\frac{\partial}{\partial x_i}\int_S \frac{\rho u_i u_n + p_i}{r}dS + \frac{1}{4\pi c_0^2}\int_S \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_n)\frac{dS}{r}, \quad (1.1)$$

де $\rho$ – густина; $c_0$ – швидкість звуку в стаціонарному навколишньому середовищі; $x_i$, $x_j$ – координати точок спостереження; $V$ – об'єм газу; $T_{ij}$ – тензор напружень Лайтхілла; $r$ – радіальна координата точки спостереження в циліндрічній системі координат; $S$ – обтічна поверхня; $u_i$ – швидкість течії в напрямі $x_i$; $u_n$ – нормальна швидкість поблизу твердої поверхні; $p_i$ виражає силу на одиницю поверхні $S$, з якою потік впливає на границю в напрямі $x_i$.

Складові виразу (1.1) можна інтерпретувати наступним чином. Перший член являє собою випромінювання звуку квадруполів, які розподілені в турбулентному потоці на деякій відстані від твердої границі. Другий член являє собою випромінювання диполями, розподіленими на поверхні $S$. Ці джерела визначаються пульсаціями тиску і в'язкими напруженнями. Величина $\rho u_i u_n$ характеризує швидкість зміни імпульсу, вона дорівнює нулю в разі жорсткої або коливальної у власній площині границі, а для рухомої границі, характеризує передачу кількості руху площині, яка знаходиться поруч. Величина $p_i$ являє собою силу впливу потоку на границі. Третій член являє собою джерела звуку монопольного типу, які розташовані на поверхні $S$. Він характеризує той факт, що при переміщенні границі поверхні рідина

виштовхується з тієї області, яку вона займала. При відсутності твердих границь другий і третій інтеграли зникають і рівняння переходить у відоме рішення Лайтхілла [80].

Акустичне випромінювання малорозмірного БПЛА буде залежати від компоновки та кількості гвинтів, режиму роботи БПЛА та геометричних параметрів лопаті, матеріалів (наприклад, спеціальні композити дозволять знизити шум). В шумі гвинтів малорозмірних БПЛА в польотних умовах вихровий шум може мати визначальне значення.

У зв'язку з тим, що проблема зниження акустичного випромінювання є актуальною, багато вчених проводять дослідження щодо методів зниження шуму гвинтів малорозмірних БПЛА [26-34].

В роботі [26] основною метою є експериментальний аналіз аероакустичних характеристик повітряних гвинтів, призначених для малорозмірних БПЛА. Дослідження стосується порівняння акустичних характеристик оптимізованих і звичайних гвинтів, що обертаються безщітковими електродвигунами. На додаток до експериментальних досліджень представлено та обговорюється чисельний аналіз, заснований на компактному формулюванні рівняння Фоукс Вільямса-Хокінгса та моделі широкосмугового шуму. Зокрема, аеродинамічні та геометричні характеристики акустично оптимізованого повітряного гвинта були отримані в результаті попереднього теоретичного аналізу. Порівняння двох повітряних гвинтів дали цікаві результати і свідчать про кращу акустичну поведінку оптимізованого гвинта в порівнянні зі звичайним, принаймні для детермінованого тонального вкладу (рис.1.2) (дипольного акустичного джерела).

У першому випадку спостерігалися деякі обмеження зі збільшенням частоти обертання для отримання більш високих значень тяги. Обмежена середня товщина лопаті цього гвинта призводить до значних явищ вібрації, які викликають збільшення генерації шуму, що стає порівнянним із шумом

звичайної конструкції. Цей ефект не враховувався у чисельних моделях, прийнятих тут для оцінки аероакустичних характеристик.

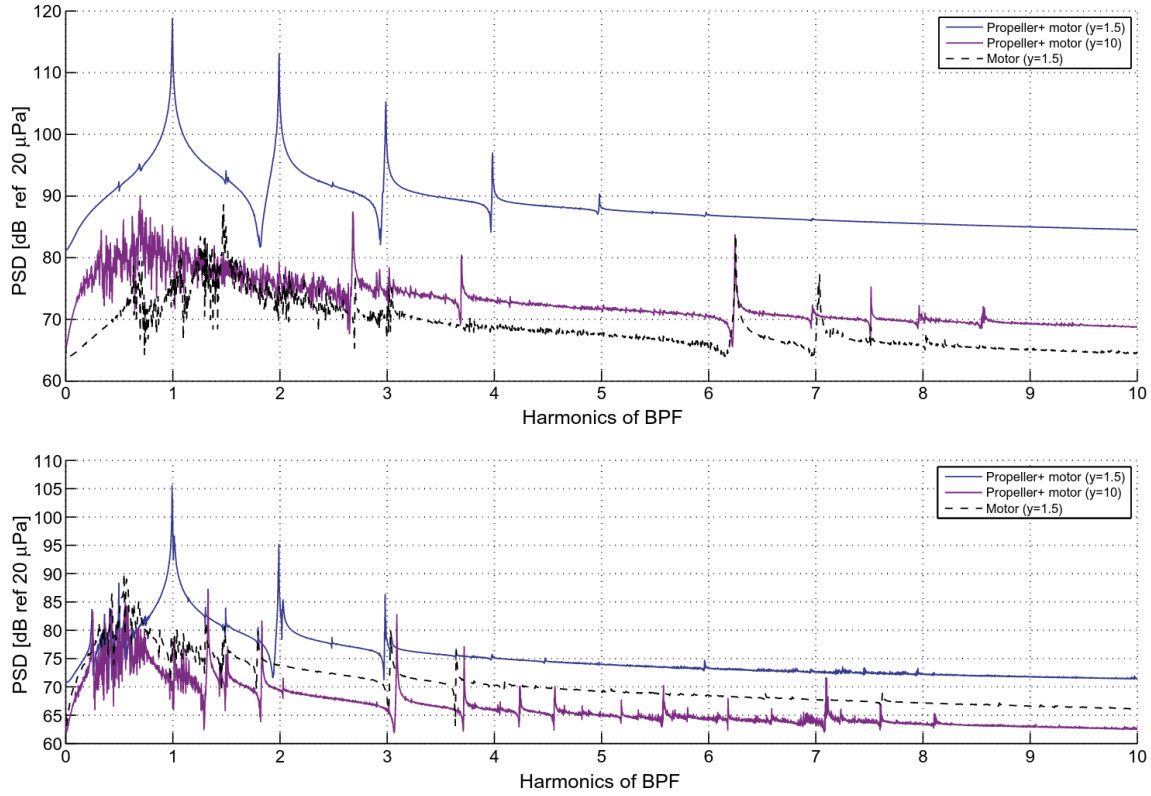



Рис.1.2. Розподіл спектральної густини потужності (PSD) гвинта/двигуна та шуму двигуна, створюваного неоптимізованим (верхній графік) та оптимізованим (нижній графік) гвинтами [25]

В роботі [27] також представлені експериментальні результати досліджень акустичного випромінювання гвинтів БПЛА. Дослідження акустичних характеристик різних гвинтів проводились при значеннях відносної хорди гвинта (коефіцієнту швидкості) від нуля до одиниці. При нульовому значенні коефіцієнту швидкості гвинти були випробувані в невеликій акустичній камері, і оцінено просторовий розподіл акустичної сигнатури та рівень звукового тиску. При значенні коефіцієнту швидкості більше одиниці експерименти проводились в аеродинамічній трубі. Також були проведені порівняння результатів, отриманих за допомогою фізичного і чисельного експерименту.

В роботі [28] представлені результати зниження широкосмугового (вихрового) шуму гвинта малорозмірного БПЛА. Довжина хорди лопаті

гвинта становила від 15 мм до 30 мм, гвинт працював при низьких числах Рейнольдса. Серія статичних випробувань і випробувань в аеродинамічній трубі, спрямованих на вивчення шуму гвинта малорозмірного БПЛА, показала, що зменшення примежевого шару, який утворюється на передній кромці може привести до значного зниження широкосмугового шуму в умовах малого навантаження без будь-якого зниження продуктивності. Візуальні тести показали, що на поверхні всмоктування лопаті є ламінарний розділовий міхур, і що усунення цього міхура дозволить знищити широкосмуговий шум. Попередні випробування в аеродинамічній трубі та моделі показали, що наявність ламінарного розділового міхура, існує тільки при малих кутах атаки, які будуть спостерігатися тільки в крейсерських умовах польоту. Авторам вдалося знизити рівень акустичної потужності до 4 дБ в статичних випробуваннях. Також, авторами робиться припущення, що основним механізмом зниження шуму є зменшення товщини примежевого шару на задній кромці в результаті примусового переходу до ламінарного обтікання. В роботі представлена експериментальна установка для серії статичних випробувань і випробувань в аеродинамічній трубі з викладом основних результатів.

Закапотовані гвинти є цікавим конструктивним вибором для концепцій БПЛА через потенційне збільшення ефективності гвинта. Застосування композитних капотів додає загальної ваги БПЛА, однак може суттєво покращити акустичні та аеродинамічні характеристики. У таких конструкціях зазвичай передбачається, що введення повітроводу також призводить до загального зниження шуму. В роботі [29] представлено експериментальний аналіз та кількісна оцінка шуму повітряного гвинта в капоті, що підходить для встановлення на БПЛА. Крім того, в роботі оцінюється вплив наявності повітряного набігаючого потоку. Встановлено, що за відсутності повітряного набігаючого потоку капот значно модифікує шумове випромінювання як у частотній, так і в просторовій області. При наявності набігаючого повітряного потоку вплив капоту на частотний склад

сигналу практично виключається. Той факт, що в цьому випадку гармоніки стають нижчими, призводить до зменшення рівня шуму, що сприймається. Також змінюється спрямованість. Ці висновки є важливими для моделювання впливу капота на складні джерела шуму, такі як гвинти БПЛА.

Розробка тихого та ефективного повітряного гвинта є складною задачею, оскільки ці дві цілі часто призводять до суперечливих тенденцій проєктування. Задача ще більше ускладнюється при введенні додаткових обмежень. В роботі [30] представлений міждисциплінарний процес оптимізації конструкцій безшумного повітряного гвинта БПЛА з різними обмеженнями. З метою зниження шуму гвинта автори досліджують вплив таких параметрів гвинта як геометричні характеристики лопаті, кут конуса лопаті, кінцевий радіус лопаті, кількість лопатей та швидкість обертання. Також, авторами показано, що характеристики двигуна надають істотний вплив на оптимізацію, тому важливо враховувати їх у процесі проєктування. Автори роблять висновок, що часто тенденції проєктування безшумного гвинта суперечать тенденціям проєктування ефективного гвинта (гвинта з високим ККД).

Автори роботи [30, 31] роблять наступні висновки щодо методів зменшення шуму гвинтів БПЛА

1) При заданому числі лопатей основний механізм зниження шуму гвинта полягає у зменшенні частоти обертання гвинта та швидкості.

2) Визначення рівня акустичного тиску повітряного гвинта без застосування додаткових обмежень може призвести до недоцільності конструкції лопатей з дуже великою хордою і високою необхідною потужністю.

3) Накладення обмежень за потужністю (а саме, накладення обмеження на потужність з батареї) значно збільшує шум гвинта (порівняно з конструкцією без таких обмежень). У разі дволопатевого гвинта обмеження потужності до 75 Вт призводить до збільшення на 10,3 дБА, а суворіше обмеження потужності в 65 Вт призводить до збільшення на 12,3 дБА. Це

збільшення шуму переважно пов'язане зі збільшенням швидкості обертання, що призводить до підвищення ефективності рухової установки.

4) Накладення обмежень по напруженню (міцності) призводить до збільшення товщини поперечного перерізу та швидкості обертання. Через збільшення швидкості обертання збільшується і рівень звукового тиску (на 1-3 дБА для дволопатевого гвинта). Показано, що при введенні кута конусності знижується аеродинамічний згинальний момент та оптимальний рівень звукового тиску повітряного гвинта знижується на 0:1–0:3 дБА.

5) В міру збільшення кількості лопатей шумова сигнатура зменшується. Зниження шуму залежить від обмеження потужності та може досягати 10 дБА.

6) Вплив обмежень по міцності на оптимальну конструкцію залежить від кількості лопатей.

7) Під час прольоту шум БПЛА змінюється в залежності від положення літального апарату щодо спостерігача. Максимальний рівень звукової потужності досягається для БПЛА, що віддаляється, невдовзі після проходження нею зенітної точки. Тим не менш, оптимізація для мінімального шуму в зенітній точці зменшує шумову сигнатуру для більшої частини естакади, особливо на найгучніших ділянках траси.

8) У більшості випадків, коли обмеження продуктивності стає суворішим (допускається менша потужність), характерний шум збільшується. Тільки для БПЛА, що наближається, на певних відстанях від спостерігача ця тенденція може бути звернена назад.

9) Шум навантаження в дальній зоні робить основний внесок у шум гвинта. Вклад шуму, який залежить від товщини лопаті, та шуму навантаження ближнього поля зазвичай набагато менший.

Результати роботи [30] наголошують на важливості міждисциплінарного підходу при проєктуванні безшумного повітряного гвинта. Важливо одночасно звертатися до всіх дисциплін у процесі

проєктування. Ігнорування однієї з цих дисциплін може призвести до непрактичного дизайну.

В роботі [32] автори розглядають метод зниження закапотованого гвинта малорозмірного БПЛА завдяки встановленню звукопоглинальних конструкцій (ЗПК). На основі конструкції резонатора Гельмгольця з подовженою горловиною для проєктування капоту використовується оптимальний поглинач, що складається з 16 неоднорідних блоків ЗПК, розроблений авторами. Оптимальний поглинач має квазіідеальне поглинання (коефіцієнт поглинання вище 0,9) в діапазоні частот від 700 до 1000 Гц. Чудові властивості широкосмугового звукопоглинання у поєднанні з малою товщиною роблять представлений поглинач перспективним кандидатом на роль високоефективної ЗПК низькочастотних шумів. Капот із ЗПК проєктується шляхом періодичного повторення оптимального поглинача як в окружному, так і в осьовому напрямках. Для оцінки шумопоглинаючих властивостей капоту з облицюванням досліджуються два типи джерел звуку: точкове джерело звуку і гвинт, що обертається. Дві мікрофонні решітки використовуються для вимірювання спрямованості шуму в акустичній камері. Результати вимірювань показують, що значне зниження рівня звукового тиску в цільовому діапазоні частот може бути досягнуто за допомогою спроектованого капоту із ЗПК в обох випадках. Для точкового джерела звуку доданий капот круглого перерізу має екрануючу дію на бічну частину. У зоні, зверненій до капоту, спроєктований фанерований повітропровід забезпечує зниження потужності випромінювання приблизно на 3 дБ у розрахунковому діапазоні частот. У разі шуму гвинта ефект екранування збільшується і більше звуку випромінюється в область, звернену до капоту. В області, зверненої до капоту, шумозаглушення з облицюванням забезпечує зниження шуму приблизно на 3 дБ в цільовому діапазоні частот.

У статті [33] розглядаються методи та пропонуються деякі концепції послаблення шуму малорозмірних БПЛА. Розглядаються як пасивні, так і активні засоби зниження шуму. Рішення з глушником поршневого двигуна,

пропелером Q-tip, великою кількістю лопатей гвинта, поглинаючим і відбиваючим бар'єром, гвинтом у капоті, капот із ЗПК, синхрофазором, багатоканальною системою активного шумозаглушення.

В роботі [34] розглядається простий за використанням і конструкційним виконанням спосіб шумозаглушення за допомогою мікрофонів, які розташовані на дронах.

Отже, як можна побачити з літературного огляду [26-34] питання зменшення шуму займає важливе місце підчас проведення досліджень з покращення характеристик БПЛА. Однак, проблема остається до кінця не вирішена і гвинти БПЛА потребують подальших досліджень щодо зменшення акустичного випромінювання.

### 1.3. Проблема підвищення ефективності гвинтів БПЛА

Нещодавній бум розробки БПЛА та мікролітальних апаратів створює високий попит на точні дані про характеристики гвинтів малого діаметра. Гвинти малого діаметра (діаметр від 15 см до 140 см), працюють при низьких числах Рейнольдса (зазвичай від Re=30000 до Re=300000), що робить масштабування продуктивності порівняно з більшими аналогами неточним. Це ставить перед інженерами та вченими завдання дослідження залежностей ККД, способів підвищення ККД (ефективності) гвинтів малорозмірних БПЛА.

На даний час, існує багато дослідницьких робіт, присвячених покращенню ККД, ефективності гвинтів БПЛА.

Метою статті [35] є огляд доступних нині дронів-мультикоптерів та їх аналіз з погляду їхнього потенціалу для доставки. Представлені нові дані та лінійні залежності між корисним навантаженням мультикоптера, злітною масою та енергоефективністю. Новим внеском цього дослідження є обговорення компромісів між логістичними можливостями БПЛА, стійкістю, безпекою.

Робота [36] містить аналіз різних розмірів гвинта малорозмірних БПЛА квадрокоптерів. Щоб перевірити, який гвинт має найбільшу ефективність (ККД), для забезпечення заданої тяги для перевезення більшої кількості корисного навантаження при тому ж джерелі живлення.

В роботі [37] представлена інтегрована система випробувань двигунів та гвинтів. Протестовано велику кількість гвинтів та створено надійну базу даних характеристик гвинтів. У статті обговорюються характерні особливості цієї вимірювальної системи та дані випробувань гвинтів.

БПЛА квадрокоптер, має більшу динамічну стійкість, ніж гелікоптери. В роботі [38] для оцінки динамічних властивостей гвинта використовувався аналіз методом кінцевих елементів. Вводиться поняття гвинта, що має змінну швидкість, та обговорюються методи вибору гвинта. Процес аналізу ефективності гвинта за допомогою обчислювальної гідродинаміки дуже складний та заплутаний. Різні методи CFD (Computational Fluid Dynamics) моделювання використовуються для моделювання повної тривимірної в'язкої та турбулентної течії для різних геометричних характеристик гвинта. Автори відмічають, що вплив сили тяги разом із тиском, швидкістю, ККД та коефіцієнтом в'язкості на поверхню гвинта можна проаналізувати за допомогою CFD моделювання, і ці параметри допомагають оптимізувати геометричні характеристики, вибір матеріалу та практичність використання гвинта.

В роботі [39] представлений спосіб покращити характеристики БПЛА та підвищити їх універсальність, заснований на більш швидкому проєктуванні та розробці гвинтів БПЛА. Цей процес починається з моделювання лопатей та втулки гвинта, які повинні відповідати вимогам за розмірами. Після цього проводиться оцінка за допомогою інструментів гідродинамічного моделювання, що дозволяє прогнозувати сили, що діють на гвинт, і, зокрема, його тягу та ККД. Після створення 3D-друком справжній гвинт проходить випробування, необхідні для перевірки його стійкості до діючих сил і швидкостей. Після цього гвинт піддається іншим

випробуванням для вимірювання тяги, що генерується, і порівняння її з очікуваної на основі моделювання. Також у роботі проведено порівняння характеристик розробленого гвинта з іншими гвинтами, з метою оцінки шляхів покращення ефективності.

Методології проєктування, що поєднують аеродинамічні та конструктивні оцінки гвинтів БПЛА не набули широкого поширення. Належна конструкція гвинтів БПЛА забезпечує переконливу економію енергії, а вибір лопатей, що відповідають конструкції, забезпечує цілісність БПЛА. В роботі [40] представлено методологію аеродинамічного проєктування гвинтів з використанням параметричних та високоточних інструментів у поєднанні зі схемою оцінки конструкції з використанням методу кінцевих елементів. З цією метою було визначено різні конфігурації гвинтів. Крім того, для завдань моніторингу було обрано та оцінено базовий планер та звичайні умови експлуатації для кількох оптимізованих конфігурацій гвинтів. Конструкція, отримана за допомогою вищезазначеного двовимірного підходу, оцінюється за допомогою чисельного моделювання, пов'язуючи аеродинамічні навантаження з розрахунком конструкції за допомогою розрахунку обтікання гвинтів у ANSYS. Крім того, в результаті вдалось підвищити силу тяги трилопатевого повітряного гвинта з ККД 80%. Результати оцінки конструкції показали прийнятні концентрації напружень для всіх конфігурацій у розрахунковій точці і в цілому кращі характеристики конструкції для трилопатевого гвинта. Основним внеском цієї роботи є методологія проєктування, адаптована для гвинтів БПЛА, здатна прогнозувати їх характеристики та оптимальні конфігурації з використанням швидкої та досить точної схеми розрахунку на етапі попереднього проєктування.

В роботі [41] проведено оцінку ефективності гвинтів для малорозмірних БПЛА при роботі в діапазоні низьких чисел Рейнольдса від Re=50000 до Re=100000, виходячи з хорди гвинта на 75%. В Університеті Іллінойсу в Урбана-Шампейні були проведені випробування для кількісної

оцінки ефективності (ККД) гвинта в цих умовах. Загалом було випробувано 79 гвинтів, і більшість із них відповідали діаметру від 23 см до 28 см. Під час випробувань швидкість обертання повітряного гвинта (об/хв) фіксувалася при зміні швидкості в аеродинамічній трубі до досягнення режиму вітряка (нульової тяги). Щоб вивчити вплив числа Рейнольдса, зазвичай тестувалися чотири частоти обертання в діапазоні від 1500...7500 об/хв залежно від діаметра гвинта. Значення ККД гвинта сильно варіювалось від пікового значення близько 0,65 (для ефективного гвинта) до близько 0,28 (для виключно неефективного гвинта). Таким чином, ці результати показують, що правильний вибір гвинта для БПЛА може істотно вплинути на льотно-технічні характеристики літака.

У статті [42] описується розробка високоточної багаторівневої системи оптимізації для максимізації ефективності гвинта БПЛА. Зокрема, дискретно-сполучений метод оптимізує групу аеродинамічних профілів у тривимірній моделі. Згодом методи параметричного дослідження та моделювання картини течії застосовуються для оптимізації розподілу кута закручування та довжини хорди. Крім того, в роботі використовується поняття втрат на вихороутворення та додаткової ефективності для кількісної оцінки впливу втрати в'язкості на ефективність та потенційну оптимізацію довжини хорди у кожній секції лопаті. Точність під час оптимізації відповідає точності обчислювальної гідродинаміки (CFD моделювання), яка добре узгоджується з експериментальними даними. Результати показують, що запропонована структура оптимізації може ефективно поєднувати високу точність і низькі обчислювальні витрати, а також точно кількісно визначати вплив складних характеристик тривимірного потоку на оптимальну форму гвинта БПЛА. За допомогою запропонованого критерію оптимізації тривимірний потік може досягти стану найбільш сприятливого для підвищення ефективності повітряного гвинта за рахунок налаштування параметрів форми. В цілому, методологія та загальні правила цього дослідження слугують орієнтиром для конструкції гвинта висотного БПЛА великої тривалості польоту.

У роботі [43] автори досліджують аеродинамічні характеристики - вплив вибору аеродинамічних профілів та форми лопатей гвинта на його ефективність та тягу. Показано, що форма лопаті та аеродинамічні профілі гвинтів малорозмірних БПЛА суттєво впливають на аеродинамічні характеристики. Однак, автори показують, що при одержанні гвинта, який створює більшу тягу, індуктивний опір теж збільшується. Тобто необхідно вирішувати оптимізаційну задачу щодо покращення аеродинамічних характеристик гвинта малорозмірних БПЛА.

Відповідно до сучасних тенденцій у галузі інноваційних конструкцій БПЛА в роботі [44] представлено спроєктований, побудований та випробуваний у польоті невеликий легкий БПЛА. Призначення цього легкого БПЛА служити літаком-розвідником, здатним нести найсучаснішу фото- та відеоапаратуру. БПЛА також оснащений системами огляду від першої особи (FPV) для більш легкого та точного керування віддаленим користувачем. Для вихідної конфігурації, окрім класичних процедур концептуального проєктування, були розроблені та використані деякі нові співвідношення. Для попереднього проєктування спочатку було проведено лінійні аеродинамічні характеристики та аналіз стійкості. Потім за допомогою CFD моделювання були оцінені аеродинамічні характеристики та ефективність, проведено оптимізацію з цільовою функцією підвищення ефективності.

Зростання областей застосування БПЛА та збільшення їх загальної кількості супроводжуються дедалі більшими очікуваннями, що пред'являються до вдосконалення рухової установки БПЛА та систем управління енергоспоживанням. У більшості комерційних БПЛА з вертикальним зльотом та посадкою (VTOL) використовується гвинт постійного кроку, який у більшості випадків призводить до компромісу під час виконання місії. Альтернативне рішення, представлене в роботі [45], полягає у використанні гвинта зі змінним кроком. У статті представлено підсумки експериментальних досліджень характеристик силової установки, оснащеної інноваційним гвинтом зі змінним кроком. Дослідження включали

характеристики гвинта для безвітряних умов і новий підхід до оптимізації налаштувань тангажу в режимі зависання в залежності від ваги БПЛА і споживання енергії. Оскільки ємність батареї БПЛА завжди обмежена, ефективне керування енергоспоживанням – єдиний спосіб підвищити продуктивність та ефективність БПЛА. Дослідження показує, що використання гвинта зі змінним кроком може збільшити максимальну злітну масу літака та підвищити енергоефективність при зависанні, особливо якщо навантаження варіюється для різних місій.

З метою підвищення ефективності гвинтів БПЛА та загальної ефективності БПЛА вчені досліджують різні методи, один із таких методів - це біологічний метод оптимальної аеродинамічної конструкцією багатогвинтового малорозмірного БПЛА, що представлено в роботі [46]. Також в роботі автори пропонують конструкцію багатогвинтового БПЛА з гвинтами в капоті для дослідження покращення підйомної сили та ефективності за рахунок оптимізації конфігурації капотів. На першому етапі дослідження було проведено розрахунки на основі CFD моделювання, щоб вивчити високоефективну морфологію капоту в одногвинтовій моделі. Потім досліджується вплив капоту в багатогвинтовій конфігурації БПЛА на аеродинамічні характеристики та ефективність. Представлені результати показують, що взаємодії, викликані відстанню між гвинтами в капоті, помітно впливають на зниження генерації підйомної сили та ефективності гвинтів БПЛА. Різновисотність гвинтів в капоті дозволяє поліпшити аеродинамічні характеристики у певному діапазоні. В роботі пропонується оптимальна багатогвинтова конфігурація з мінімальною відстанню між закапотованими гвинтами та відповідним перепадом висот.

Також, крім закапотованих гвинтів, підвищенню ККД сприяє застосування співвісних гвинтів. Так, наприклад, в роботі [47] представлено дослідження співвісних гвинтів компактної оптимізованої силової установки для дронів. Аналітично та експериментально досліджуються характеристики різних конфігурацій силової установки, щоб зрозуміти основні причини втрат

потужності. Згідно з цими даними, у роботі пропонується безпілотний літальний апарат з новою співвісною силовою установкою, яка включає гвинт із змінним кроком для оптимізації характеристик у різних режимах польоту.

Отже, літературний огляд показує, що багато досліджень присвячено проблемі покращення ККД гвинтів малорозмірних БПЛА. Треба відзначити, що ККД гвинтів малорозмірних БПЛА будуть залежати від багатьох факторів: геометричної форми лопаті, кількості лопатей, режиму роботи гвинта, кількості гвинтів, наявності капоту, матеріалу гвинтів (композити) та інтеграції гвинтів з БПЛА.

**Висновки за першим розділом**

Малорозмірні БПЛА знайшли широке розповсюдження в багатьох галузях, з останніми роками їх чисельність значно зростає.

Одними із важливих критеріїв оцінки ефективності малорозмірних БПЛА, наряду з дальністю польоту та вартістю, є високий ККД та тягові характеристики, низький рівень акустичного випромінювання.

Розробка малошумних гвинтів і аероакустична оптимізація повітряних гвинтів БПЛА представляється актуальною і важливою на шляху вирішення в цивільній авіації екологічної проблеми, а у військовій авіації проблеми акустичної помітності.

Також, важливим є забезпечення зниження інтенсивності акустичного випромінювання при умові збереження заданої тяги.

Високий рівень акустичного випромінювання – це проблема як для цивільних так і для військових БПЛА, які виконують різні завдання. Основним джерелом шуму малорозмірних БПЛА є гвинт. Покращення акустичних характеристик гвинта може досягатися за допомогою оптимізації форми гвинта, зниження частоти обертання, оптимізації відстані між

гвинтами та оптимізації кількості гвинтів. Також можуть застосовуватися закапотовані гвинти.

Підвищення ККД гвинтів є досі актуальною проблемою, вирішення цієї проблеми дозволить підвищити ефективність та економічність БПЛА. Підвищення ККД гвинта дозволить БПЛА летіти на більшу відстань або ж нести більше корисне навантаження при однакових витратах енергії, або витрачати менше енергії для заданого часу польоту. Підвищення ККД гвинта ґрунтується на аеродинамічному вдосконаленні гвинта БПЛА. Це може бути оптимізація геометричних параметрів лопаті, оптимізація частоти обертання і зміна геометричних параметрів лопатей гвинта, такі як широкохордні лопаті, змінена форма закінцівок, застосування капоту для гвинтів та інше.

Таким чином, оптимізація акустичних та аеродинамічних характеристик гвинта малорозмірних БПЛА є актуальною проблемою. Однак, до теперішнього часу до кінця не вирішені питання щодо створення ефективних гвинтів з низьким рівнем шуму та високими аеродинамічними характеристиками. Тому в роботі ставиться за мету підвищення ККД та зниження рівня звукового тиску у ближньому полі гвинта БПЛА шляхом оптимізації параметрів повітряного гвинта двигуна безпілотного літального апарату.

Для досягнення поставленої мети були поставлені та вирішені наступні завдання:

1. Аналіз методів дослідження течії у повітряних гвинтах малорозмірних БПЛА, вибір моделі турбулентної в’язкості.

2. Розробка алгоритму розрахунку параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА за допомогою оптимізації його параметрів.

3. Дослідження впливу форми та кількості лопатей на ККД повітряного гвинта.

4. Дослідження впливу форми та кількості лопатей на рівень звукового тиску гвинта у ближньому полі.

Матеріали даного розділу опубліковані у роботах автора [48-49].

# РОЗДІЛ 2
# ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В ПОВІТРЯНИХ ГВИНТАХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТАХ

## 2.1. Випробування повітряних гвинтів літальних апаратів

Повітряний гвинт - лопатковий пристрій, призначений для створення сили тяги (реактивної сили). Лопаті повітряного гвинта при обертанні, набігаючи повітря під деяким кутом (кутом атаки), захоплюють маси повітря, відкидаючи їх у одному напрямі. При цьому на лопаті діє сила реакції повітря, яка відкидається, що є силою тяги. Таким чином, повітряний гвинт, перетворюючи крутний момент на валу двигуна, взаємодіючи з повітрям, подібно до крила літака, створює тягу, маючи при цьому, крім поступального, обертальний рух [50-56].

Колова швидкість перерізу лопаті U залежить від частоти обертання n гвинта і відстані r від перерізу, що розглядається, до осі гвинта

$$U=2\pi rn=\omega r, \qquad (2.1)$$

де ω – кутова швидкість обертання.

Швидкість польоту V для всіх перерізів – величина стала, а колова змінюється по лінійному закону, стаючи на осі обертання гвинта рівної нулю.

Кут між площиною обертання гвинта і хордою перерізу лопаті називається кутом установки лопаті. Кут атаки перерізу обумовлює виникнення повної аеродинамічної сили dR, що розкладається на дві елементарні складові – силу тяги dP та силу лобового опору dQ. Повна сила тяги P виходить додаванням елементарних складових всіх перерізів лопатей.

Оскільки процес перетворення потужності двигуна (Мкр ω – добуток крутного моменту на кутову швидкість) у потужність, що перетворюється гвинтом у тягу (PV), супроводжується втратами на подолання тертя лопатей з

повітрям, завихрення та закрутку потоку і на утворення звукових хвиль, вводиться поняття коефіцієнта корисної дії гвинта [50-56]:

$$\eta = PV / M_{кр}\, \omega. \qquad (2.2)$$

Величина ККД залежить від швидкості польоту та частоти обертання гвинта [50-56].

Вивченню роботи гвинтів завжди надавалося дуже велике значення та приділялося багато уваги. Це пояснюється тим, що гвинт є рушієм літального апарату і від його досконалості залежать льотні якості літального апарату. Теорія роботи гвинта дуже складна і, на жаль, не може охопити всього явища точним аналізом, велику роль відіграє досвід.

Спочатку внаслідок відсутності апаратури випробування гвинтів були досить елементарними. Зазвичай обмежувалися випробуваннями гвинта на літальному апараті при роботі на місці, тобто без осьової швидкості. Літак одним колесом встановлювався на звичайні десяткові ваги, а під інше колесо та під милицю підкладалися дошки для вирівнювання його та зменшення тертя об землю. Літак прив'язувався до пружинного динамометра, прикріпленого до стовпа. Динамометром вимірювалася тяга гвинта, а вагами – різниця тисків на колесо при працюючому та при зупиненому двигуні. Різниця цих тисків, помножена на відстань між колесами, дає момент гвинта M [50-56].

Цей момент прагне перекинути літак у бік, протилежний напряму обертання гвинта.

Знаючи момент і кількість обертів, можна обчислити потужність гвинта [50-56]:

$$N = M_{кр}\, n/716{,}2. \qquad (2.3)$$

Однак, на літаку гвинт працює на місці тільки при розкручуванні двигуна перед польотом і в момент початку руху з місця при розгоні. Ці режими є характерними, і тому завжди прагнули вивчати роботу гвинта в польотних умовах. При випробуванні в польоті гвинт і двигун з'єднуються за допомогою особливої динамометричної втулки, що дозволяє вимірювати тягу і обертовий момент. Конструкція таких втулок виходить дуже складною та точність вимірювання має похибку. Найбільш точні результати виходять при випробуванні гвинтів у лабораторіях, де вимірювання проводяться у зручнішій обстановці та більш точними приладами. У лабораторії гвинт встановлюється в аеродинамічній трубі на спеціальних вагах. Він не має поступальної швидкості і лише обертається, а ефект польоту створюється потоком повітря, який генерується вентилятором. Швидкість потоку повітря в трубі є для гвинта швидкістю польоту. Повітряний гвинт приводиться в обертання розміщеним за ним спеціальним електродвигуном з дуже малим діаметром. Під час вивчення роботи гвинта на моделі літального апарату електродвигун монтується у фюзеляж чи крило. У деяких випадках електромотор поміщається поза потоком аеродинамічної труби і потужність підводиться до гвинта за допомогою карданної або гідравлічної передачі, а при малих швидкостях за допомогою гнучкого валу [50-56].

У сучасних лабораторіях є гігантські аеродинамічні труби, в яких можна досліджувати літальні апарати у натуральну величину. У цих випадках гвинт обертається двигуном, встановленому на літальному апараті.

Для прикладу на рис.2.1 показано випробування поворотного гвинта на моделі літака у великій аеродинамічній трубі S1MA компанії ONERA.

У разі коли гвинт має великі діаметральні розміри, проводяться модельні експерименти. Основними формулами до розрахунку гвинтів є формули подбіності. Вони виражають тягу і потужність гвинта через безрозмірні коефіцієнти і дозволяють використовувати досліди з моделями гвинтів у практичних розрахунках. Ці формули виводяться для геометрично подібних гвинтів, що працюють за подібних режимів.

Рис.2.1. Випробування європейського проекту поворотного гвинта (Nicetrip) у великій аеродинамічній трубі S1MA компанії ONERA [55]

Геометрична подібність двох гвинтів різних діаметрів у тому, що це лінійні розміри цих гвинтів пропорційні діаметрам, а відповідні кути рівні. Подібність режимів роботи гвинтів у тому, що з відповідних перерізів трикутники швидкості подібні [57, 58].

## 2.2. Чисельний експеримент при створенні повітряних гвинтів безпілотних літальних апаратів

Безумовно, фізичний експеримент при створенні повітряних гвинтів для безпілотних літальних апаратів відіграє велике значення і на заключних етапах розробки гвинтів без нього не обійтися. Однак, фізичний експеримент має низку істотних недоліків, таких як висока вартість та тривалість проведення випробувань. Тому в сучасній практиці створення рушіїв – повітряних гвинтів для літальних апаратів на перших етапах розробки та оптимізації використовують чисельний експеримент. Числове моделювання дозволяє в короткі терміни за досить невелику вартість, порівняно з

витратами на фізичний експеримент, опрацювати та дослідити безліч варіантів, отримати аеродинамічні, акустичні, міцнісні характеристики гвинтів БПЛА за будь-яких режимів роботи.

Дослідження методом чисельного експерименту проводять у кілька етапів [59-62]:

створення геометричної моделі досліджуваного об'єкта;

створення розрахункової сітки;

завдання початкових та граничних умов;

проведення розрахунку;

аналіз результатів чисельного експерименту

Для проведення чисельного експерименту можна використовувати різні програмні середовища. Одним із таких продуктів є Ansys Workbench. Ansys Workbench – має величезну кількість модулів, які дозволяють проводити чисельний експеримент у багатьох галузях науки, наприклад, CFD моделювання, міцність, акустика тощо. Також для проведення наукових праць студентів та аспірантів існує безкоштовна студентська версія [63].

При заміні дискретними аналогами диференціальних рівнянь у часткових похідних, що описують поведінки суцільного середовища, виникають нові параметри – тимчасовий та просторовий кроки розрахункової сітки. Побудова просторової розрахункової сітки – один із найважливіших етапів у вирішенні завдань суцільної аерогідродинаміки методами кінцевих об’ємів. Якісна розрахункова сітка є одним із факторів отримання достовірних результатів числового моделювання. У процесі розв'язання задач CFD моделювання аерогідродинаміки необхідно враховувати специфіку явищ при обтіканні лопаткових машин – повітряних гвинтів – утворення примежевого шару на всіх твердих стінках. При генерації розрахункової сітки це враховується так званої адаптацією розрахункової сітки (подрібнення) [59-62].

Можна виділити основні характеристики розрахункових сіток: структура, конформність, форма комірок, розміри сітки та сіткових комірок, деформації сіткових елементів (комірок).

Структура сітки визначається законами, які встановлюють взаємозв'язок між формою та розташуванням окремих комірок один відносно одного. Якщо розподіл вузлів розрахункової сітки визначається деяким загальним правилом, така сітка називається структурованою, або регулярною. Якщо ж безліч вузлів сітки не впорядковано (зв'язок між сусідніми вузлами змінюється від елемента до елемента), така сітка називається неструктурованою або нерегулярною. Структуровані сітки мають перевагу в часі розрахунку, проте вони погано підходять для задач зі складною геометрією, такою як повітряний гвинт БПЛА. Тому для моделювання течії у лопаткових машинах використовується неструктурована розрахункова сітка [64-67].

Розрахункові сітки називаються конформними (узгодженими) у тому випадку, коли їх елементи задовольняють умові: якщо два будь-які елементи сітки перетинаються, то область їхнього перетину є їхньою спільною гранню (або ребром) [64-67].

Розрахункові сітки розрізняються формою комірок, із яких вони складаються. Для геометричних плоских тіл виділяють два основні типи комірок: комірки, побудовані на основі трикутників та чотирикутників. Для просторових об'ємних геометричних тіл виділяють сітки з комірками на основі гексаедрів, тетраїдрів, призм та пірамід. Розрахункові сітки можуть бути гібридними і включати одночасно комірки різних типів, перерахованих вище [64-67].

Кількість вузлів чи кількість комірок визначає розміри розрахункової сітки. Розмір комірки визначає максимальна довжина грані комірки. Зі зменшенням розмірів комірки сітка більш точно апроксимує геометрію розрахункової області. Проте, зі збільшенням розмірів розрахункової сітки зростає час розрахунку, зростають витрати обчислювальних ресурсів. Тому

при розрахунку необхідно знаходити компроміс між точністю рішення, часом розрахунку та розміром розрахункової сітки.

Ще однією характеристикою сітки є деформація сіткових комірок. Деформація комірки характеризується ступенем її відхилення від деякого базисного елемента. Комірки сітки повинні виходити з базисних за допомогою взаємно-однозначного невиродженого перетворення. Характеристиками деформації комірки служать співвідношення довжин ребер комірки, кути між ребрами, що стикаються, і т.д. [64-67]

Програмне середовище Ansys Workbench включає кілька модулів для побудови розрахункових сіток. Залежно від типу та специфіки розв'язуваної задачі можуть бути використані такі модулі [63]:

- Mesh – універсальний сітковий генератор, що дозволяє відтворювати структуровані та неструктуровані сітки на основі гекса-, тетра- та призматичних елементів. Перевагою модуля Mesh є його тісна інтеграція у середовище Workbench.

- TurboGrid – спеціальний сітковий генератор для створення гексаедральних сіток для лопаткових машин при CFD моделюванні.

- ICEM CFD – один із сіткових генераторів, що дозволяє розширити функціонал модулів Mesh та TurboGrid. Служить для обробки об'єктів дослідження складної геометрії, що дозволяє створювати блокові сітки, виправляти дефекти моделі для CFD моделювання.

В дисертаційному дослідженні планується проведення CFD моделювання течії при обтіканні повітряних гвинтів БПЛА. Числове моделювання течії при дослідження методами чисельного експерименту здійснюють за допомогою вирішення системи нестаціонарних рівнянь Нав'є–Стокса для стискуваного газу. Систему нестаціонарних рівнянь Нав’є – Стокса в консервативній формі можна представити в наступному вигляді [59-62]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j)=0$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i)=-\frac{\partial p}{x_i}+\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho H)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho H u_j)=\frac{\partial p}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij}u_i)-\frac{\partial q}{\partial x_j} \quad , \qquad (2.4)$$

де $\tau_{ij}=-\frac{2}{3}\mu\delta_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_i}+\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)$ – компоненти тензора напружень Рейнольдсу, $\rho$ – густина, $\mu$ – динамічна в’язкість, $q_j=-\lambda\partial T/\partial x_j$ – компоненти вектора теплового потоку, $u_j$ – компоненти вектора швидкості, $H$ – повна ентальпія одиниці маси середовища, повна ентальпія пов’язана зі статичною ентальпією і внутрішньою енергії одиниці маси співвідношеннями $H=h+\frac{u^2}{2}=e+\frac{p}{\rho}+\frac{u^2}{2}$.

Для замикання системи рівнянь Нав’є – Стокса використовуються наближення в термодинамічному розумінні ідеального газу, для якого рівняння стану, що пов’язують тиск і температуру з густиною і внутрішньою енергією, мають вигляд [59-62]:

$$p=\left(1-\frac{1}{\gamma}\right)\rho e\,,\ T=\frac{\gamma-1}{\gamma R}e\,. \qquad (2.5)$$

При моделювання обтікання гвинта, який обертається, рівняння вирішуються в системі координат, пов’язаної з ротором (гвинтом), що обертається з постійною швидкістю. В цьому випадку в правій частині рівняння збереження кількості руху з’являться додаткові члени, що представляють собою відцентрові сили – $\rho\vec{\Omega}\times\left(\vec{\Omega}\times\vec{r}\right)$ і сили $-2\rho\vec{\Omega}\times\vec{u}$

Коріоліса, де $\vec{\Omega}$ – кутова швидкість, $\vec{r}$ – радіус–вектор точки середовища, що розглядається, побудованої із деякої точки вісі обертання, яку взято за початок координат, і рівняння приймає вигляд [59-62]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} - 2\rho\vec{\Omega}\times\vec{u} - \rho\vec{\Omega}\times(\vec{\Omega}\times\vec{r}) \qquad (2.6)$$

Окрім того, вираз для повної ентальпії зміниться наступним чином [59-62]:

$$H_{rot} = e + \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + \left|\vec{\Omega}\right|^2\left|\vec{r}\right|^2 - (\vec{\Omega}\cdot\vec{r})^2) = H + \frac{1}{2}(\left|\vec{\Omega}\right|^2\left|\vec{r}\right|^2 - (\vec{\Omega}\cdot\vec{r})^2) \qquad (2.7)$$

Якщо через $r$ визначити якнайменшу відстань від частки до вісі обертання, то вираз $H_{rot}$ спроститься [59-62]

$$H_{rot} = e + \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + \Omega^2 r^2) = H + \frac{\Omega^2 r^2}{2}. \qquad (2.8)$$

Обтікання повітряних гвинтів БПЛА мають турбулентний характер. Моделювання течії при обтіканні повітряних гвинтів здійснюється за допомогою нестаціонарних рівнянь Нав'є – Стокса. Але у чисельній газовій динаміці пряме вирішення системи нестаціонарних рівнянь Нав'є – Стокса є досить складною задачею. Це пов'язано з тим, що для моделювання турбулентних течій необхідно розрахувати всі часові та просторові масштаби, включаючи самі дрібні вихори. Найбільш наближений підхід до опису турбулентності називається прямим чисельним моделюванням DNS. Але при моделюванні течії методом Direct Numerical Simulation – DNS розміри розрахункової сітки повинні бути дуже дрібні, також повинен бути

малий шаг за часом, що в свою чергу вимагає використання дуже потужних комп'ютерів. Такий метод моделювання зазвичай використовується для дуже простих задач обтікання. Альтернативною стратегією моделювання турбулентних течій є метод моделювання крупних вихорів (Large Eddy Simulation – LES) [68-69].

В інженерній практиці і чисельному моделюванні турбулентних течій на сьогоднішній день основним підходом є використання осереднених рівнянь по всьому спектру турбулентних пульсацій. Найбільш часто використовується осереднення за Рейнольдсом, яке у більшості випадків є осередненням за часом. В рівняннях, осереднених за Рейнольдсом RANS турбулентні пульсації виключено, і тому вирішення є достатньо гладким. Однак, в процесі осереднення в рівняннях з'являються додаткові невідомі (напруження Рейнольдса), для визначення яких необхідні додаткові рівняння, які вводяться за допомогою різних моделей турбулентної в'язкості.

На практиці, результат моделювання досить суттєво залежить від коректно обраної моделі турбулентної в'язкості. Нажаль, універсальної моделі турбулентної в'язкості не існує. Вибір моделі турбулентної в'язкості залежить як від фізики течії, так і від необхідної точності моделювання течії, а також ресурсів розрахунку (час розрахунку і потужність комп'ютера).

Виділяють декілька класів моделей турбулентної в'язкості [70-72].

Алгебраїчні моделі. В основі визначення коефіцієнта турбулентної в'язкості покладено гіпотезу локальності механізму турбулентного переносу, запропоновану Л. Прандтлем у 1925р. Ця гіпотеза говорить про те, що механізм турбулентного переносу кількості руху в заданій точці потоку повністю визначається локальними значеннями похідних за нормальним напрямом від середніх значень компонент швидкості і фізичних властивостей рідини. Не враховується вплив процесів, що відбуваються вдалині від цієї точки [70-72].

Поширеною практикою є використання диференційних моделей. При турбулентному режимі течії система осереднених рівнянь Навє – Стокса

(Рівнянь Рейнольдса) і примежового шару замикається за допомогою диференціальних моделей турбулентності, які базуються на додаткових диференційних рівняннях. Диференційні моделі турбулентності розділяють на одно-, двопараметричні та багатопараметричні. Моделі з одним додатковим рівнянням безпосередньо для характеристики турбулентності (наприклад, для кінетичної енергії турбулентності або турбулентної в'язкості, за якою визначаються напруження Рейнольдса) включені до класу одно параметричних моделей. До них відноситься модельне рівняння безпосередньо для напруження Рейнольдса [70-72].

Двопараметричні моделі – це моделі турбулетності, які включають додатково до диференційних рівнянь в часткових похідних для осередненого руху і диференційному рівнянню в часткових похідних для масштабу швидкості турбулентного потоку диференційне рівняння в часткових похідних для лінійної довжини турбулентної течії. невідомий член в рівняннях Рейнольдса (тензор напружень Рейнольдса описано за допомогою моделей, заснованих на гіпотезі про турбулентну в'язкість Буссінеска [70-72].

До найбільш використаних двох параметричних диференційних моделей відносять модель турбулентності *k–ε*. Для турбулентних течій гіпотеза турбулентної в'язкості Буссінеска зв'язує тензор рейнольдсових напружень з градієнтами осередненого поля швидкості згідно виразу [70-72]:

$$-\overline{\rho\left(u_i''u_j''\right)}=\mu_t\left(\frac{\partial\tilde{u}_i}{\partial x_j}+\frac{\partial\tilde{u}_j}{\partial x_i}\right)-\frac{2}{3}\delta_{ij}\bar{\rho}k\,, \qquad (2.9)$$

де $k$ – кінетична енергія турбулентності, коефіцієнт пропорційності $\mu_t$ – турбулентна в'язкість, яка на відміну від молекулярної в'язкості $\mu$ не є властивістю рідини, але багато в чому залежить від характеристик турбулентності середовища. Для турбулентної в'язкості використовується гіпотеза: $\mu_t=\rho C_\mu l_t V_t$. В рівнянні $\mu_t=\rho C_\mu l_t V_t$, параметри $C_\mu$ – емпірична

константа, $V_t = \sqrt{k}$ – це масштаб швидкості турбулентності, $l_t$ – масштаб турбулентності. В двох параметричній моделі турбулентності $k$–$\varepsilon$ передбачено, що масштаб турбулентності – це той масштаб, на якому відбувається дисипація енергії турбулентності. Для ізотропної турбулентності отримано співвідношення $\varepsilon = k^{2/3}/l_t$, яке поєднує масштаб турбулентності та швидкість дисипації турбулентної енергії $\varepsilon$. Тому, вираз для турбулентної в'язкості буде мати наступний вигляд:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}. \tag{2.10}$$

Для розрахунку турбулентної в'язкості в моделі $k$–$\varepsilon$ необхідно знати дві величини, що характеризують турбулентність: кінетична енергія турбулентності і швидкість дисипації енергії турбулентності. Для визначення цих величин використовується полуемпіричні рівняння переносу наступного вигляду [70-72]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right) + P_k - \rho\varepsilon$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \varepsilon)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}\right) + \frac{\varepsilon}{k}\left(C_{\varepsilon 1}P_k - \rho C_{\varepsilon 2}\varepsilon\right), \tag{2.11}$$

де $P_k = \overline{-\rho u_i'' u_j''}\,\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j}$ – член, що відповідає за генерацію кінетичної енергії турбулентності. Для нього використовується наступна гіпотеза:

$$P_k = \mu_t\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3}\left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i}\right)\frac{\partial u_k}{\partial x_k}. \tag{2.12}$$

Ліва частина рівнянь переносу визначає приріст величин $k$ і $\varepsilon$ відповідно у малому об'ємі середовища, перший член в правій частині пов'язаний з дифузією $k$ і $\varepsilon$, члени які залишились зліва пов'язані з генерацією і дисипацією величин $k$ і $\varepsilon$. Параметри $C_\mu$, $C_{\varepsilon 1}$, $C_{\varepsilon 2}$, $\sigma_k$, $\sigma_\varepsilon$, $\mathrm{Pr}_i$ – константи, що присутні в моделі і вибираються із умови узгодження результатів розрахунків і експериментальних даних широкого класу течій.

Серед двопараметричних моделей турбулентної в'язкості, які використовуються при розрахунку течії в лопаткових машинах (вентиляторах, компресорах, гвинтах) слід відмітити модель $k$–$\omega$ [70-72].

Однак, треба відмітити, що недоліком результатів моделювання з моделлю турбулентності $k$–$\varepsilon$ є недостатня точність моделювання параметрів примежового шару, модель має великі похибки, наприклад при розрахунку аеродинамічного сліду. З іншої сторони, двопараметрична модель турбулентності $k$–$\omega$ має набагато кращі результати саме при моделюванні течії у примежовому шарі, але вона має великі похибки при розрахку у ядрі потоку. Сиибіозом цих двох двопараметричних моделей є модель є модель SST Ментера, яка записується шляхом суперпозиції моделей $k$–$\varepsilon$ та $k$–$\omega$. Плавний перехід від $k$–$\omega$ моделі в пристіночній області до $k$–$\varepsilon$ моделі подалі від твердих стінок забезпечується веденням вагової емпіричної функції $F_1$. Диференційна модель турбулентної в'язкості SST Ментера має всі переваги моделей турбулентної в'язкості $k$–$\varepsilon$ та $k$–$\omega$.

Рівняння моделі турбулентності SST Ментера можуть бути записані в наступному вигляді [70-72]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j}=P-\beta^*\rho\omega k+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right] \qquad (2.14)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u_j\omega)}{\partial x_j}=\frac{\gamma}{\nu_t}P-\beta\rho\omega^2+\frac{\partial}{\partial x_i}\left[(\mu+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right]+2(1-F_1)\frac{\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial\omega}{\partial x_j}$$

де $P = \tau_{ij}\dfrac{\partial u_i}{\partial x_j}$, $\tau_{ij} = \mu_t\left(2S_{ij} - \dfrac{2}{3}\right)$, $\tau_{ij} = \mu_t\left(2S_{ij} - \dfrac{2}{3}\dfrac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right) - \dfrac{2}{3}\rho k\delta_{ij}$,

$$S_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right).$$

В рівнянні турбулентна в'язкість розраховується за наступною формулою:

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1\omega, \Omega F_2)},\ \phi = F_1\phi_1 + (1-F_1)\phi_2,\ F_1 = \tanh(\arg_1^4), \qquad (2.15)$$

$$\arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^*\omega d}, \frac{500\nu}{d^2\omega}\right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}d^2}\right],$$

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho\sigma_{\omega 2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20}\right),$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2),\quad \arg_2 = \max\left(2\frac{\sqrt{k}}{\beta^*\omega d}, \frac{500\nu}{d^2\omega}\right)$$

де $\rho$ – густина, $\nu_t = \mu_t/\rho$ – кінематична в'язкість, $\mu$ – молекулярна динамічна в'язкість, $d$ – відстань до найближчої стінки, і $\Omega$ – величина завихореності, ω – питома енергія дисипації.

Основні константи моделі наступні [70-72]:

$$\gamma_1 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega 1}k^2}{\sqrt{\beta^*}},\quad \gamma_2 = \frac{\beta_2}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega 2}k^2}{\sqrt{\beta^*}},\quad \sigma_{k1} = 0{,}85,\quad \sigma_{\omega 1} = 0{,}85,\quad \beta_1 = 0{,}075,$$

$$\sigma_{k2} = 1{,}0,\quad \sigma_{\omega 2} = 0{,}856,\quad \beta_2 = 0{,}0828,\quad \beta^* = 0{,}09,\quad k = 0{,}41,\quad a_1 = 0{,}31.$$

Особливість диференційної моделі турбулентної в'язкості SST Ментера є перехід від *k–ε* моделі в ядрі потоку до *k–ω* моделі біля твердих

стінок, де формується примежевий шар. Перехід забезпечується ваговою функцією $F_1$. Істотне уточнення розв'язку для відривних течій досягається за допомогою обмеження коефіцієнту турбулентної в'язкості за гіпотезою Бредшоу, відповідно до якої дотичні напруження пропорційні кінетичній енергії турбулентності в усьому примежевому шарі. З метою запобігання сингулярності в ядрі потоку, де завихреність може прямувати до нуля в модель турбулентності вводиться функція $F_2$ [70-72].

Для дискретизації рівнянь, що описують течію рідини та газу, застосовуються різні підходи. Найбільшого поширення набули метод кінцевих різниць, метод кінцевих об'ємів і метод кінцевих елементів.

Метод кінцевих елементів (Finite Element Method - FEM) спирається на варіаційну задачу щодо мінімуму помилки апроксимації шуканого рішення базовими функціями, а не на вихідні фізичні рівняння. Метод кінцевих елементів набув широкого поширення в механіці деформованого тіла. Недоліками використання методу кінцевих елементів є труднощі, що виникають за умови забезпечення необхідної точності опису примежевого шару. Тому широкого поширення під час вирішення завдань моделювання течії метод кінцевих елементів не отримав [73-75].

Метод кінцевих різниць (Finite Difference Method - FDM) базується на заміні похідних, що входять у вихідні рівняння, їх дискретними (різницевими) аналогами. Серед переваг даного методу можна виділити ефективність та простоту реалізації, наочність процедури дискретизації, що дає можливість побудови схем високого порядку точності. Однак ці переваги реалізуються при використанні структурованих сіток [76].

Метод кінцевих об'ємів (Finite Volume Method - FVM) ґрунтується на інтегральному формулюванні законів збереження. Дискретний аналог балансових співвідношень, записаних для контрольного об'єму, виходить додаванням з усіх його граней потоків маси, імпульсу та енергії, обчислених за будь-якими квадратурними формулами. На відміну від методу кінцевих різниць використання методу кінцевих об'ємів можливе для дискретизації

рівнянь збереження як на структурованих, так і на неструктурованих сітках з різною формою комірок. Як контрольний об'єм вибирається контрольний об'єм, який збігається з коміркою, або контрольний об'єм, центрований щодо вузла сітки [77-78].

## 2.3. Тестові задачі числового моделювання течії у лопаткових машинах

### 2.3.1. Числове моделювання течії у ступені компресора Rotor 37

В якості першої тестової задачі моделювання течії у лопаткових машинах з метою вибору моделі турбулентної в’язкості було проведено моделювання у ступені осьового компресора Rotor 37. Компресор Rotor 37 використовується багатьма авторами для тестування та налагодження параметрів чисельного експерименту. Так, наприклад, в статті [79] розглянуто використання моделі LES для компресора Rotor 37. Моделювання течії за допомогою моделі турбулентної в’язкості k-ω SST в компресорі Rotor 37 представлено в роботі [80].

Проведення тестових задач під час чисельного експерименту – важливий етап. Однією із основних задач, яка ставиться при тестуванні, виступає вибір моделі турбулентної в’язкості.

Досліджуваний компресор Rotor 37 складається з одного лопаткового вінця – робочого колеса. На рис.2.2 представлена схема Rotor 37 в меридіональному перерізі.

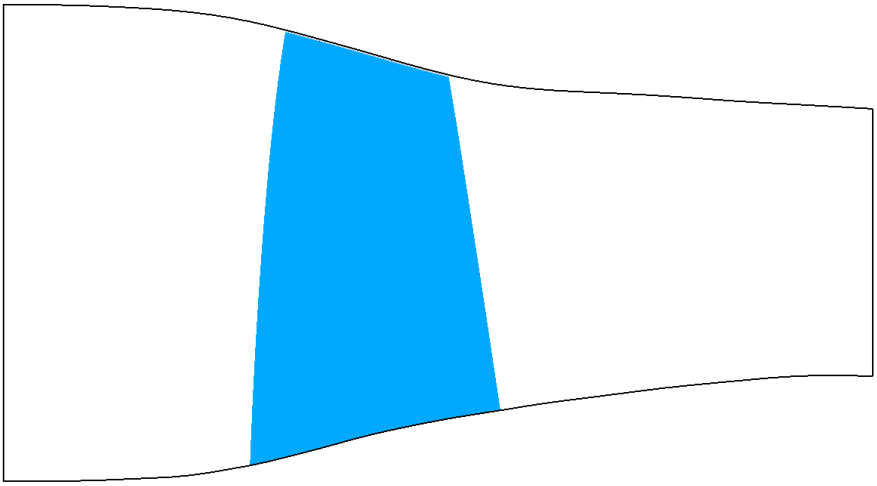


Рис.2.2. Схема Rotor 37 в меридіональному перерізі [81]

Моделювання течії проводилось шляхом вирішення системи рівнянь Нав'є-Стокса, яка замикалась моделлю турбулентної в'язкості. При дослідженні використовувалось сім моделей турбулентної в'язкості: k-ε, k-ε EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress.

Для числового моделювання було побудовано розрахункову сітку з адаптацією примежевого шару. На вході задавалась витрата повітря. Моделювання течії проводилось при стандартних атмосферних умовах. Результати чисельного моделювання порівнювались з результатами фізичного експерименту [81].

При числовому моделюванні витрата на вході змінювалась в діапазоні від 13,5 кг/с до 16,25 кг/с, частота обертання не змінювалась. За отриманими результатами моделювання течії у Rotor 37 отримано залежність ступеня підвищення тиску від витрати повітря (рис.2.4).

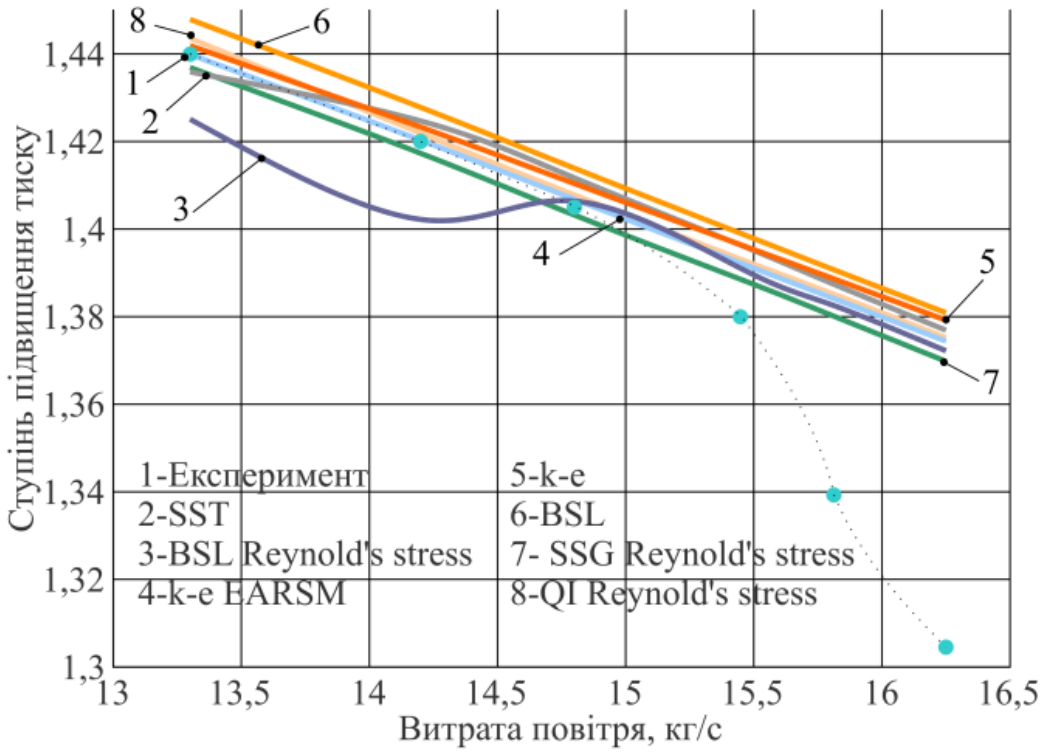



Рис. 2.3. Залежність ступеня підвищення тиску від витрати повітря

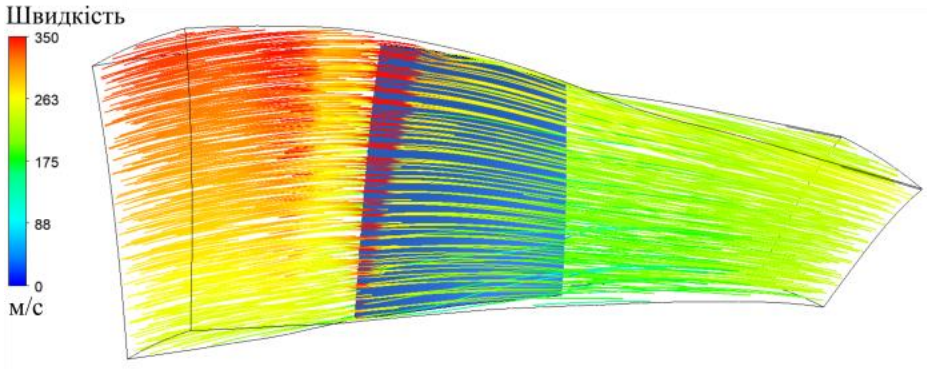
Проаналізуємо похибку розрахунку, яка була отримана при числовому моделюванні течії з різними моделями турбулентної в’язкості.

При замиканні системи рівнянь Нав’є-Стокса моделлю турбулентної в’язкості k-ε результати числового моделювання мають похибку розрахунку від 0,13% до 5,8%. Модель турбулентної в’язкості k-ε EARSM має похибку розрахунку від 0,07% до 5,32%. Модель турбулентної в’язкості SST – від 0,28% до 5,5%. Модель турбулентної в’язкості BSL – від 0,55% до 5,82%. Модель турбулентної в’язкості BSL Reynolds Stress– від 0,1% до 5,15%. Модель турбулентної в’язкості SSG Reynolds Stress– від 0,13% до 4,97%. Модель турбулентної в’язкостіQI Reynolds Stress – від 0,13% до 5,4%.

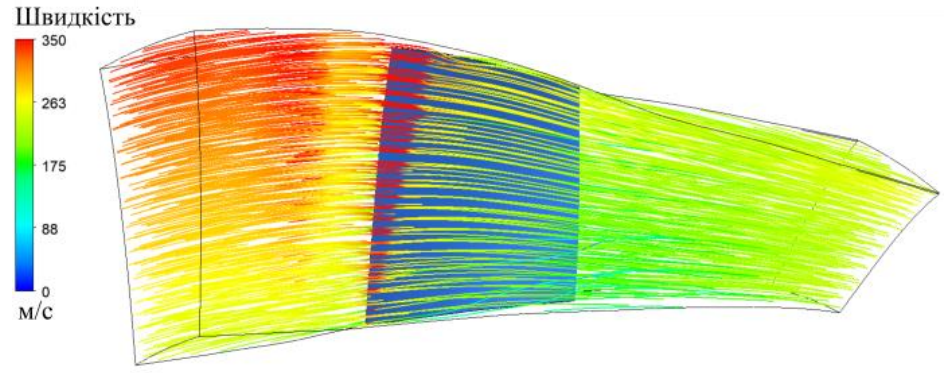
При числовому моделюванні течії на заданому режимі в Rotor 37 у всіх випадках, крім випадку моделювання з моделлю турбулентної в’язкості BSL графік залежності ступеня підвищення тиску від витрати повітря має схожий характер. Також, слід відмітити, що при значеннях витрати повітря від

15,8 кг/с до 16,25 кг/с похибка розрахунків зростає для всіх варіантів розрахунків. Отже, найменшу похибку мають результати розрахунку при числовому моделюванні течії з моделлю турбулентної в’язкості SSG Reynolds Stress. Однак, також слід відмітити, що результати розрахунку при моделюванні течії з іншими моделями турбулентної в’язкості не перевищують 5,8%, що є прийнятним для моделювання течії в лопаткових машинах. Важливими фактором, який теж треба враховувати при моделюванні – це час розрахунку. В данному випадку найменший час розрахунку спостерігався для моделювання з моделлю SST. Тому, для подальших розрахунків можна прийняти для замикання системи рівнянь Нав’є-Стокса використання саме моделі SST – вона має прийнятну точність і час розрахунку.

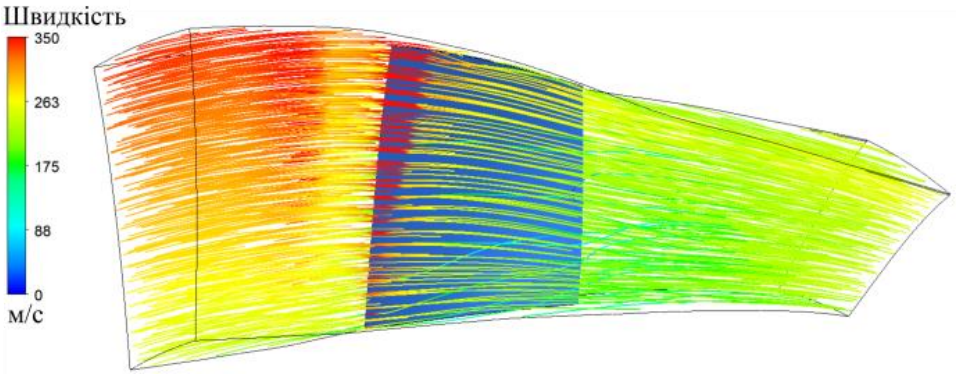
При дослідженні течії в лопаткових машинах важливо також не тільки кількісна оцінка, а і якісна – візуалізація обтікання. На рис.2.4 представлено візуалізацію ліній току в міжлопатковому каналі досліджуваного Rotor 37. Для можливості провести порівняння шкала швидкості була задана однакова і візуалізація отримувалась для одного режиму для всіх розрахунків.



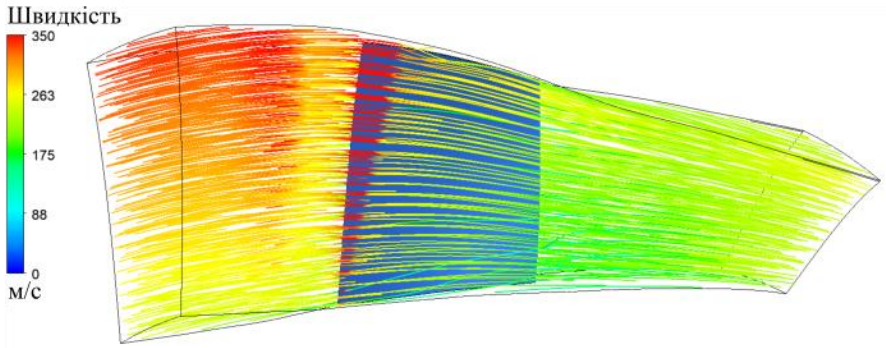

а


Швидкість
350
263
175
88
0
м/с

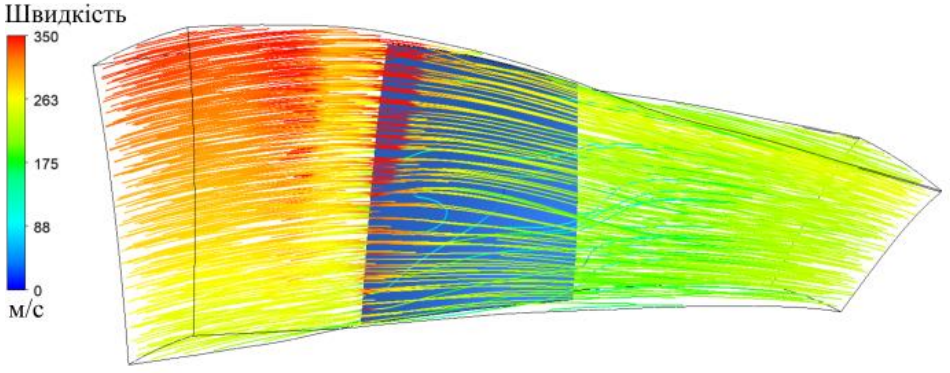
б


Швидкість
350
263
175
88
0
м/с

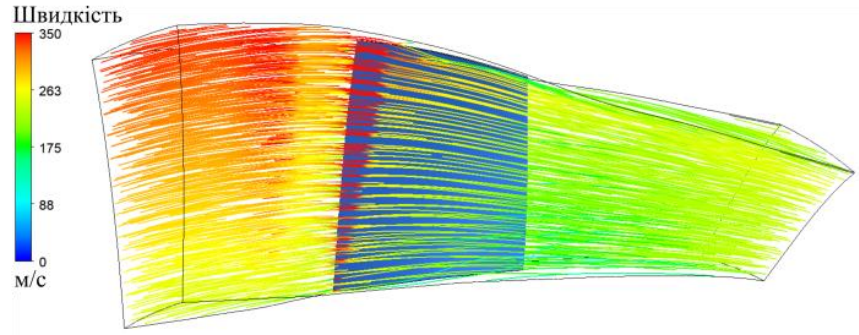
в


Швидкість
350
263
175
88
0
м/с

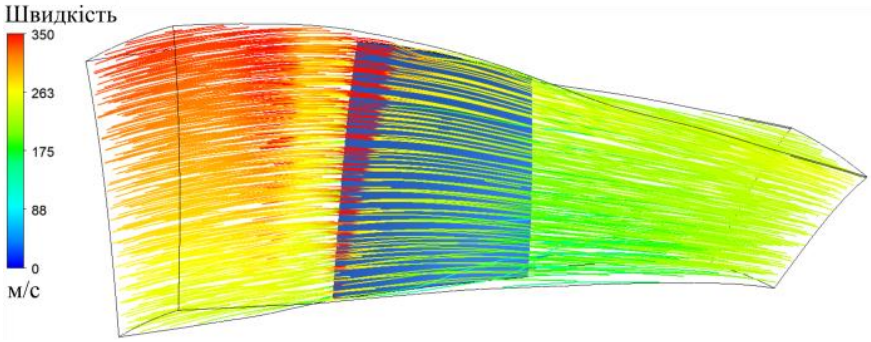
г


Швидкість
350
263
175
88
0
м/с

д




е




ж

Рис.2.4. Візуалізація ліній току в міжлопатковому каналі компресора Rotor 37

а - моделювання з моделлю k-ε; б - моделювання з моделлю k-ε EARSM; в - моделювання з моделлю SST; г - моделювання з моделлю BSL; д - моделювання з моделлю BSL Reynolds Stress; е- моделювання з моделлю SSG Reynolds Stress; ж - моделювання з моделлю QI Reynolds Stress

Аналіз візуалізації ліній току в міжлопатковому каналі компресора Rotor 37 показав, що в усіх випадках моделювання з усіма моделями турбулентної в’язкості характер обтікання схожий. Однак, є певні відмінності при моделювання течії з моделями турбулентності BSL Reynolds Stress (рис.3, д) та SST (рис.3,в). Ці відмінності стосуються зони обтікання від втулки до середнього радіусу лопаткового вінця, спостерігаються невеликі завихрення. В інших зонах характер обтікання співпадає.

Отже, представлені результати тестової задачі числового моделювання течії у компресорі Rotor 37 при тестуванні семи моделей турбулентної

в’язкості: k-ε, k-ε EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress показали, що всі моделі турбулентної в’язкості, які тестувались можуть бути використані при моделюванні течії в осьовому компресорі. Однак, найменшу похибку має розрахунок течії з моделлю турбулентної в’язкості SSG Reynolds Stress. Але прийнятну точність та найменший час розрахунку має модель SST Ментера, тому для подальших досліджень можна використовувати саме модель турбулентності SST Ментера для замикання системи рівнянь Нав’є-Стокса.

### 2.3.2. Числове моделювання течії у повітряному гвинті безпілотного літального апарату

В якості другої тестової задачі було проведено числове моделювання течії у повітряному гвинті для БПЛА. Повітряний гвинт, виконаний із композиту, має дві лопаті та периферійний діаметр складає 254 мм, зовнішній вигляд представлено на рис.2.5.

Рис.2.5. Зовнішній вигляд досліджуваного повітряного гвинта БПЛА

Експериментальні дані отримані в роботі [82]. Експериментальний стенд для випробувань повітряних гвинтів складався з наступних елементів:

1 - електродвигун, 2 -пружне з’єднання, 3 - тахогенератор, 4 - досліджуваний гвинт, 5 - кріплення двигуна та тахогенератора, 6 - платформа для кріплення двигуна до паралелограмного тензорезисторного датчика сили, 7 - паралелограмний тензорезисторний датчик сили, 8 - перетворювач

вихідного сигналу, 9 - комп’ютер та 10- монітор. На рис. 2.7 представлено принципову схему експериментального стенду.

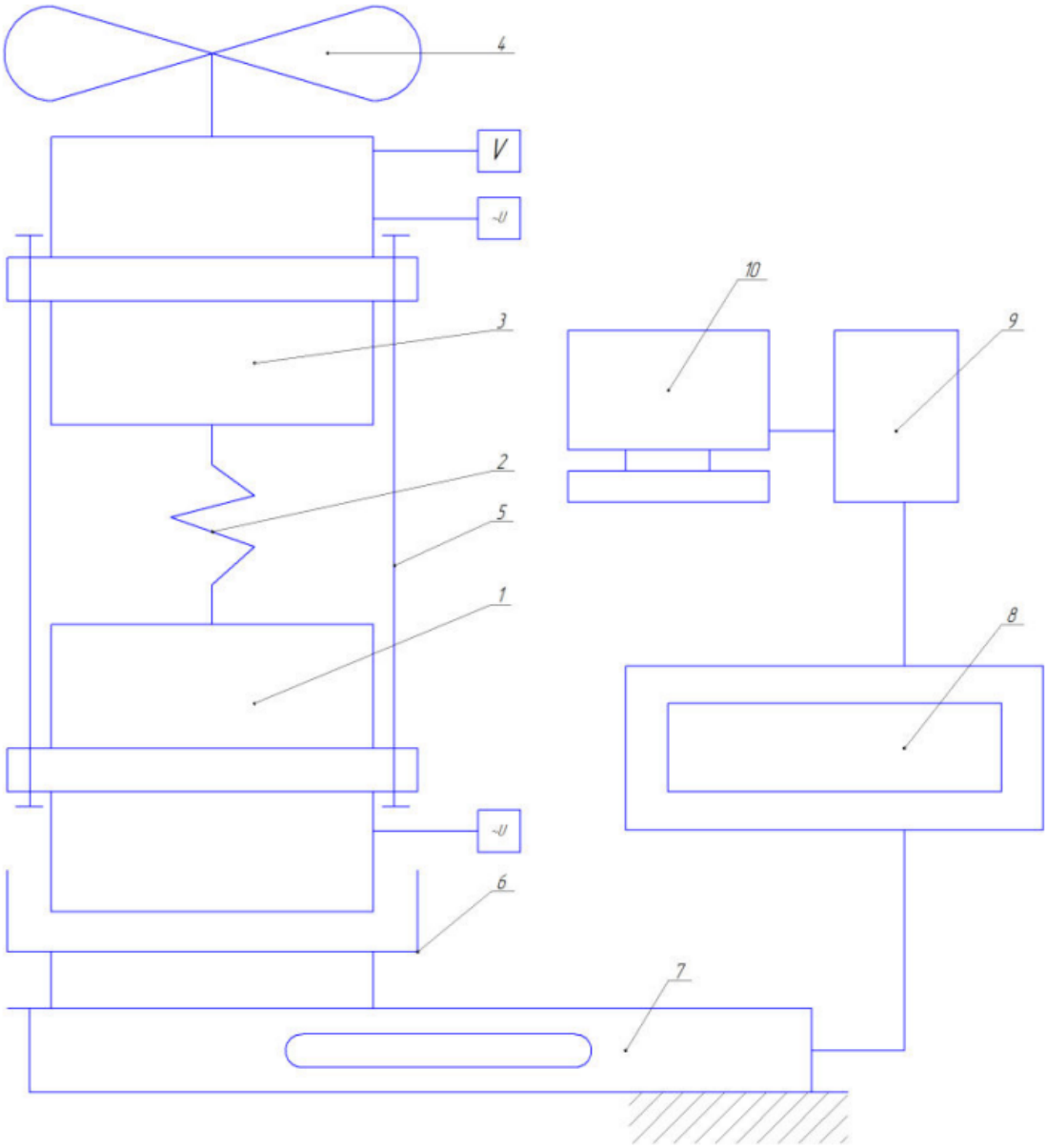



Рис.2.6. Принципова схема експериментального стенду [82]

Для проведення тестової задачі було відтворено геометричну модель досліджуваного гвинта, яка повністю ідентична з досліджуваним гвинтом роботі [82]. На рис.2.7 представлено твердотільну тривимірну модель досліджуваного композитного повітряного гвинта.

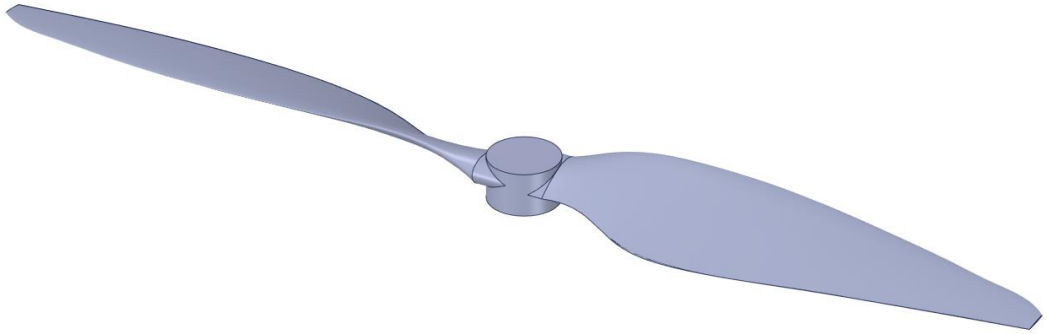


Рис.2.7. Твердотільна тривимірна модель досліджуваного гвинта

З метою проведення моделювання течії і отримання тяги досліджуваного повітряного гвинта було використано програмне середовище Ansys Workbench. В модулі Geometry побудовано розрахункову область.

В модулі Mesh була розроблена розрахункова сітка. Тип сітки – неструктурована, з адаптацією примежевого шару на стінках (лопаті і втулка). Частота обертання гвинта становила 4000 об/хв.

Метою тестової задачі є вибір моделі турбулентної в’язкості.

При моделювання течії у повітряному гвинті при замиканні системи рівнянь Нав’є-Стокса тестувались наступні моделі турбулентної в’язкості: SST, k-ω, k-ε, k-ε EARSM та BSL.

За результатами проведеного чисельного експерименту побудовано гістограму сили тяги при розрахунку з різними моделями турбулентної в’язкості та даними фізичного експерименту [82] (рис.2.8).

Аналіз проведеного моделювання показав, що похибка з дослідженими моделями турбулентності становить близько 5%. Найменша похибка має місце при моделюванні течії у гвинті з використанням моделі турбулентності k-ε та k-ε EARSM, однак найменший час та прийнятна точність має місце при розрахунку з моделлю SST.

.

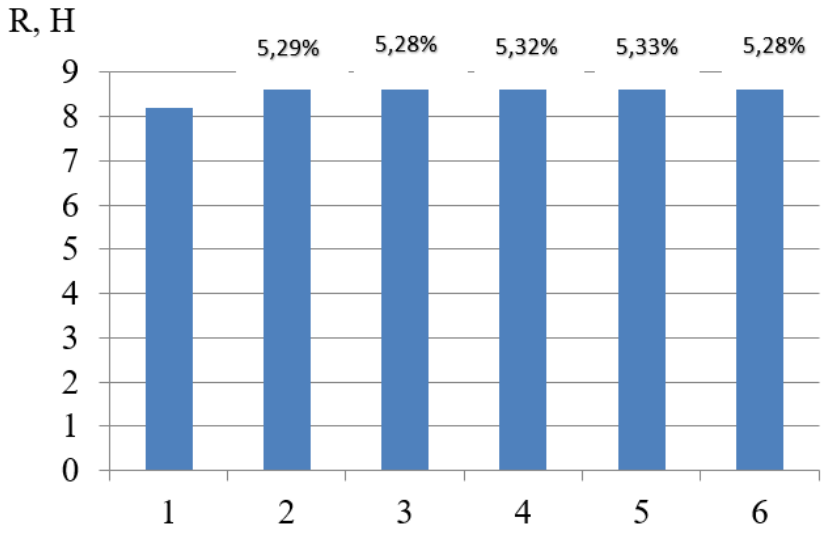



Рис.2.8. Гістограма сили тяги гвинта при частоті обертання 4000 об/хв 1- дані фізичного експерименту [82]; 2 – дані розрахунку з моделлю SST; 3 – дані розрахунку з моделлю k-ε; 4 – дані розрахунку з моделлю k-ω; 5 – дані розрахунку з моделлю BSL; 6 – дані розрахунку з моделлю k-ε EARSM

Також, беручи до уваги результати тестової задачі, представленої в підрозділі 2.3.1., для подальших розрахунків рівняння Нав'є-Стокса будуть замикатися моделлю турбулентності SST, при використанні якої є прийнятна похибка розрахунків, візуалізація обтікання та час розрахунку.

**Висновки за розділом**

У розділі проаналізовано основні аспекти моделювання течії у повітряних гвинтах БПЛА. Моделювання течії у повітряних гвинтах БПЛА здійснюється за допомогою вирішення системи рівнянь Нав'є - Стокса, яка замикається моделлю турбулентної в'язкості. Універсальної моделі турбулентної в'язкості не існує, тому для різних типів задач обирають певну модель турбулентної в'язкості.

В роботі на основі вирішення тестових задач моделювання течії у ступені осьового компресора та повітряного гвинта БПЛА було обрано модель турбулентної в’язкості.

Під час задачі моделювання течії у ступені осьового компресора тестувались сім моделей турбулентної в’язкості: k-ε, k-ε EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress. Всі моделі турбулентної в’язкості, які тестувались, можуть бути використані при моделюванні течії в осьовому компресорі. Однак, найменшу похибку має розрахунок течії з моделлю турбулентної в’язкості SSG Reynolds Stress. Але прийнятну точність та найменший час розрахунку має модель SST Ментера.

Під час задачі моделювання течії у повітряному гвинті тестувались моделі турбулентної в’язкості SST, k-ω, k-ε, k-ε EARSM та BSL Аналіз проведеного моделювання показав, що похибка з дослідженими моделями турбулентності становить близько 5%. Найменша похибка має місце при моделюванні течії у гвинті з використанням моделі турбулентності k-ε та k-ε EARSM, однак найменший час та прийнятна точність має місце при розрахунку з моделлю SST.

Отже, беручи до уваги результати тестових задач, для подальших розрахунків моделювання течії у повітряних гвинтах БПЛА рівняння Нав’є-Стокса будуть замикатися моделлю турбулентності SST, при використанні якої є прийнятна похибка розрахунків, візуалізація обтікання та час розрахунку.

Результати другого розділу представлені в роботах автора [83-85].

# РОЗДІЛ 3
# АЛГОРИТМ РОЗРАХУНКУ ПАРАМЕТРІВ ГВИНТА СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ БПЛА

## 3.1. Дослідження параметрів гвинтів БПЛА

Питанню дослідження тягових характеристик присвячено багато наукових праць. У роботі [86] представлений докладний аналіз методів та методик, які використовуються для розрахунку характеристик ККД, коефіцієнтів тяги та потужності повітряних гвинтів квадрокоптерів.

Важливим питанням при дослідженні тягових характеристик є розробка стендів і вибору апаратури для вимірювання тяги БПЛА. У роботі [87] авторами розроблено універсальну експериментальну вимірювальну систему для більш точного вимірювання параметрів повітряного гвинта (тяга, струм споживання, максимальні обороти). Для більш точного вимірювання також вимірювалися напруга акумулятора, температура та вологість довкілля. Отримано математичні залежності, які дозволяють описати роботу повітряного гвинта у широкому діапазоні режимів роботи. У роботі [88] представлений випробувальний стенд для кількісного визначення тяги, крутного моменту, і вібрації повітряних гвинтів малих БПЛА.

Від вибору геометричних параметрів повітряного гвинта багато в чому залежатимуть льотно-технічні характеристики БПЛА, тому ці питання потребують додаткових досліджень.

У роботі [89] представлено детальний аналіз наукових публікацій щодо впливу на підйомну сила, силу тяги гвинта БПЛА та ККД гвинта за зміни геометрії гвинта БПЛА до 4 кг. Автори акцентують увагу, що процес вибору оптимальної геометрії гвинта є архіскладним завданням, у вирішенні якої значну допомогу надають методи CFD моделювання.

У дослідженні [90] виконано оптимізацію конструкції гвинта для режиму набору висоти та крейсерського режиму, також проведено

оптимізацію конструкції лопаті гвинта для двох режимів роботи набору висоти та крейсерського польоту одночасно. Оптимальна конструкція гвинтів для крейсерського польоту має менші хорди, більший крок і більший діаметр, тоді як оптимальна конструкція гвинтів для набору висоти має більші хорди, менший крок і менший діаметр. Оптимальна конструкція гвинтів для двох режимів одночасно включає більш високі частоти обертання при цьому значення хорди і діаметра є проміжним між значеннями для кожного режиму окремо. Характеристики всіх отриманих оптимальних гвинтів кращі порівняно з базовим гвинтом. Автор проводить оцінку ККД, сили тяги гвинта та потужності двигуна.

У статті [91] проведено чисельне дослідження обтікання 11-дюймового гвинта квадрокоптера при різних швидкостях польоту і швидкостях обертання в умовах вертикального набору висоти. Метою дослідження було вивчити вплив зміни швидкості польоту та швидкості обертання на коефіцієнт тяги. Автори показали, що похибка чисельного експерименту зростає зі збільшенням швидкості обертання, проте за зростання швидкості польоту така тенденція відсутня.

У статті [92] представлена методика розрахунку тяги, опору та крутного моменту гвинтів, що використовуються в БПЛА. Модель може використовуватися в широких режимах польоту від висіння до високошвидкісного польоту вперед. Універсальність методики підтверджується апробацією під час розрахунку характеристик трьох різних типів гвинтів. Розрахунки, отримані аналітично, порівнюються з результатами фізичного експерименту, проведеного в аеродинамічній трубі.

В роботі [93] проведено дослідження аеродинамічних характеристик повітряного гвинта APC 1045. Дослідження виконувались в аеродинамічній трубі з подальшим порівнянням результатів з даними чисельного експерименту. Результати чисельного експерименту добре узгоджуються з результатами фізичного експерименту за всіма досліджуваними режимами роботи, похибка розрахунку коефіцієнта тяги і потужності становить близько

5% і 4% відповідно. З іншого боку, більш комплексне дослідження шляхом чисельного експерименту показує, що при збільшенні кроку гвинта зменшується підйомна сила, тобто ККД знижується. Збільшення втрат викликано вихровим характером обтікання в зонах втулки та закінцівки лопаті.

У роботі [94] розроблено емпіричні залежності, які дозволяють при заданому наборі попередніх параметрів конструкції БПЛА (потрібна тяга та крейсерська швидкість польоту), розрахувати параметри повітряного гвинта, обрати гвинт з високим ККД для заданих режимів польоту. Для отримання емпіричних залежностей авторами було опрацьовано характеристики 170 повітряних гвинтів БПЛА, діаметр яких варіювався від 2 до 18 дюймів.

В роботі [95] описано весь процес проєктування повітряного гвинта, від вибору профілю крила до створення деталі в програмі SolidWorks. Авторами проведено випробування в аеродинамічній трубі, щоб визначити вплив фюзеляжу на характеристики повітряного гвинта. Особливий інтерес представляло порівняння значень потужності за різних варіантів установки гвинта. Експериментальним шляхом було встановлено, що обшивка фюзеляжу справила значний шкідливий вплив на кожен із 4 гвинтів, використаних у випробуваннях. Тому було рекомендовано змінити конструкцію втулки гвинта, щоб зменшити втрати опору та тяги.

Одним із способів поліпшення тягових характеристик гвинта є використання гвинта змінного кроку, якщо це дозволяє конструкція БПЛА.

У статті [96] узагальнено експериментальні вимірювання силової установки, оснащеної інноваційним несучим гвинтом змінного кроку. У дослідженнях враховувалися характеристики гвинта для безвітряних умов і новий підхід до оптимізації налаштувань кроку при польоті на висінні залежно від ваги БПЛА та енергоспоживання. Оскільки ємність акумулятора БПЛА завжди обмежена, ефективне керування енергоспоживанням є єдиним способом підвищити продуктивність місії БПЛА. Дослідження показує, що використання гвинта змінного кроку може збільшити максимальну злітну

масу літака та підвищити енергоефективність при висінні, особливо якщо навантаження різниться для різних місій. Виміряна максимальна тяга була на 31% вищою порівняно з вихідними налаштуваннями лопатей. Коефіцієнт тяги при висінні показав збільшення від 2,6% до 7,5% для різних кутів нахилу по відношенню до вихідного нерухомого гвинта.

Отже, питання щодо вивчення ККД та тягових характеристик повітряних гвинтів квадрокоптерів є актуальними і потребують подальших досліджень.

### 3.2. Визначення сили тяги, потужності та ККД гвинта БПЛА

При дослідження аеродинамічних характеристик повітряного гвинта визначають аеродинамічні сили, які діють на елемент лопаті шириною *dr* в перерізі з радіусом *r* і площею *d* = *b dr*, де *b* - хорда перерізу показано на рис.3.1. Аеродинамічна сила *dR*, що діє на цьому елементі при русі лопаті, дорівнює [97]

$$dR = c_R \frac{\rho W}{2} b dr\,, \tag{3.1}$$

де *W* - результуюча швидкість; $c_R$ - аеродинамічний коефіцієнт, залежний від форми профілю, його кута атаки $\alpha$ і числа *M*.

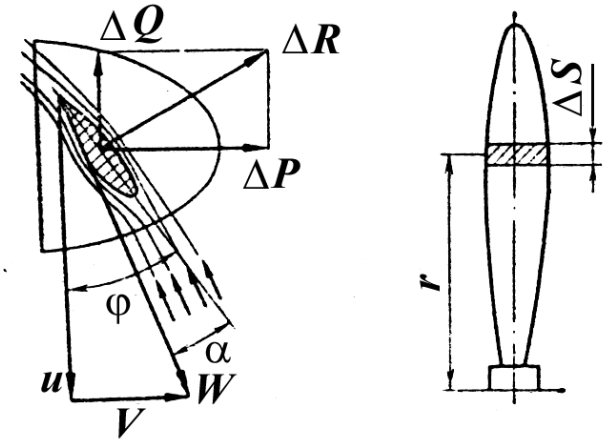



Рис. 3.1. Визначення аеродинамічної сили на лопаті гвинта

Проєкції сили *dR* на напрям осі обертання і перпендикулярний до нього, що знаходиться в площині обертання гвинта, відповідно дадуть елементарну силу тяги *dP* і силу *dQ*, направлену у бік, протилежний напряму обертання гвинта. Щоб подолати цю силу, необхідно до валу гвинта прикласти елементарний крутний момент $dM = dQr$, тобто витратити потужність $dN = dQr\omega$.

При оцінці аеродинамічних характеристик повітряного гвинта силу тяги, яка створюється гвинтом, і потужність, що необхідно витратити на його обертання, визначають інтегруванням елементарних сил *dP* і потужності *dN* по довжині кожної лопаті гвинта.

Зазвичай силу тяги виражають через безрозмірний коефіцієнт тяги, пов'язаний з тягою виразом [97]

$$P = \overline{\alpha}\, p\, n_c^2\, D^4, \tag{3.2}$$

а потужність через коефіцієнт потужності $\overline{\beta}$:

$$N = \overline{\beta}\, p\, n_c^3\, D^5. \tag{3.3}$$

Коефіцієнти $\overline{\alpha}$ і $\overline{\beta}$ аналогічні безрозмірним аеродинамічним коефіцієнтам, таким, як $c_y$, $c_x$. У загальному випадку коефіцієнти $\overline{\alpha}$ і $\overline{\beta}$ залежать від куту установки гвинта $\varphi$, коефіцієнта швидкості, чисел *M, Re* і форми гвинта.

Залежність коефіцієнтів $\overline{\alpha}$ і $\overline{\beta}$ від цих параметрів визначають зазвичай експериментальним шляхом. Зі збільшенням коефіцієнта швидкості $\lambda$ (при куті установки $\varphi$ = const) коефіцієнти $\overline{\alpha}$ і $\overline{\beta}$ як правило, зменшуються. Це пояснюється тим, що збільшення $\lambda$ означає збільшення кута притікання струменів $\beta$ і збільшення кута атаки $\alpha = \varphi - \beta$.

При зменшенні кута атаки зменшуються аеродинамічні сили, що діють на лопаті, а отже, знижується тяга гвинта *P*.

Збільшення кута установки при одному і тому ж значенні коефіцієнта швидкості $\lambda$ (або кута $\beta_0$) приводить до зростання кута атаки перерізів, до збільшення аеродинамічних сил і коефіцієнтів $\overline{\alpha}$ і $\overline{\beta}$. Проте, при дуже великих кутах установки $\varphi$ відбувається зрив потоку на лопатях, що приводить до зменшення тяги гвинта (коефіцієнта тяги $\overline{\alpha}$). Потужність, яка витрачається на обертання гвинта (коефіцієнт $\overline{\beta}$), в цьому випадку збільшуватиметься.

На величину сили тяги повітряного гвинта БПЛА будуть випливати багато чинників.

Ефективність повітряного гвинта оцінюється за допомогою ККД. Під ККД повітряного гвинта $\eta$ розуміють відношення корисної тягової роботи, здійсненої гвинтом для переміщення літального апарата у напрямі польоту (рівної добутку $PV_0$) до потужності двигуна, яка передається на повітряний гвинт [97]

$$\eta = \frac{PV_0}{N}. \tag{3.4}$$

ККД гвинта можна визначити за відомими значеннями коефіцієнтів тяги $\overline{\alpha}$ і потужності $\overline{\beta}$.

Підставляючи у формулу (3.4) значення тяги *P* і потужності *N* з формул (3.2) і (3.3), отримаємо [97]:

$$\eta = \frac{\overline{\alpha}}{\overline{\beta}} \cdot \frac{V_0}{n_c D}.$$

З урахуванням виразу (2.1) дістанемо

$$\eta = \frac{\overline{\alpha}}{\overline{\beta}}\lambda . \qquad (3.5)$$

Залежність ККД елементу лопаті гвинта від аеродинамічної якості профілю для даного перерізу $c_y/c_x$ і кута притікання струменів $\beta_0$ визначають за формулою [97]

$$\eta_r = \frac{\frac{c_y}{c_x} - \operatorname{tg}\beta_0}{\frac{c_y}{c_x} + \operatorname{ctg}\beta_0}. \qquad (3.6)$$

Отримана формула показує, що в даному випадку ККД елементу лопаті визначається аеродинамічною якістю профілю даного перерізу $c_y/c_x$ і кутом притікання струменів $\beta_0$. ККД елементу лопаті підвищується при збільшенні аеродинамічної якості профілю, і істотно зменшується при великих кутах $\beta_0$.

Кожному значенню аеродинамічної якості $c_y/c_x$ відповідає одне значення кута притікання струменів $\beta_{opt}$, при якому ККД має найбільше значення. Значення цього оптимального кута притікання струменів визначається формулою [97]

$$\beta_{opt} = \frac{\pi}{4} - \frac{\varepsilon}{2}, \qquad (3.7)$$

де $\varepsilon = \operatorname{arcctg} c_y/c_x$.

Підставляючи (2.7) у формулу (2.6), можна визначити максимальне значення ККД елементу лопаті для заданої аеродинамічної якості. Воно дорівнює [97]:

$$(\eta_r)_{max} = \frac{\frac{c_y}{c_x} - \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varepsilon}{2}\right)}{\frac{c_y}{c_x} + \operatorname{ctg}\left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varepsilon}{2}\right)}. \qquad (3.8)$$

Отже, якщо у всіх перерізах лопаті гвинта забезпечується оптимальний кут притікання струменів $\beta_{opt,}$ кут атаки рівний $\alpha_{найв,}$ і виконується умова

$$\varphi = \beta_{opt} + \alpha_{найв}, \tag{3.9}$$

то в цьому випадку у всіх перерізах лопаті ККД матиме максимальне значення. Тому умову (3.9) визначає вибір кутів установки лопатей φ і закон зміни кута закручування $\varphi_{кр}$ уздовж радіусу повітряного гвинта [97].

### 3.3. Джерела шуму гвинтів БПЛА

З кожним роком БПЛА стають все більш популярними та широко використовуються в різних галузях, таких як доставка товарів, сільське господарство, у військових цілях (наприклад, розвідка та спостереження, транспортування вантажів та евакуація), у наукових цілях (наприклад, дослідження дикої природи, моніторинг клімату), пожежні та рятувальні операції, поліцейські операції тощо. Незважаючи на всі переваги застосування БПЛА у цих сферах, існує кілька важливих проблем, які потребують дослідження та вирішення. Однією із таких актуальних проблем є зниження шуму БПЛА. Під час доставки товарів шум від БПЛА впливає на міське середовище, заважає місцевим жителям; під час роботи БПЛА у сільському господарстві шум впливає як на людей, які працюють на фермах, так і на тварин. Наукові дослідження вимагають високої точності, шум від БПЛА може створити несприятливий фон, який може спотворити результат. Що стосується військового застосування, критично важливим для успішних операцій є максимально тихий БПЛА. Таким чином, актуальність проблеми зниження шуму гвинтів БПЛА обумовлена необхідністю покращення якості життя людей, збереження довкілля, підвищення ефективності застосування БПЛА.

Для розробки методів зниження шуму БПЛА важливо розуміти природу та джерела цього шуму. Для мікро та міні БПЛА основним джерелом акустичного випромінювання є гвинт. Можна виділити аеродинамічний шум, механічний шум, шум акустичної взаємодії. Також великий вплив на акустичне випромінювання БПЛА мають експлуатаційні умови — режими роботи, погодні умови та інше [98-101].

Механічний шум гвинтів БПЛА виникає через різні механічні взаємодії та рухи, пов'язані з роботою гвинтів, обумовлений внутрішніми механічними процесами та елементами конструкції. До основних причин механічного шуму гвинтів БПЛА можна віднести вібрації, тертя, зазори, явище резонансу. З метою зменшення механічного шуму необхідне ретельне балансування гвинтів, використання підшипників з низьким рівнем тертя, використання антивібраційних кріплень та демпфуючих прокладок для зменшення передачі вібрацій на корпус БПЛА і т.д. [98-100].

Шум акустичної взаємодії гвинтів БПЛА виникає, коли повітряний потік, що створюється одним гвинтом, впливає на роботу іншого гвинта чи корпус БПЛА. Ця взаємодія може посилювати шум за рахунок складних аеродинамічних та акустичних ефектів. Врахування шуму акустичної взаємодії важливо для багатогвинтових БПЛА, таких як квадрокоптери, октокоптери або гексакоптери, де гвинти розташовані близько один до одного. У цьому випадку буде мати місце явище аеродинамічної взаємодії гвинтів, явище інтерференції та дифракції звукових хвиль. Інтерференція звукових хвиль - це явище, що виникає при накладенні двох або більше звукових хвиль, при якому амплітуда результуючої хвилі в різних точках простору може збільшуватися або зменшуватися в залежності від фазових співвідношень хвиль, що накладаються. При конструктивній інтерференції амплітуда результуючої хвилі збільшується, що призводить до посилення звуку. При деструктивній інтерференції амплітуда результуючої хвилі зменшується, що, в свою чергу, призводить до зниження інтенсивності акустичного випромінювання. Дифракція звукових хвиль - це явище, при

якому звукові хвилі огинають перешкоди і поширюються за їх межі. Дифракція дозволяє звуковим хвилям проникати в тіні від перешкод і проходити через вузькі отвори або довкола кутів, що відрізняє їх від прямолінійного поширення світла. Це пояснюється хвильовою природою звуку і може бути описано принципом Гюйгенса-Френеля [98-101].

Звук аеродинамічного походження можна визначити як звук, що виникає внаслідок впливу повітряного потоку на довкілля, причиною утворення якого є рух повітряного потоку. Аеродинамічний шум виникає через взаємодію лопатей гвинта з повітряним потоком. У 1952-1954 рр. з'явилися роботи Лайтхілла [102], у яких викладено основи загальної теорії аеродинамічного шуму.

Аеродинамічний шум гвинта умовно поділяють на шум обертання та вихровий шум. Поряд з періодичною силовою дією лопатей гвинта на навколишнє середовище (шум обертання) з лопатей гвинта по всій їх довжині відбувається зрив потоку, внаслідок чого за лопатями утворюється суцільна вихрова пелена, яка слугує джерелом вихрового шуму. При розгляді шуму гвинтів БПЛА вихровий шум - це складова аеродинамічного шуму, яка виникає через утворення і розпад вихорів у потоці повітря, шум обертання - це складова аеродинамічного шуму, що виникає в результаті обертального руху лопатей гвинтів, цей шум виникає через аеродинамічні ефекти і механічні фактори, пов'язані з рухом повітря навколо гвинта, що обертається [98-101].

З іншого боку, аеродинамічний шум розділяють на дискретний та широкосмуговий. Дискретний шум - це шум, який характеризується присутністю чітко визначених частотних складових, що виявляються у вигляді окремих піків у спектрі шуму. На відміну від широкосмугового шуму, що охоплює широкий діапазон частот, дискретний шум концентрується на певних частотах і часто виникає внаслідок регулярних чи періодичних процесів. Широкосмуговий шум - це шум, який характеризується рівномірним розподілом енергії в широкому діапазону

частот. Широкосмуговий шум має безперервний спектр, що робить його важкорозрізненим за окремими частотними компонентами. Вихровий шум відносять до широкосмугового шуму, шум обертання – до дискретного [98-100].

При рівномірному обертанні гвинта збурення повітряного потоку відбувається періодично. Тому спектр шуму гвинта БПЛА має гармонійну структуру. Дискретні частоти цього періодичного спектру кратні добутку числа обертів за секунду $n_c$ на число лопатей n [98]

$$f_m=m\cdot n\cdot n_c, \qquad (4.1)$$

де $f_m$ - частота m-й гармоніки.

Шум обертання - гармонійна складова аеродинамічного шуму гвинта БПЛА, обумовлений впливом на середовище стаціонарних щодо лопатей аеродинамічних навантажень - сил тяги та моменту на валу гвинта. Ця складова еквівалентна акустичному диполю. Товщина лопаті гвинта у міні та мікро БПЛА має порівняно мале значення, тому цей фактор не істотно впливає на гармонійну складову аеродинамічного шуму гвинта БПЛА, на відміну від гвинтів, які мають велику товщину (наприклад, гвинти літаків) [102].

Вихровий шум, що утворюється в результаті обтікання потоком лопатей гвинта, має суцільний спектр, оскільки перерізи лопатей обтікаються з різними швидкостями, залежно від радіусу і, крім того, циркуляція по довжині лопаті змінна. За кожною лопаттю утворюється суцільна вихорова пелена безперервна по радіусу. Звук випромінюється в момент зриву вихорів із задніх крайок перерізів лопатей. Однак, для міні та мікро БПЛА інтенсивність вихорів порівняно мала, тому рівень вихрового шуму також нижчий, ніж шум обертання. Вихровий шум гвинтів БПЛА характеризується акустичним квадруполем [102].

На аеродинамічний шум гвинтів БПЛА впливає безліч факторів, серед них можна виділити основні:

- швидкість обертання гвинтів;
- геометричні характеристики та форма лопатей;
- кількість лопатей
- матеріали, з яких виготовлені лопаті БПЛА.

Важливим аспектом дослідження акустичних характеристик повітряних гвинтів БПЛА є проведення експериментальних випробувань на стенді та в польотних умовах, а також чисельний розрахунок акустичного випромінювання. Так, у роботах [103, 104] представлені результати експериментального аналізу аероакустичних характеристик гвинтів, призначених для приведення в рух невеликих БПЛА. На додаток до експериментальних досліджень представлено та проаналізовано чисельний аналіз акустичних характеристик. У роботі [103] автори використовують модель розрахунку акустичного випромінювання гвинтів, засновану на вирішенні рівняння Фокс Вільямса-Хоукінгса та моделі широкосмугового шуму.

Зважаючи на те, що експериментальні дослідження шуму гвинтів не завжди є доступними, важливим також є розробка та апробація методик розрахунку акустичного випромінювання гвинтів малих БПЛА, заснованих на аналітичному розрахунку та моделюванні течії. У роботі [105] проаналізовано дослідження з моделювання обтікання лопатей квадрокоптерів та методи розрахунку акустичного поля, що створюється аеродинамічною взаємодією потоку та лопатей. У потенційному наближенні сформульовано та чисельно вирішено завдання створення обертального шуму лопатями аеротаксі квадрокоптера. Вивчено характеристики ближнього та дальнього звукових полів. Зокрема, розраховано коефіцієнт тиску та рівень звукового тиску в дальньому звуковому полі, а також досліджено частотний склад спектру звукових хвиль, що генеруються.

Проблемі зниження шуму малих БПЛА присвячено багато наукових досліджень, проте ця проблема до кінця не вирішена. Так, у роботі [106] досліджується вплив розташування гвинтів та планера на акустичне випромінювання БПЛА. Підняття гвинтів над корпусом БПЛА призвело до зниження шуму до 8 дБА у прямому польоті і лише до незначного зниження шуму під час висіння.

Одним із дієвих способів зменшення шуму гвинтів БПЛА є зниження частоти обертання. У роботі [107] наведено результати дослідження зменшення акустичного випромінювання гвинта методом зниження частоти обертання за рахунок збільшення діаметра гвинта, при цьому автори дотримуються вимог збереження потрібної тяги.

У роботі [108] досліджується вплив частоти обертання, діаметра та кількості гвинтів на акустичне випромінювання. Всі конфігурації мають однакове навантаження на гвинт і кінцеве число Маха, при цьому радіус гвинта зменшується, а оберти збільшуються при переході від квадрокоптера до октокоптера. Результати моделювання показують, що ортогональна фазування між гвинтами призводить до значного зниження шуму (від 9 до 14 дБ порівняно з еквівалентним одиночним гвинтом). Подальше зменшення числа Маха на закінцівці не тільки зменшує шум, але й створює ще глибші області тиші. Дослідження частотних спектрів рівня звукового тиску показує, що менші гвинти, які швидко обертаються (від квадрокоптера до октокоптера) створюють більше тональних піків на більш високих частотах. У роботі [109] автори досліджували метод зниження шуму гвинта БПЛА за допомогою зміни форми лопаті. Форма лопаті гвинта відрізнялася від базової лопаті усуненням усіх поперечних перерізів до задньої кромки. Показано, що аеродинамічні характеристики нового гвинта приблизно такі ж, як у базового по тязі і силовому навантаженню. Зниження тонального шуму в середньочастотному діапазоні спостерігається при високих значеннях обертів за хвилину, що відповідає тенденції спектрів тяги. Зниження широкосмугового шуму у високочастотному діапазоні спостерігається для

всіх значень обертів. Зниження загального рівня звукового тиску гвинта з удосконаленими лопатями в порівнянні з базовим становить близько 1,4 - 2 дБ.

Одним із цікавих та перспективних методів зниження шуму гвинтів БПЛА є застосування спеціальних матеріалів. Наприклад, в роботах [110-111] представлено результати дослідження щодо застосування покриття лопатей гвинтів мікрофіброю. У дослідженні [110] покриття з мікрофібри сприймається як пасивний засіб зниження шуму гвинта. Покриття має волокнисту структуру і раніше було показано, що воно є пасивним засобом зниження опору круглого циліндра. Щоб почати тестування ефективності покриття з мікрофібри для зниження шуму гвинта, смужки з покриттям мікрофібри розміщувалися в різних місцях за розмахом лопатей гвинта. Рівень звукового тиску, створюваного гвинтом, що обертається, вимірювався шумоміром. Гвинт із покриттям з мікрофібри продемонстрував нижчий рівень звукового тиску, ніж гвинт без покриття. При числі Рейнольдса $7,4 \times 10^4$, використання покриття з мікрофібри дозволило досягти зниження шуму до 1,6 дБ порівняно з гвинтом без покриття. Також, варто зазначити, що покриття з мікрофібри ефективно знижує широкосмуговий шум. Встановлено, що ефективність зниження шуму залежить від розташування смуг із покриттям із мікрофібри. У роботі [111] показано, що використання покриття з мікрофібри на лопатях гвинта дозволяє знизити широкосмуговий шум в діапазоні від 3 до 10 кГц. Також продемонстровано, що шум квадрокоптера з чотирма гвинтами також знижується за рахунок використання покриття з мікрофібри на лопатях гвинтів.

Дослідження [112] присвячено зниженню вихрового шуму гвинта на кінцях лопаті. З цією метою було досліджено сім варіантів гвинтів квадрокоптера DJI Phantom 2 із різними законцівками. Це дозволило знизити рівень звукового тиску в ближньому полі на 8-10 дБ, проте для цих варіантів гвинтів значно зросла потужність, необхідна для досягнення потрібної тяги. Найбільш перспективним варіантом виявився гвинт із насічками на задній

кромці на відносному радіусі 0,95 з подвійною шириною прорізу та подвійною глибиною. Даний варіант дозволив знизити шум на 7,2 дБ зі збільшенням необхідної потужності лише на 3,96% порівняно зі стандартним гвинтом.

Також, дієвим засобом зниження шуму гвинтів БПЛА є застосування капоту [113-115]. В роботі [113] на основі моделювання течії у відкритому та закапотованому гвинті БПЛА отримані значення рівня звукової потужності для кожного дослідженого режиму роботи. На всіх досліджених режимах роботи при частоті обертання 3000…10000 об/хв. рівень акустичного тиску гвинта БПЛА значно знизився завдяки застосуванню капоту. Найбільше зниження шуму відповідає нижчим частотам обертання. Закапотований гвинт має акустичне випромінювання на 6,97…6,3 дБ нижче, ніж відкритий в діапазоні частоти обертання 3000…10000 об/хв. відповідно. Візуалізація джерел широкосмугового шуму при обтіканні за капотованого гвинта БПЛА показує, що основним джерелом широкосмугового шуму виступає капот. Зони з візуалізацією широкосмугового шуму наявні, як на нижній так і на верхній кромці капоту. У статті [114] досліджується вплив акустично жорсткого кожуха на тональний шум, створюваний гвинтом БПЛА. Капотування гвинта кожухом змінює навантаження на лопаті гвинта, тим самим змінюючи акустичне випромінювання постійного навантаження (дипольне акустичне джерело). Показано, що середнє за часом обертове поле тиску на внутрішній поверхні капота також вносить істотний внесок у тональний шум. Отримані результати показують, що ефект кожуха полягає у зменшенні тонального шуму для спостерігачів, що знаходяться нижче за площину обертання гвинта.

Різні форми капотів для гвинтів БПЛА – перфоровані та неперфоровані, із різною формою вихідної кромки, кожух мембранного типу, досліджуються у роботі [115]. Показано, що кожна форма має свої недоліки, так і переваги.

Виходячи з вище наведених факторів, можна сформулювати шляхи та методи зниження аеродинамічного шуму гвинтів БПЛА:

- оптимізація геометричних параметрів та форми лопатей;

- зниження швидкості обертання;

- створення матеріалів для лопатей БПЛА, здатних поглинати та розсіювати акустичне випромінювання.

### 3.4. Оптимізація параметрів гвинта БПЛА

Методи оптимізації - це набір технік та алгоритмів, які використовуються для знаходження найкращого рішення у заданих умовах та обмеженнях. Основна мета методів оптимізації полягає в мінімізації або максимізації цільової функції (або безлічі цільових функцій). Оптимізація авіаційних гвинтів для БПЛА є складним та багатогранним процесом, що вимагає врахування безлічі факторів та використання сучасних методів та технологій. В основі будь-якої оптимізації лежить необхідність досягнення компромісу між протилежними вимогами, наприклад, такими як максимальна тяга та мінімальне споживання енергії, або мінімальне акустичне випромінювання та максимальна тяга тощо. Важливо враховувати особливості місій БПЛА, які можуть змінюватись від тривалих польотів на висоті до маневрених дій поблизу землі.

Одним із ключових аспектів оптимізації гвинтів є аеродинаміка. При створенні гвинтів БПЛА з цільовою функцією максимізації ККД або мінімізації гідравлічних втрат можуть бути оптимізовані профілі лопаті, кути установки, форма лопаті, кінцевий і втулковий діаметр, кількість лопатей і т.д.

Дослідження показують, що застосування методів багатокритеріальної оптимізації, генетичні алгоритми, алгоритми рою частинок, алгоритм колонії мурах, дозволяють ефективно знаходити оптимальні рішення при створенні гвинтів БПЛА. У роботі [116] використовується два типи алгоритмів -

генетичний алгоритм та алгоритм колонії мурах, що дозволило визначити одночасно оптимальне значення коефіцієнта тяги та мінімальне значення коефіцієнта потужності. У роботі [117] за допомогою генетичного алгоритму спроектовано БПЛА з оптимальними розмірами та корисним навантаженням. Проте, використання цих методів є досить трудомістким і потребує значних ресурсів.

Один із ефективних методів оптимізації в теорії лопаткових машин є метод координатного спуску. Метод координатного спуску простий у реалізації та ефективний для завдань, де зміна одного параметра за раз призводить до значних поліпшень.

Метод координатного спуску (Coordinate Descent) - це метод оптимізації, при якому на кожній ітерації фіксуються всі змінні, крім однієї, і виконується одновимірна оптимізація цієї змінної. Цей метод використовується для мінімізації чи максимізації функції багатьох змінних та відрізняється простотою реалізації. Ідея методу координатного спуску полягає в тому, щоб розбити багатовимірне завдання оптимізації на серію одновимірних задач. На кожній ітерації вибирається одна координата (змінна), вздовж якої проводиться пошук оптимуму, тоді як інші координати фіксуються. Цей процес повторюється по черзі кожної координати до того часу, доки досягнуто збіжність. Переваги даного методу - це простота реалізації – метод легко реалізувати, оскільки кожна ітерація зводиться до одновимірної оптимізації; ефективність для розріджених завдань –метод особливо корисний для завдань, де функція має розріджену структуру, і зміна однієї змінної незначно впливає на інші; мала потреба у пам'яті - метод не вимагає зберігання великих матриць чи складних структур даних, що робить його придатним до роботи з великими наборами даних. Недоліки розглянутого методу оптимізації є повільна збіжність - у завданнях із сильно взаємопов'язаними змінними метод може сходитися повільно, оскільки зміна однієї змінної може вимагати багато ітерацій для досягнення оптимуму; залежність від початкової точки - метод може застрягати в локальних

екстремумах, якщо початкова точка обрана невдало; обмежена застосовність - метод який завжди ефективний для завдань з гладкими, але дуже нелінійними функціями [118 - 122].

За кількістю цільових функцій, які оптимізуються розрізняють однокритеріальні та багатокритеріальні завдання оптимізації.

Для даного дослідження розроблено алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта БПЛА за допомогою оптимізації з двома обмеженнями і одним критерієм. Мета оптимізації є максимізація ККД при заданому діападоні сили тяги повітряного гвинта і обмеження по рівню звуокового тиску SPL у ближньому полі. На рис. 3.2 зображено блок-схему алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта БПЛА.

Запропонований алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта БПЛА складається з декілька кроків.

Першим кроком є оптимізація форми лопаті повітряного гвинта силової установки БПЛА. Задля можливості визначити вплив форми лопаті гвинта на ККД з обмеженням SPL та діапазону сили тяги, всі інші параметри фіксуються та залишаються незмінними при дослідженні різних форм лопатей. Результатом першого кроку оптимізації є знаходження форми із ряду досліджених, яка забезпечує при всіх інших рівних умовах максимальні значення ККД при заданих обмеженнях.

Другим кроком є оптимізація кількості лопатей оптимальної форми. З метою проведення оцінки впливу кількості лопатей гвинта БПЛА на ККД з урахуванням з обмеженням SPL та діапазону сили тяги, всі інші параметри гвинта БПЛА фіксуються та залишаються незмінними при дослідженні гвинтів з різною кількістю лопатей. Результатом другого кроку оптимізації є знаходження оптимальної кількості лопатей гвинта, яка забезпечує, при всіх інших рівних умовах, максимальні значення ККД з урахуванням обмежень за SPL та діапазону сили тяги при заданих режимах роботи гвинта БПЛА.

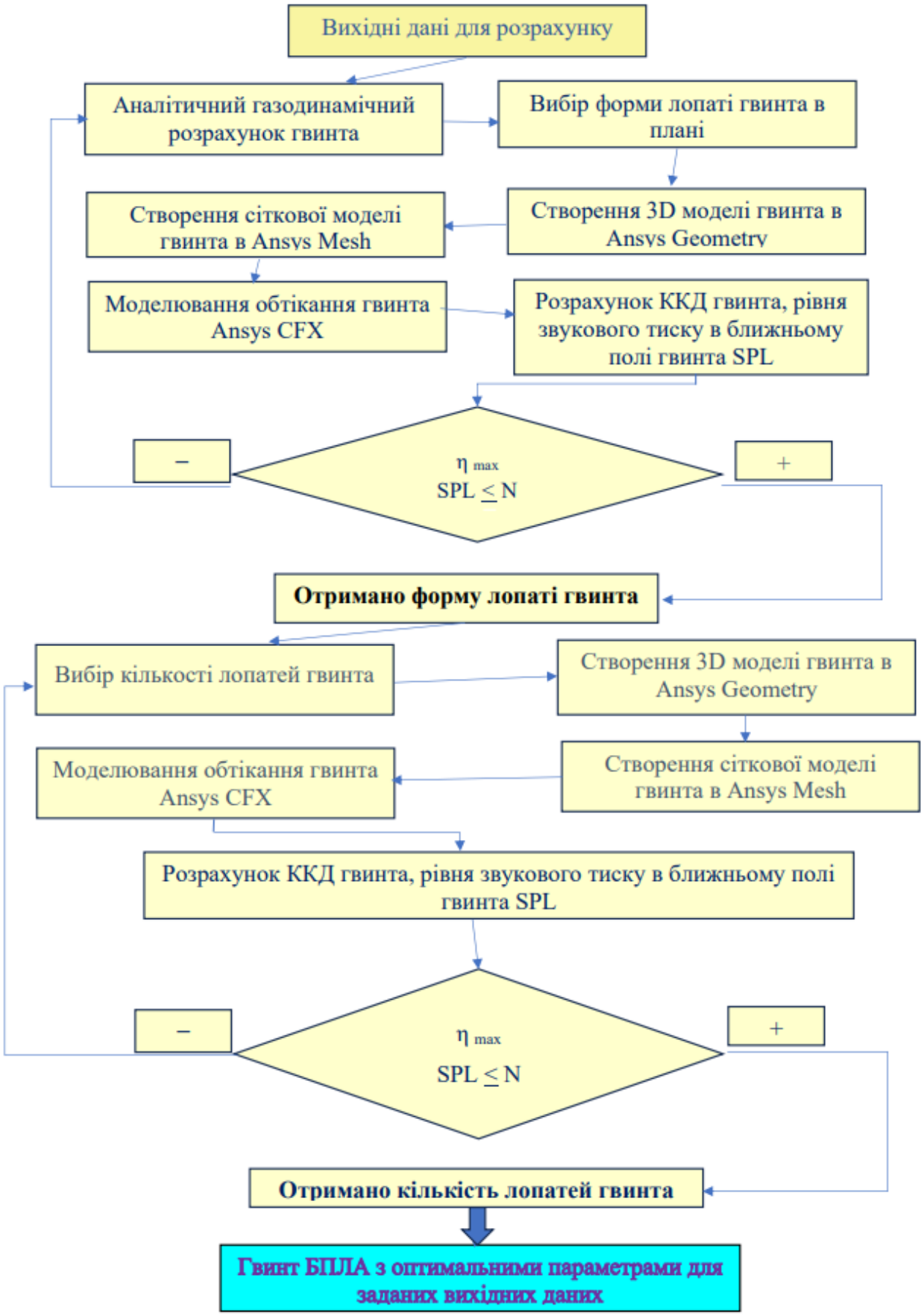



Рис. 3.2 Блок-схема алгоритму оптимізації параметрів гвинта БПЛА

В результаті проведення двох кроків оптимізації отримуємо гвинт з оптимізованими параметрами, який має найвищі значення ККД в заданому діапазоні режимів роботи та мінімальний рівень звукового тиску у ближньому полі.

Формулювання задачі оптимізації повітряного гвинта з додатковими обмеженнями для даного дослідження записано нижче.

Цільова функція:

- ККД гвинта $\eta$.

Задача оптимізації повітряного гвинта є знаходження геометричних параметрів гвинта БПЛА, які б відповідали максимальним значенням ККД при $SPL \leq 84$ дБ в заданому діапазоні сили тяги .

Змінні:

- x - форма лопаті гвинта, $x \in X$, де X — допустимих значень параметрів форми лопаті, що враховує конструкційні та технологічні обмеження.
- k - кількість лопатей - дискретна змінна $k \in \{2, 3, 4, 5\}$.

Вихідні дані:

- де R(k, x) — тяга гвинта як функція від кількості лопатей і форми лопаті.
- Діаметри гвинта не змінюються: $D=D_0$, $d=d_0$
- $D_0$ - задане значення кінцевого діаметра; $d_0$ - задане значення діаметра втулки.
- Кут установки лопатей не змінюється: $\beta=\beta_0$, $\beta_0$ - заданий кут установки лопатей.

Математична постановка задачі:

$$\begin{cases} \eta\,(x,k) \rightarrow \eta_{\,max} \\ \text{При обмеженнях:} \\ SPL \leq 84\text{дБ} \\ 1{,}7\ \text{Н} \leq \text{R}(\text{k},\text{x}) \leq 3.0\ \text{Н} \\ \\ \text{Вхідні дані} \\ \text{D} = \text{D}_0 \\ \text{d} = \text{d}_0 \\ \beta = \beta_0 \\ x \in \text{X} \\ \text{k} \in \{2,3,4,5\} \end{cases} .$$

**Висновки за третім розділом**

Розроблено алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА за допомогою оптимізації його параметрів.

В алгоритмі реалізовано інтеграцію методу оптимізації та методів тривимірного моделювання, CFD моделювання і числового експерименту, що дозволяє за короткий час із запропонованих варіантів гвинтів визначити оптимальний гвинт для заданих вихідних даних.

Результати, отримані в третьому розділі представлено в роботах автора [113, 123-124].

# РОЗДІЛ 4
# ВПЛИВ ФОРМИ ТА КІЛЬКОСТІ ЛОПАТЕЙ НА ККД ТА ШУМ ГВИНТА БПЛА

## 4.1. Дослідження впливу форми лопатей на тягу та ККД гвинта БПЛА

Лопаті гвинтів БПЛА можуть бути різними за формою. Від вибраної форми лопаті будуть залежати ККД, підйомна сила лопаті, ККД, акустичні характеристики та ін.

В рамках поставленої мети за розробленим алгоритмом розрахунку параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА за допомогою оптимізації його параметрів, представленим у третьому розділі в даному розділі представлено дослідження впливу форми лопатей на тягу та ККД гвинта БПЛА. За результатами оптимізації отримано гвинт БПЛА, який має високу ефективність при заданих умовах роботи.

В ході першого кроку дослідження проведено оцінку ККД дволопатевих гвинтів БПЛА, досліджувалось 7 різних форм лопатей. Кути установки, довжина лопатей, кінцевий та втулковий діаметр залишались незмінними. Дволопатеві гвинти досліджувались при стандартних атмосферних умовах на висоті H=0 км, в діапазоні частот від 3000 об/хв. до 11000 об/хв. Кінцевий діаметр гвинта – 128 мм. Під час дослідження боковий вітер не враховувався. Тривимірні моделі досліджуваних дволопатевих гвинтів квадрокоптера представлено на рис.4.1.

Дослідження проводились методом чисельного експерименту. Числове моделювання обтікання дволопатевих гвинтів розраховувалось за допомогою вирішення системи рівнянь Нав’є-Стокса, яка замикалась моделлю турбулентності SST.

Ефективність гвинта оцінювалась за допомогою ККД гвинта.

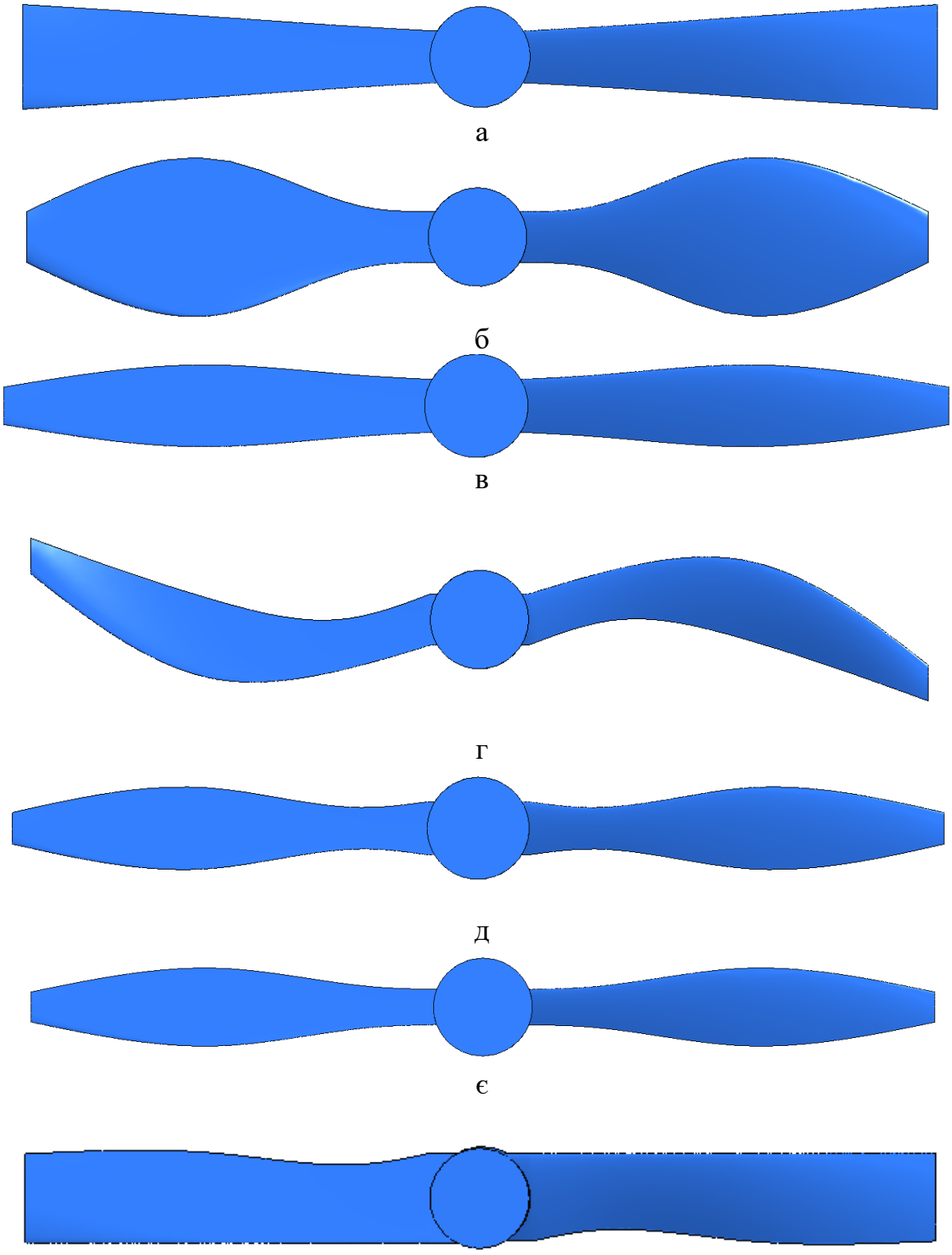



Рис.4.1. Моделі досліджуваних дволопатевих гвинтів:

а – варіант гвинта №1; б – варіант гвинта №2; в – варіант гвинта №3; г – варіант гвинта №4; д – варіант гвинта №5; є – варіант гвинта №6; ж – варіант гвинта №7

За отриманими результатами дослідження моделювання обтікання дволопатевих гвинтів квадрокоптера була побудована залежність ККД гвинта від частоти обертання (рис.4.2).

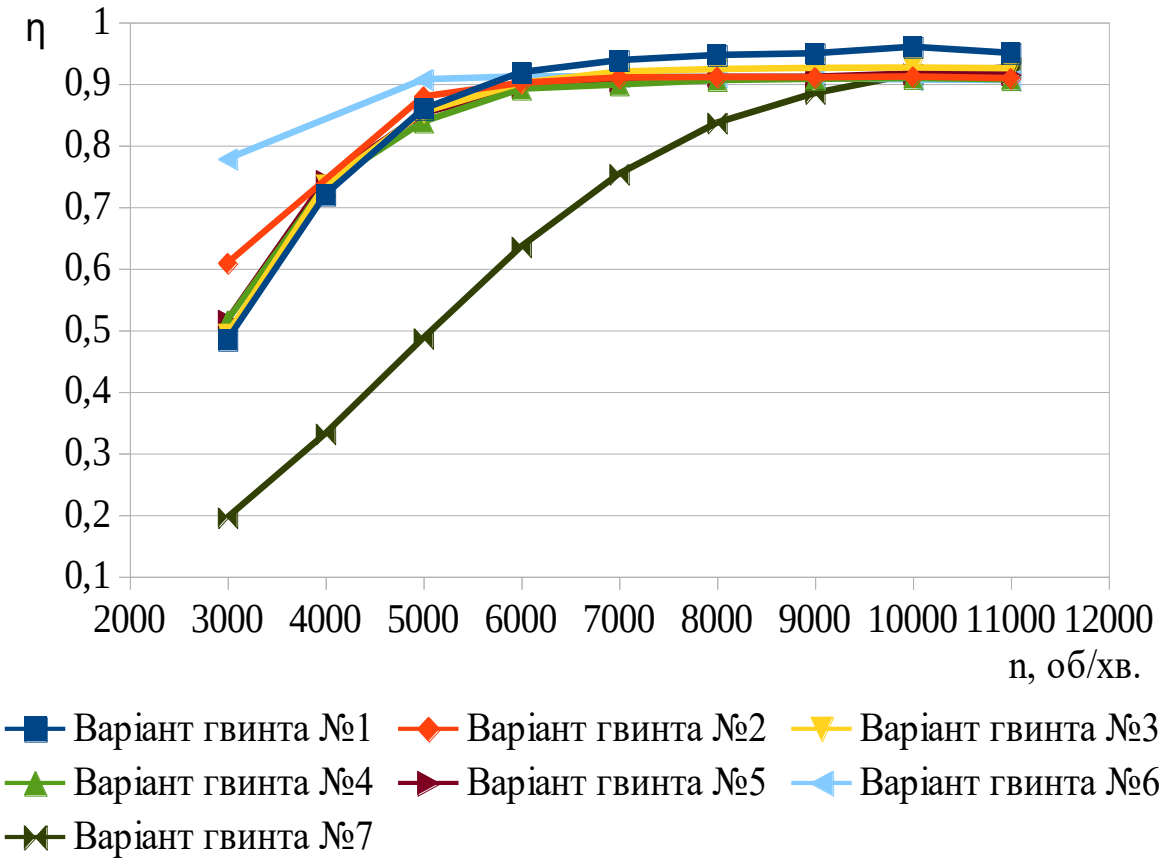



Рис. 4.2. Залежність ККД гвинтів квадрокоптера від частоти обертання

Аналіз графіку, представленого на рис. 4.2 показує, що всі гвинти при певних частотах обертання мають ККД вище 0,9. При мінімальній дослідженій частоті обертання 3000 об/хв. ККД всіх дволопатевих гвинтів має найменші значення і становить від 0,2 до 0,78. При збільшенні частоти обертання ротора двигуна ККД гвинтів поступово збільшується, максимум ККД спостерігається при частотах обертання 6000 – 10000 об/хв.

Варіант дволопатевого гвинта №7 (рис. 4.1, ж) має найнижчі значення у всьому дослідженому діапазоні частот обертання.

Варіанти дволопатевих гвинтів №2 та №6 мають найвищі значення ККД при частотах обертання 3000 – 5000 об/хв., які становлять 0,6…0,78 – 0,88…0,9 відповідно.

Значення ККД гвинтів №1, 3, 4, 5 при частотах обертання 3000-5000 об/хв. становить 0,48…0,51 – 0,83…0,85 відповідно.

Із всіх досліджених варіантів гвинтів гвинт №1 має найвищі значення ККД, на частотах 8000 – 10000 об/хв. ККД сягає 0,94…0,95.

Отже, можна підтвердити твердження, що форма лопатей впливає на ККД. Також, із досліджених гвинтів з різними формами лопатей, варіант гвинта №1 має максимальні значення ККД; варіант гвинта №6 має найвищі значення ККД в діапазоні 3000 – 5000 об/хв.

Проаналізуємо розподілення аеродинамічного навантаження по поверхні лопаті для всіх досліджуваних варіантів дволопатевих гвинтів. Аналіз зручно проводити за допомогою візуалізації аеродинамічного навантаження на поверхнях лопатей гвинта. На рис.4.3-4.9 показано візуалізацію аеродинамічного навантаження вздовж поверхні лопаті для всіх досліджуваних варіантів дволопатевих гвинтів при частоті обертання 4000 об/хв.

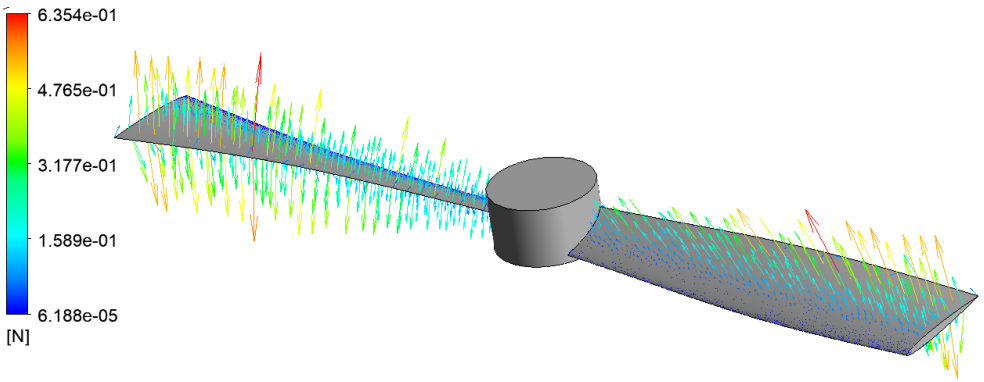



Рис.4.3. Візуалізація аеродинамічного навантаження для варіанта гвинта №1

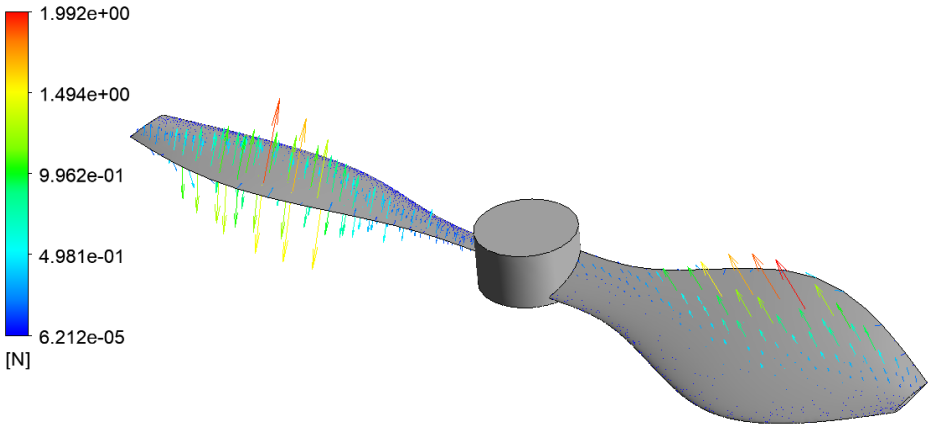



Рис.4.4. Візуалізація аеродинамічного навантаження для варіанта гвинта №2

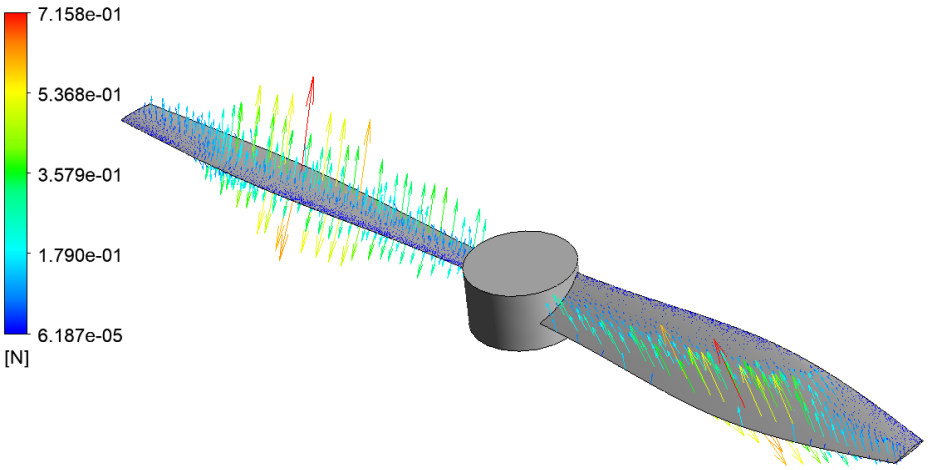



Рис.4.5. Візуалізація аеродинамічного навантаження для варіанта гвинта №3

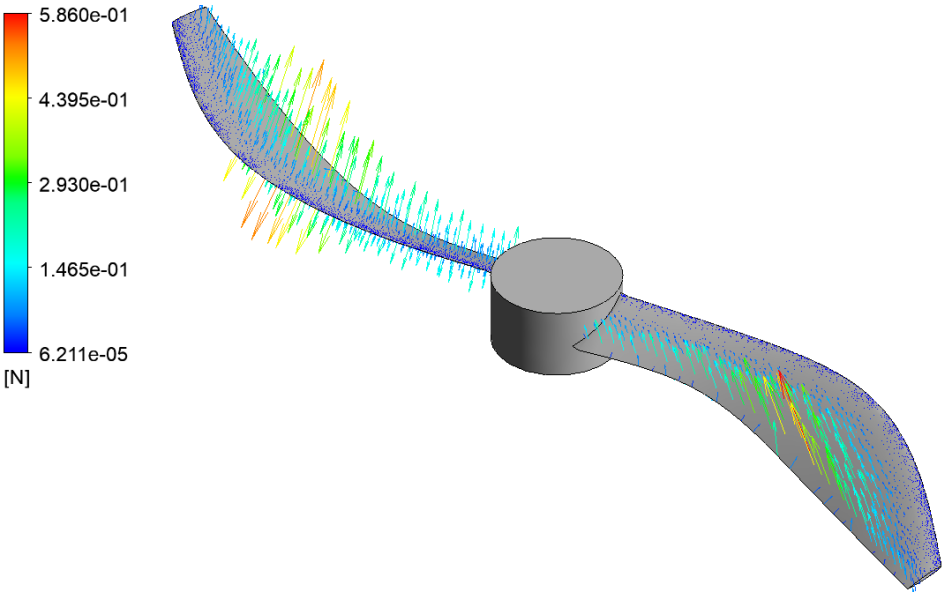



Рис.4.6. Візуалізація аеродинамічного навантаження для варіанта гвинта №4

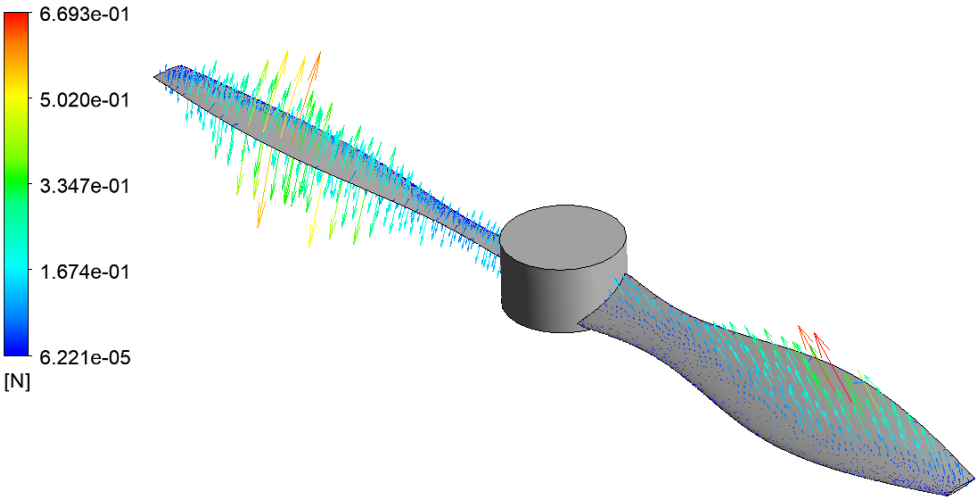



Рис.4.7. Візуалізація аеродинамічного навантаження для варіанта гвинта №5

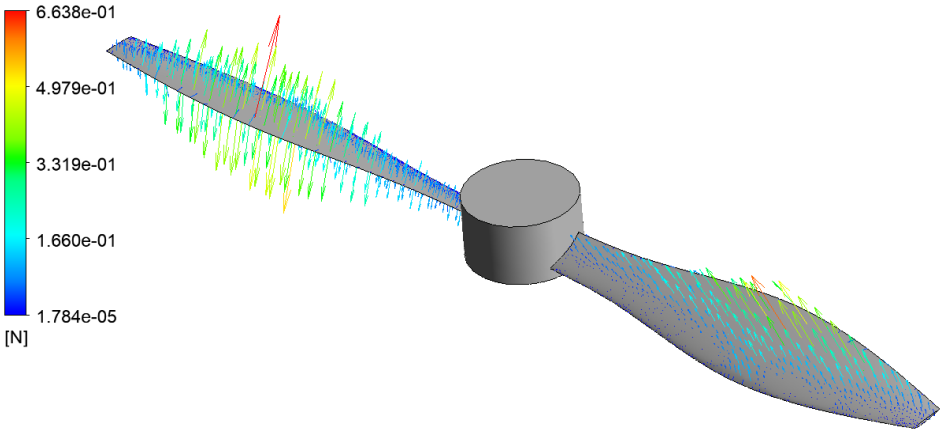



Рис.4.8. Візуалізація аеродинамічного навантаження для варіанта гвинта №6

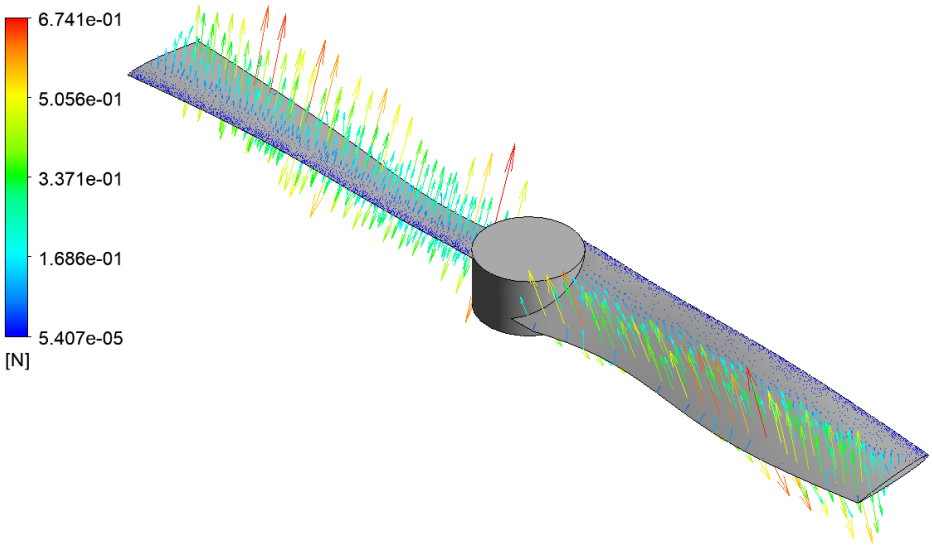



Рис.4.9. Візуалізація аеродинамічного навантаження для варіанта гвинта №7

Візуалізація аеродинамічного навантаження, яку створюють досліджені сім варіантів гвинтів показує, що форма лопаті впливає на створення сили тяги. Характерно, що у всіх досліджуваних гвинтів по всій висоті лопатки передня частини лопаті не працює, тобто практично не створює силу тяги. Також, можна відзначити, що при однакових режимах роботи (частота обертання n=4000 об/хв.) максимальні значення сили тяги у всіх досліджуваних гвинтів різні. Наприклад, максимальні значення сили тяги має гвинт №2 з широкохордними лопатями (рис.4.4), а мінімальні значення сили тяги має гвинт №4 з саблевидними лопатями (рис.4.6). Гвинти №1,3,5-7 мають приблизно однакові значення сили тяги, але площа лопаті, яка створює силу тяги – різна.

Для більш зручної оцінки ефективності лопаті щодо створення сили тяги (площі лопаті, яка створює силу тяги) на рис.4.10-4.16 представлено проєкцію лопатей досліджених варіантів гвинтів з візуалізацією аеродинамічного навантаження.

Гвинт №1 має форму лопатей, які створюють силу тяги по всій довжині лопатки, включаючи і втулкову частину і периферійну. У втулковій частині лопаті не працює приблизно 50% площі лопаті, на периферійній - приблизно 30%.

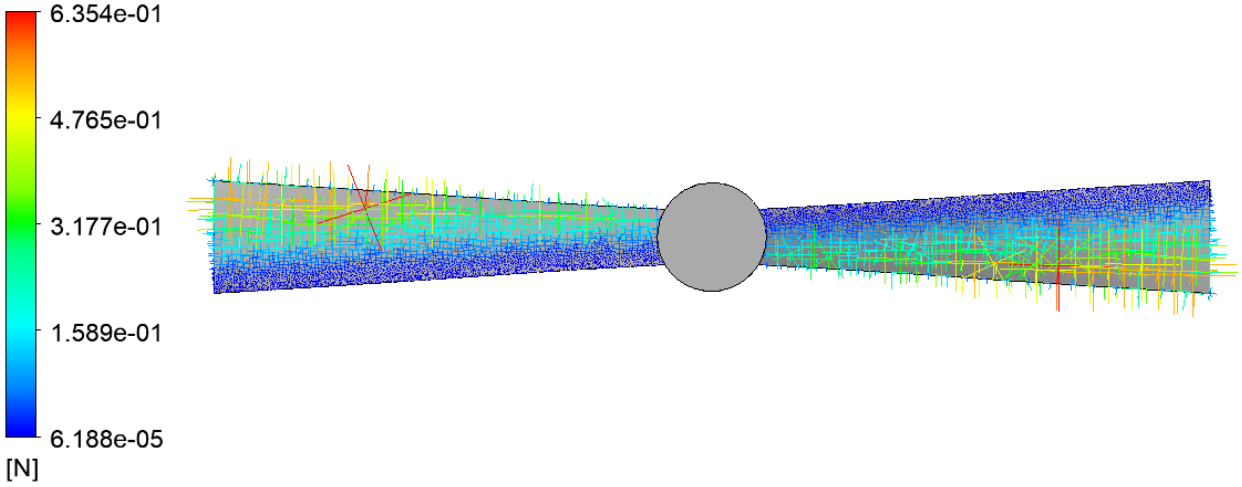



Рис.4.10. Проєкція гвинта №1 з візуалізацією аеродинамічного навантаження

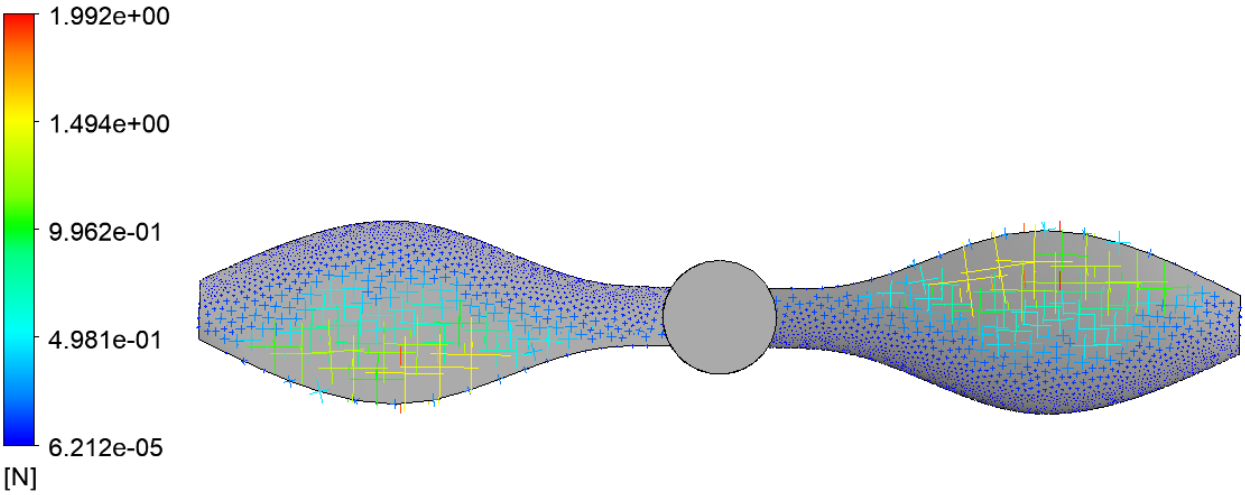



Рис.4.11. Проєкція гвинта №2 з візуалізацією аеродинамічного навантаження

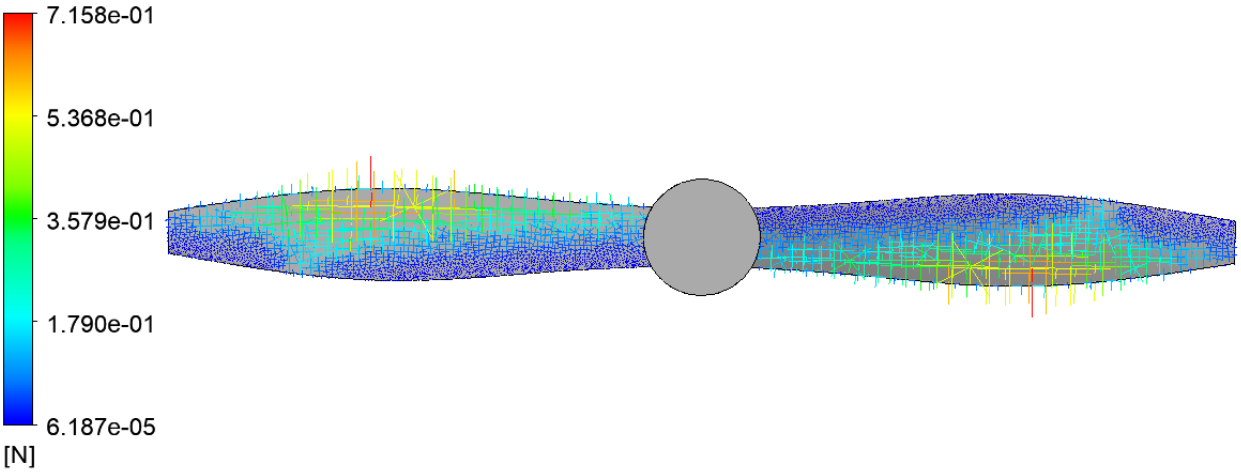



Рис.4.12. Проєкція гвинта №3 з візуалізацією аеродинамічного навантаження

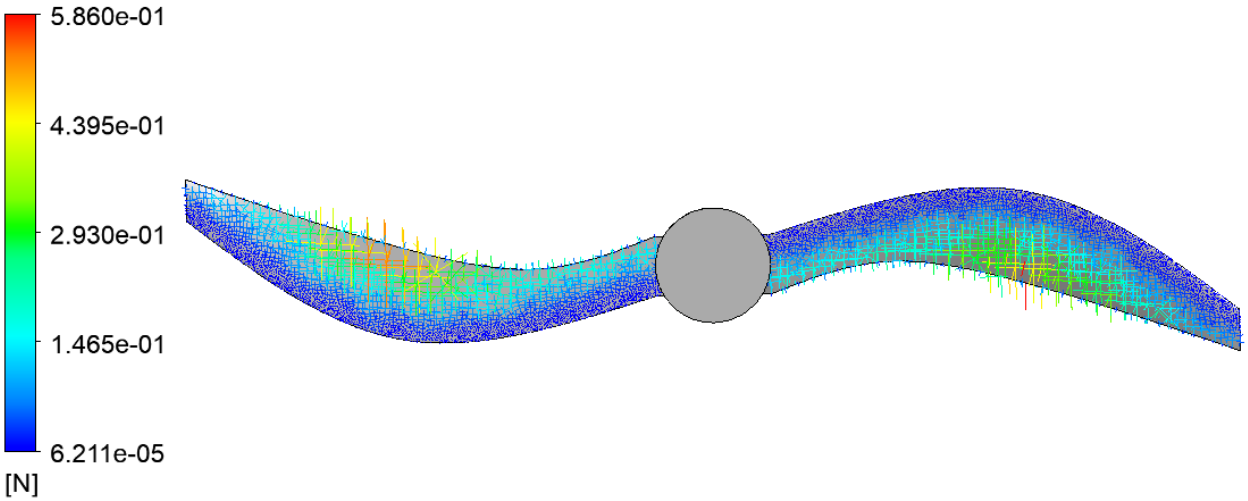



Рис.4.13. Проєкція гвинта №4 з візуалізацією аеродинамічного навантаження

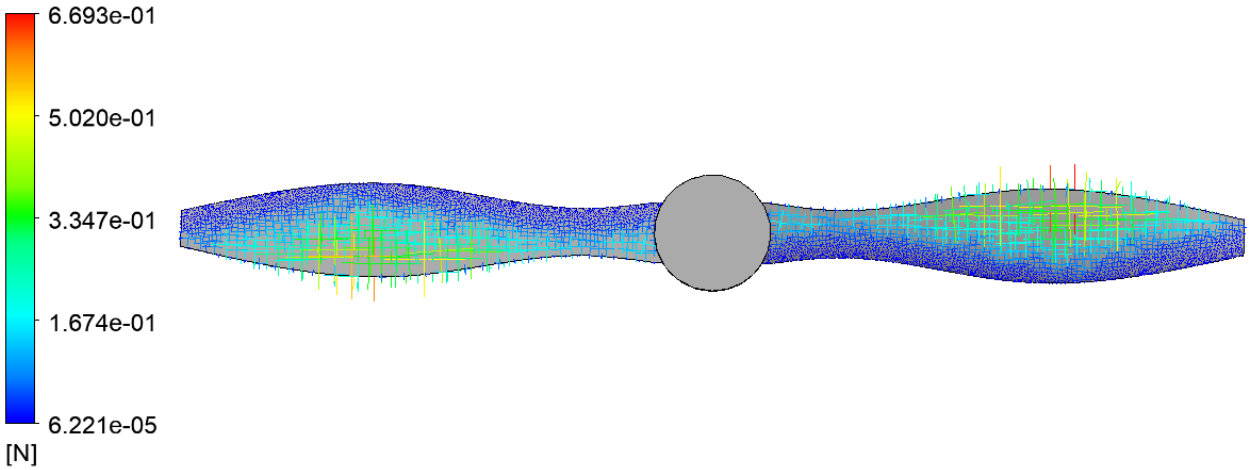



Рис.4.14. Проєкція гвинта №5 з візуалізацією аеродинамічного навантаження

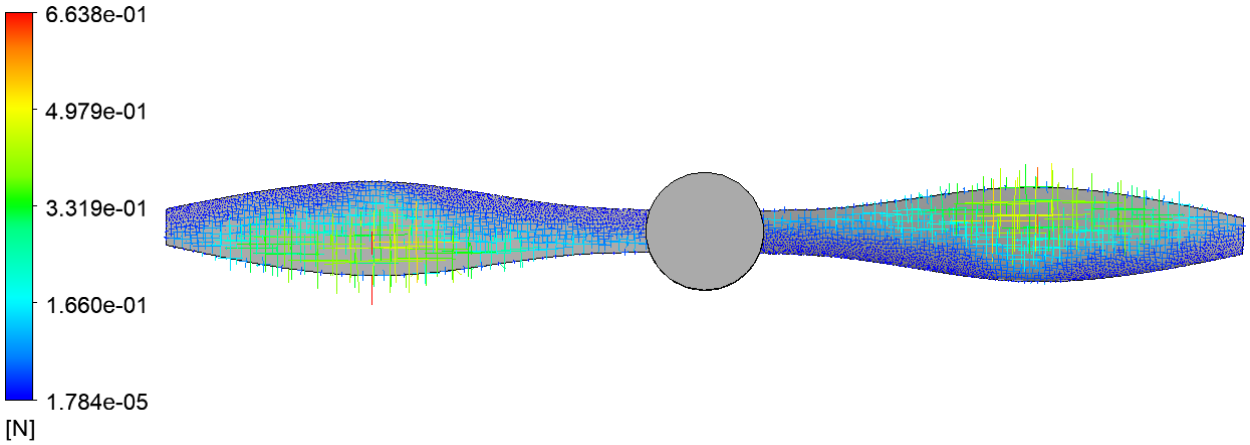



Рис.4.15. Проєкція гвинта №6 з візуалізацією аеродинамічного навантаження

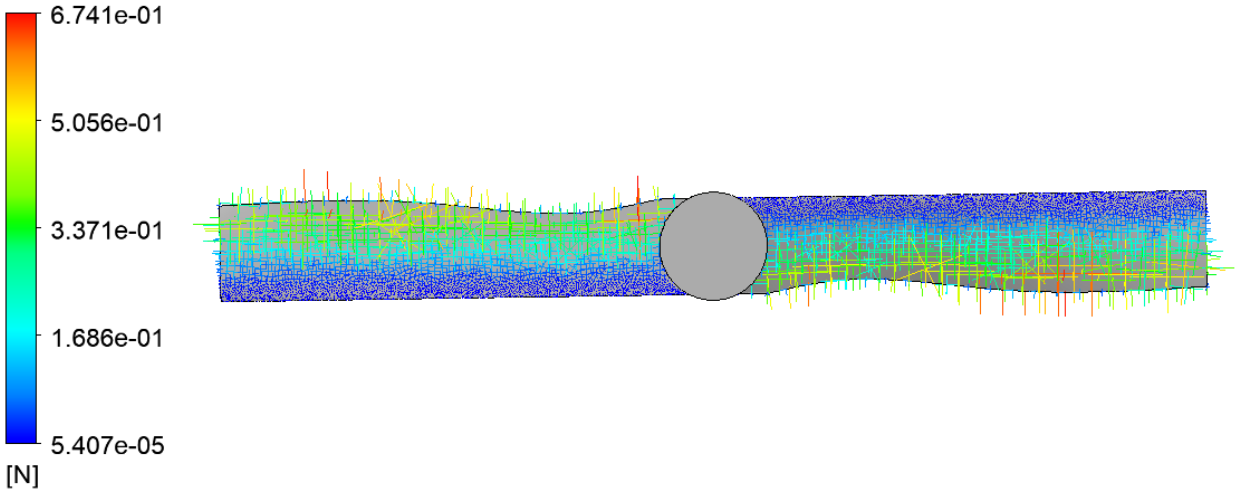



Рис.4.16. Проєкція гвинта №7 з візуалізацією аеродинамічного навантаження

Форми лопатей гвинта №2, на відміну від всіх інших досліджених гвинтів, не генерують силу тяги у втулковій та периферійній частинах лопаті,

що складає приблизно 40% висоти лопаті. Силу тяги створює тільки частина середньої області лопаті. Відповідно частина потужності, яка передається на обертання гвинта буде витрачатися на втрати.

Гвинт №3 має форму лопатей, які не створюють силу тяги на периферії, у втулковій частині працює тільки приблизно 10% площі лопаті. Але, на відміну від інших досліджуваних гвинтів, є характерна область, де силу тяги створює вся поверхня лопатки.

Гвинт №4 має шаблевидні лопаті, які не створюють силу тяги на периферійній області лопаті, у втулковій частині працює приблизно 40-50% площі.

Гвинт №5 та №6 мають схоже розподілення областей, де лопаті створюють силу тяги: периферійна частина не працює, втулкова частина має площу 30-40%, яка генерує силу тяги.

Характерною особливістю лопатей гвинта №7 є те, що сила тяги генерується по всій висоті лопаті. По всій висоті лопаті не створює силу тяги приблизно 30% площі лопаті.

Отже, із всіх досліджуваних гвинтів, лопаті яких мають різну форму, але однакові кути установки, гвинт №1 має найвищі значення ККД в досліджуваному діапазоні частот обертання та характерну особливість форми лопатей, які створюють силу тяги по всій довжині лопаті, включаючи і втулкову частину і периферійну. У втулковій частині лопаті не працює приблизно 50% площі лопаті, на периферійній - приблизно 30%.

## 4.2 Дослідження впливу форми лопатей на акустичне випромінювання гвинта БПЛА

Як показано у підрозділі 4.1 форма лопатей гвинта суттєво впливає на підвищення ефективності, характер обтікання, ККД та тягу гвинта. В даному підрозділі проведена оцінка впливу форми лопатей на зміну рівня акустичного тиску гвинта БПЛА.

В роботі проведено оцінку впливу 7 різних форм лопатей гвинта БПЛА на зміну рівня акустичного тиску. Кути установки, довжина лопатей, кінцевий та втулковий діаметр залишались незмінними. Дволопатеві гвинти досліджувались при стандартних атмосферних умовах на висоті H=0 км, в діапазоні частот від 3000 об/хв. до 11000 об/хв. Кінцевий діаметр гвинта – 128 мм. Під час дослідження боковий вітер не враховувався. Тривимірні моделі досліджуваних дволопатевих гвинтів квадрокоптера представлено на рис.4.1.

Розрахунок рівня акустичного тиску проводився для частоти обертання гвинта від n=3000 до n=11000 об/хв. на висоті H=0 м при стандартних атмосферних умовах. Прийняте припущення при розрахунку: відсутність вітру.

Акустичні характеристики розраховувались на основі аеродинамічного розрахунку методом чисельного експерименту. Параметри обтікання дволопатевих гвинтів розраховувалось за допомогою вирішення системи рівнянь Нав'є-Стокса, яка замикалась моделлю турбулентності SST.

Рівень акустичного тиску досліджуваних гвинтів БПЛА оцінювався за наступною формулою [125]:

$$L=20\lg P/P_0, \qquad (4.1)$$

де P – акустичний тиск, а $P_0=2\cdot10^{-5}$Па – пороговий тиск. Рівень акустичного тиску розраховувався для кожного варіанту розрахунку для перших шести гармонік в ближньому акустичному полі в радіусі 1 м.

На рис. 4.17, 4.18 представлено отриману залежність рівня звукового тиску від частоти обертання для семи гвинтів з різними формами лопатей.

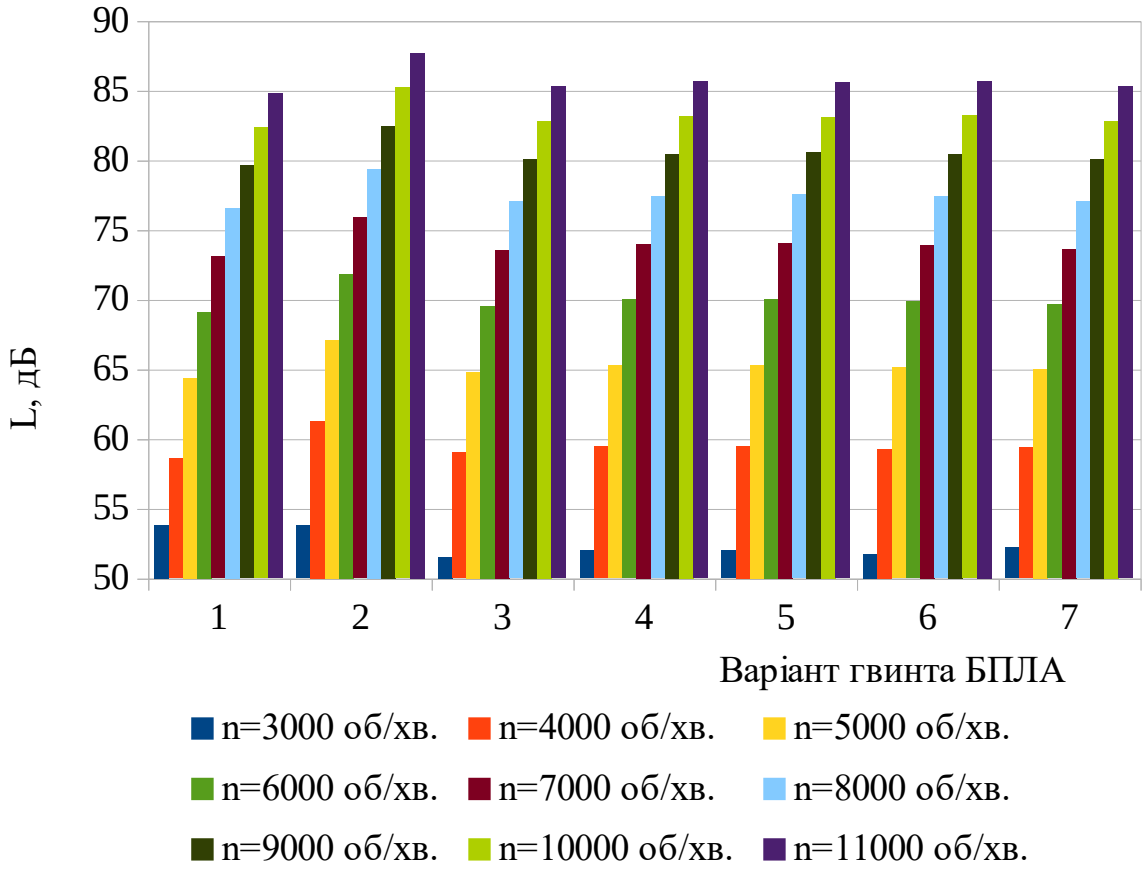



Рис. 4.17. Рівень звукового тиску семи гвинтів з різними формами лопатей при різних частотах обертання гвинта

Аналіз отриманої акустичної характеристики показав, що при незмінних кутах установки лопаті та режиму роботи, форма лопаті впливає на зміну рівня акустичного тиску.

З досліджених форм лопаті, гвинт широкохордними лопатями (варіант лопаті №2) має найбільші значення рівня акустичного тиску на всіх частотах обертання, при зміні частоти обертання від 3000 до 11000 об/хв. рівень акустичного тиску зростає від 53,8 до 87,7 дБ.

Акустичні характеристики гвинта з формою лопаті №3 є найкращими на частоті обертання 3000 об/хв. - 51,5 дБ, в діапазоні від 4000 об/хв. до 11000 об/хв. він уступає лише гвинту з формою лопаті №1. В дослідженому діапазоні частот обертання рівень акустичного тиску змінюється від 51,5 до 85,3 дБ.

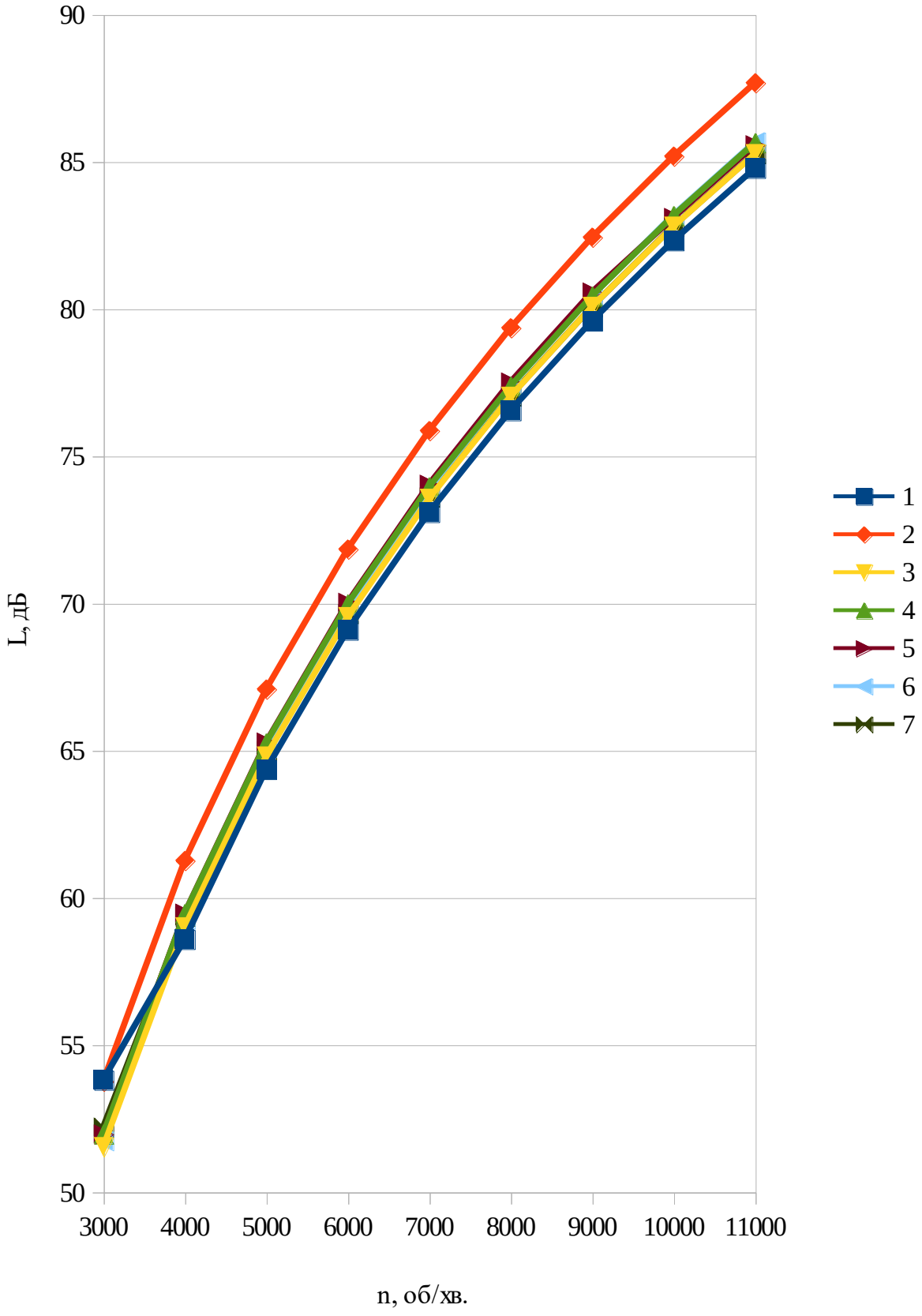



Рис. 4.18. Залежність рівня звукового тиску від частоти обертання гвинтів з різною формою лопаті

Акустична характеристика гвинта з шаблевидною формою лопатей не має значних відмінностей від акустичних характеристик гвинтів з формою лопаті № 5,6,7.

Найкращі акустичні характеристики в діапазоні частоти обертання від 4000 об/хв. до 11000 об/хв. має гвинт з формою лопаті №1, який становить відповідно від 58,6 дБ до 84,8 дБ, при частоті обертання 3000 об/хв. L=53,8107 дБ, що на 2,27дБ вище, ніж у гвинта з формою лопаты №3.

### 4.3. Залежність ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги повітряного гвинта для різних форм лопатей гвинта

У роботі розроблено алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА за допомогою оптимізації його параметрів. Визначено, що цільовою функцією є ККД гвинта $\eta$ з обмеженнями по рівню звукового тиску в ближньому полі SPL та заданому діапазону сили тяги. Для БПЛА обрано саме діапазон сили тяги тому, що це ЛА змінної маси, який повинен мати високий ККД на всіх етапах польоту.

Задачею оптимізації повітряного гвинта є знаходження геометричних параметрів гвинта БПЛА, які б відповідали максимальним значенням ККД при $SPL \leq 84$ дБ в заданому діапазоні сили тяги від 1,7 до 3Н.

Змінні:

- x - форма лопаті гвинта, $x \in X$, де X — допустимих значень параметрів форми лопаті, що враховує конструкційні та технологічні обмеження.
- k - кількість лопатей - дискретна змінна $k \in \{2, 3, 4, 5\}$.

Вихідні дані:

- де R(k, x) — тяга гвинта як функція від кількості лопатей і форми лопаті.
- Діаметри гвинта не змінюються: $D=D_0$, $d=d_0$
- $D_0$ - задане значення кінцевого діаметра; $d_0$ - задане значення діаметра втулки.

– Кут установки лопатей не змінюється: $\beta=\beta_{0,}$ $\beta_0$ - заданий кут установки лопатей.

Математична постановка задачі:

$$\begin{cases} \eta\,(x,k) \rightarrow \eta_{\,max} \\ \text{При обмеженнях:} \\ SPL \leq 84\text{дБ} \\ 1{,}7\ \text{Н} \leq \text{R(k, x)} \leq 3.0\ \text{Н} \\ \\ \text{Вхідні дані} \\ \text{D} = \text{D}_0 \\ \text{d} = \text{d}_0 \\ \beta = \beta_0 \\ x \in \text{X} \\ \text{k} \in \{2,3,4,5\} \end{cases}$$

Для другого кроку оптимізації із розглянутих варіантів обирається гвинт, який має найбільші значення ККД в заданому діапазоні сили тяги та рівень акустичного тиску якого не перевищує 84 дБ.

Згідно розробленого алгоритму оптимізації після вибору вхідних даних на основі зробленого аналітичного газодинамічного розрахунку гвинта було створено тривимірні та сіткові моделі гвинтів, проведено моделювання обтікання. Ці результати представлено в підрозділах 4.1-4.2. На основі отриманих результатів побудовано залежність ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги повітряного гвинта (рис.4.19).

З отриманих результатів досліджень можна підтвердити твердження, що форма лопатей впливає на ККД та акустичне випромінювання. Із досліджених гвинтів з різними формами лопатей, варіант гвинта №1 має максимальні значення ККД в заданому діапазоні сили тяги, однак при цьому SPL має найвищі значення, але відповідає заданій умові SPL$\leq$ 84 дБ.

Тому для наступного кроку оптимізації обирається варіант гвинта №1.

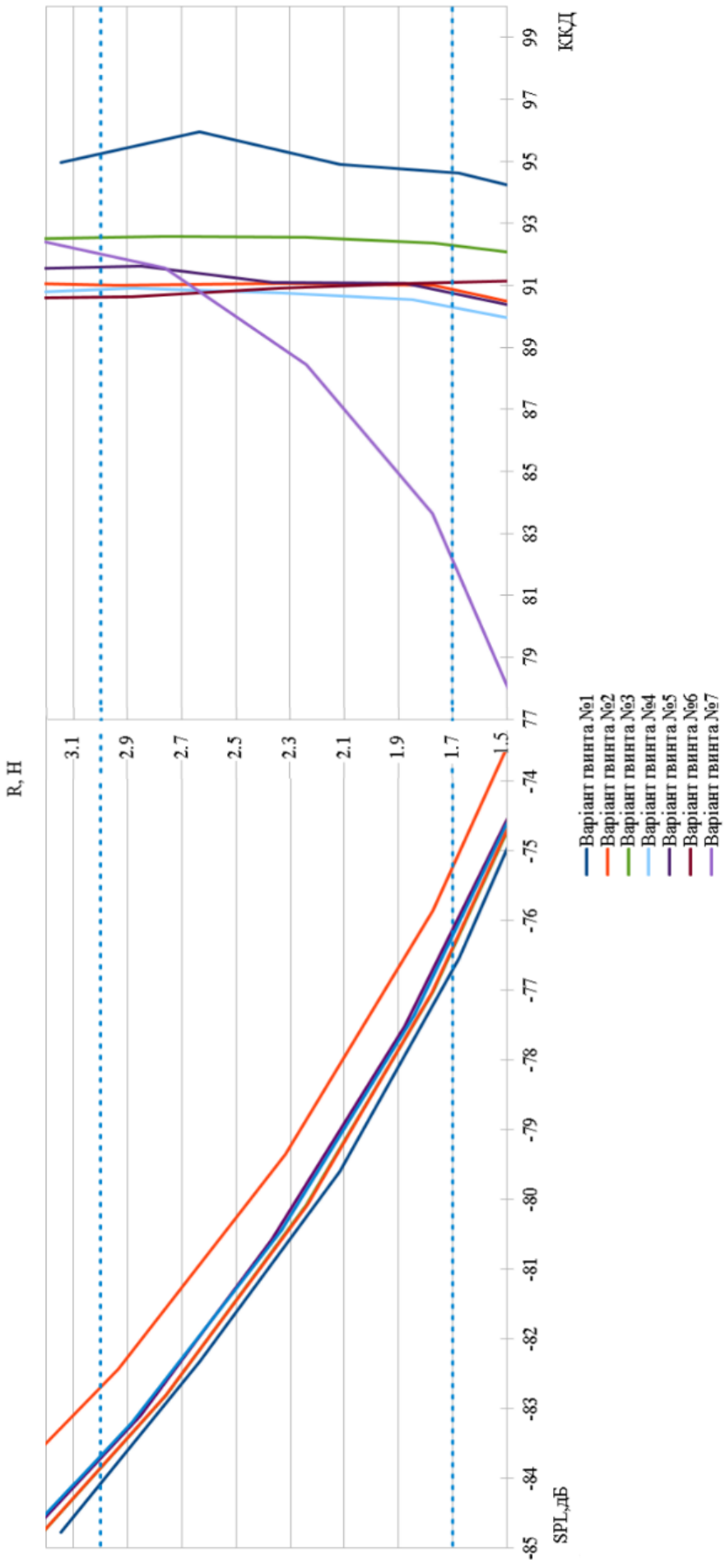


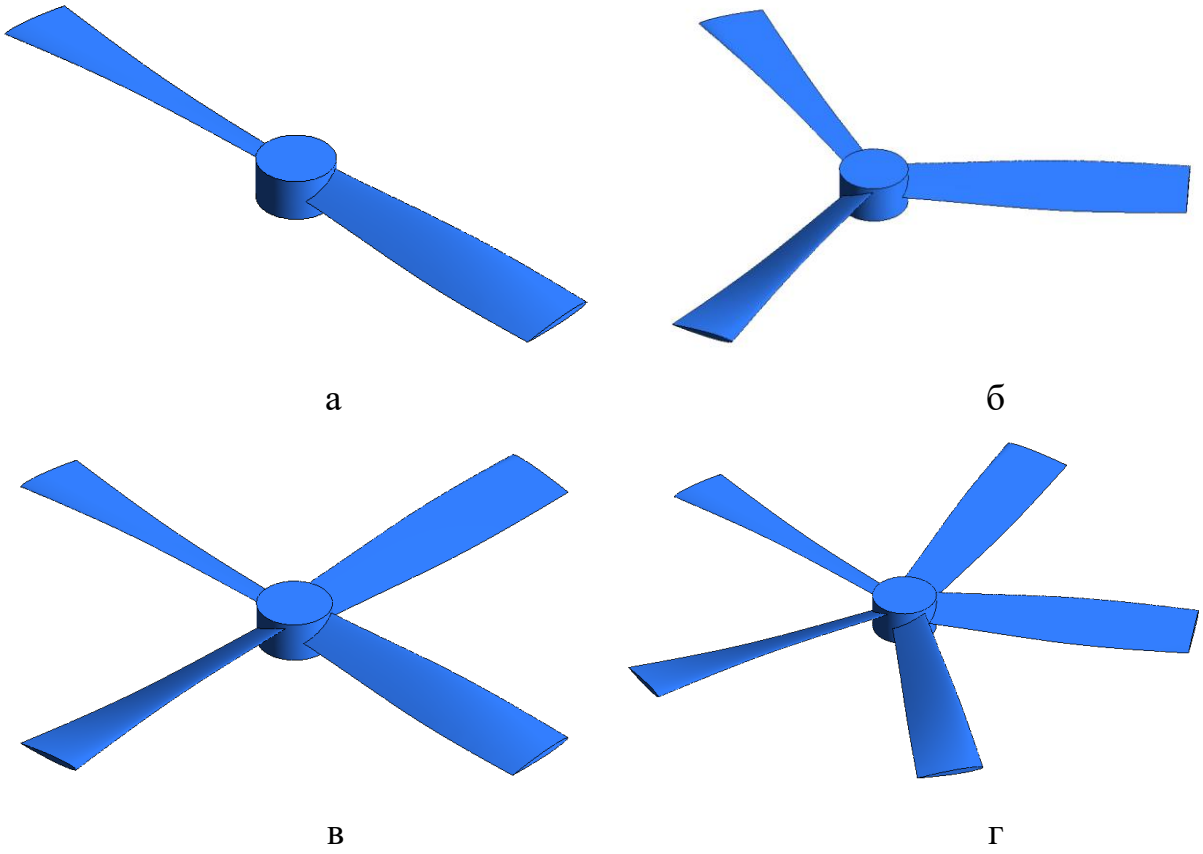

Рис.4.19. Залежність ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги повітряного гвинта

## 4.4. Дослідження впливу кількості лопатей на ККД гвинта БПЛА

Другим етапом дослідження було проведення оцінки впливу кількості лопатей на ККД гвинта.

Кількість лопатей змінювалась від 2 до 5. На рис. 4.20 представлено твердотільні моделі досліджуваних гвинтів. Периферійний діаметр всіх досліджуваних гвинтів – 128мм.

Моделювання течії навколо досліджуваних гвинтів проводились для частоти обертання від n=3000 об/хв. до n=11000 об/хв. при стандартних атмосферних умовах на висоті H=0 м. Рівняння Нав'є – Стокса замикались моделлю турбулентної в'язкості SST Ментера, яка була обрана за результатами тестової задачі в розділі 2. Розрахункова сітка будувалась з урахуванням впливу примежевого шару.



а б в г

Рис.4.20. Твердотільні моделі досліджуваних гвинтів

а – гвинт з двома лопатями, б – гвинт з трьома лопатями, в – гвинт з чотирма лопатями, г – гвинт з п'ятьма лопатями

Під час розрахунків боковий вітер, як і в попередніх розрахунках, не враховувався. За результатами моделювання течії розраховувались значення тяги гвинта, потужності, необхідної для приводу гвинта, швидкості та розраховувався ККД. Тяга, швидкість повітрян та потужність для всіх гвинтів розраховувалась на основі даних числового експерименту.

На рис. 4.21 представлено отримані залежності ККД від частоти обертання для гвинтів з різною кількістю лопатей.

Аналіз отриманих залежностей показує, що кількість лопатей впливає на ККД гвинта. Також, у всьому дослідженому діапазоні найкращі характеристики має гвинт з трьома лопатями.

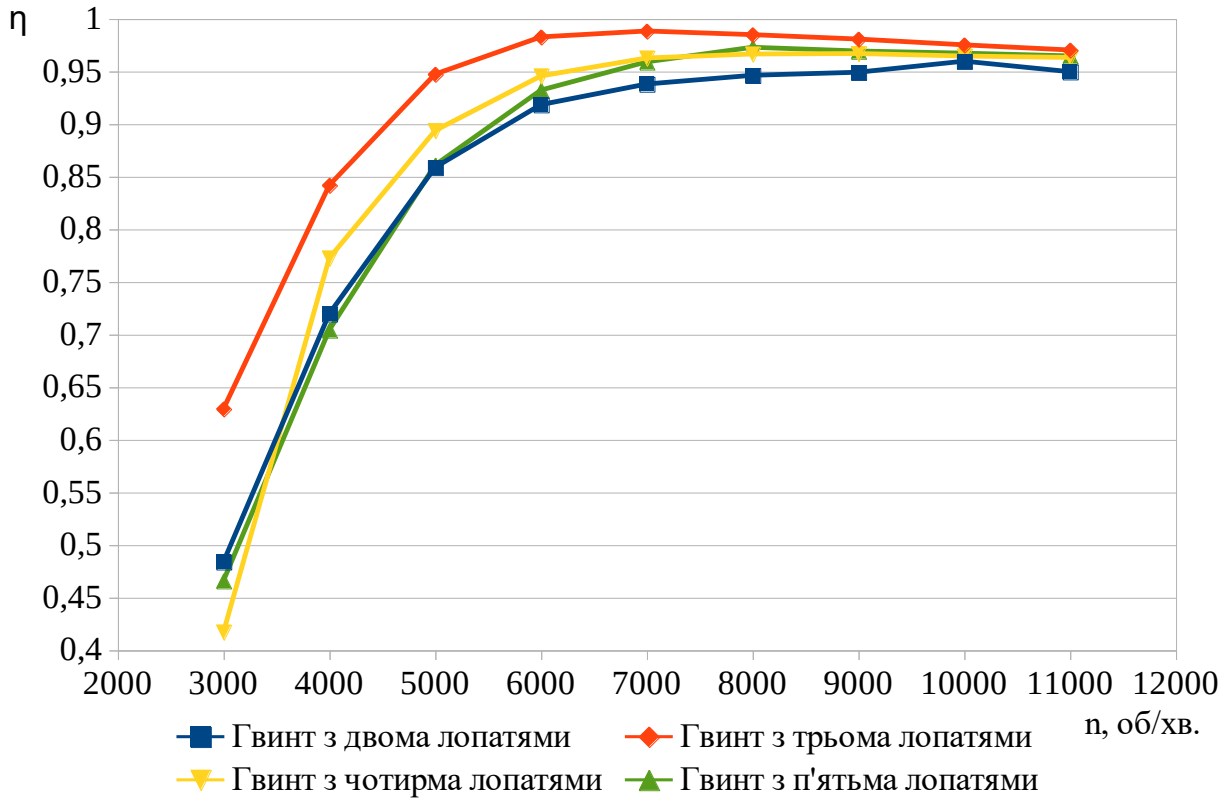



Рис.4.21. Залежність ККД від частоти обертання гвинта

Можна відмітити наступні тенденції зміни ККД гвинта в залежності від кількості лопатей. В діапазоні частот обертання від 5000 об/хв. до 11000 об/хв. гвинти з трьома, чотирма та п’ятьма лопатями мають значення ККД

вище, ніж у вихідного гвинта з двома лопатями. При чому, значення ККД п’ятилопатевого та чотирьохлопатевого гвинта в цьому діапазоні частот обертання майже однакові і менші, ніж значення ККД трилопатевого гвинта БПЛА.

При частоті обертання від 4000 об/хв. до 6000 об/хв. значення ККД чотирьохлопатевого гвинта більше, ніж п’ятилопатевого, і менше, ніж значення ККД трилопатевого гвинта.

При менших обертах обертання - 3000 об/хв. дволопатевий гвинт має більші значення ККД, ніж чотирьохлопатевий та п’ятилопатевий, але гвинт з трьома лопатями має суттєво більший ККД, ніж дволопатевий. При частоті обертання 3000 об/хв. ККД трилопатевого гвинта сягає 0,63, на відміну від дволопатевого, який має ККД 0,485.

При частоті обертання гвинта 4000 об/хв. ККД трилопатевого гвинта збільшується до 0,84, при цьому ККД гвинта з чотирма лопатями складає 0,77, з п’ятьма та двома – 0,71 та 0,72 відповідно.

Взагалі, крива залежності ККД від частоти обертання для дволопатевого та п’ятилопатевого гвинта майже співпадають.

Гвинт з трьома лопатями має найбільше значення ККД при частоті обертання 6000 об/хв., яке сягає 0,98. ККД трилопатевого гвинта змінюється від 0,63 до 0,98, при частоті обертання 11000 об/хв. знижується до 0,97. Таким чином, ККД трилопатевого гвинта з розглянутою формою лопаті при заданих кутах установки поперечних перетинів дозволяє збільшити ККД від 0,02 до 0,15 в залежності від частоти обертання. Найбільше підвищення значення ККД відбувається при частотах обертання 3000-4000 об/хв.

При зміні кількості лопатей, окрім ККД також змінюється сила тяги, яку генерує гвинт і відповідно потужність, яку необхідно передати для обертання гвинта. На рис.4.22-4.25 представлено візуалізація розподілення сили тяги по поверхні лопаті для всіх досліджуваних варіантів гвинтів. Візуалізацію аеродинамічного навантаження вздовж поверхні лопаті для всіх

досліджуваних варіантів гвинтів представлено при частоті обертання 4000 об/хв.

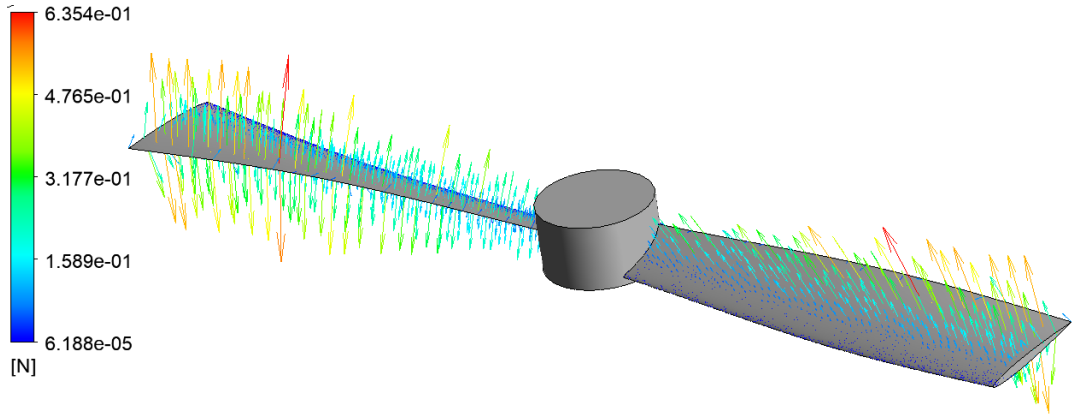



Рис.4.22. Візуалізація розподілення аеродинамічного навантаження по поверхні лопаті для дволопатевого гвинта

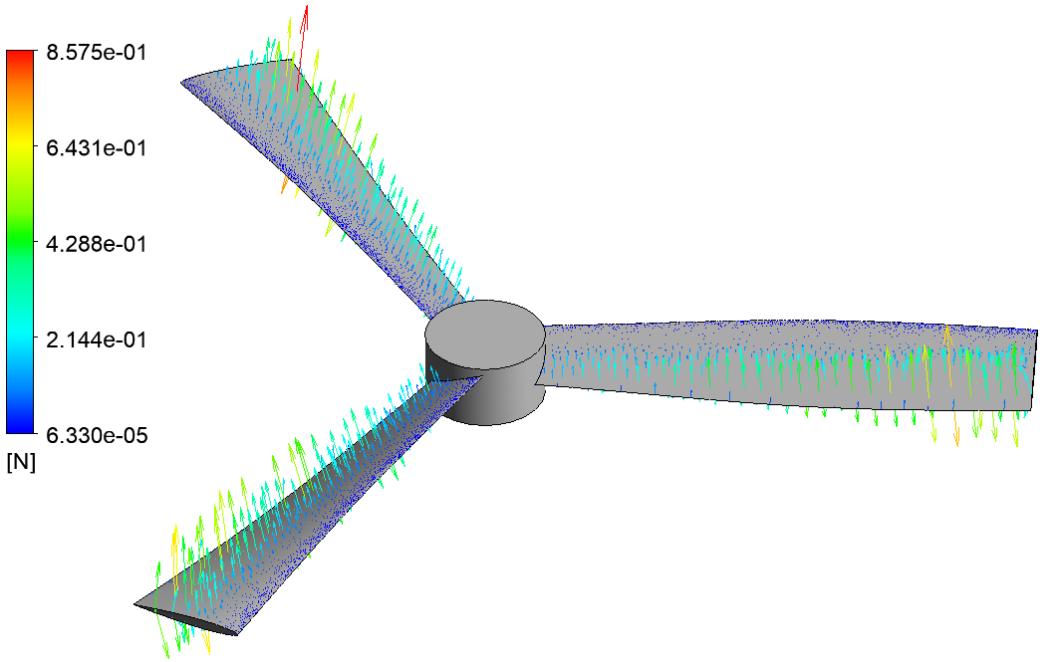



Рис.4.23. Візуалізація розподілення аеродинамічного навантаження по поверхні лопаті для трилопатевого гвинта

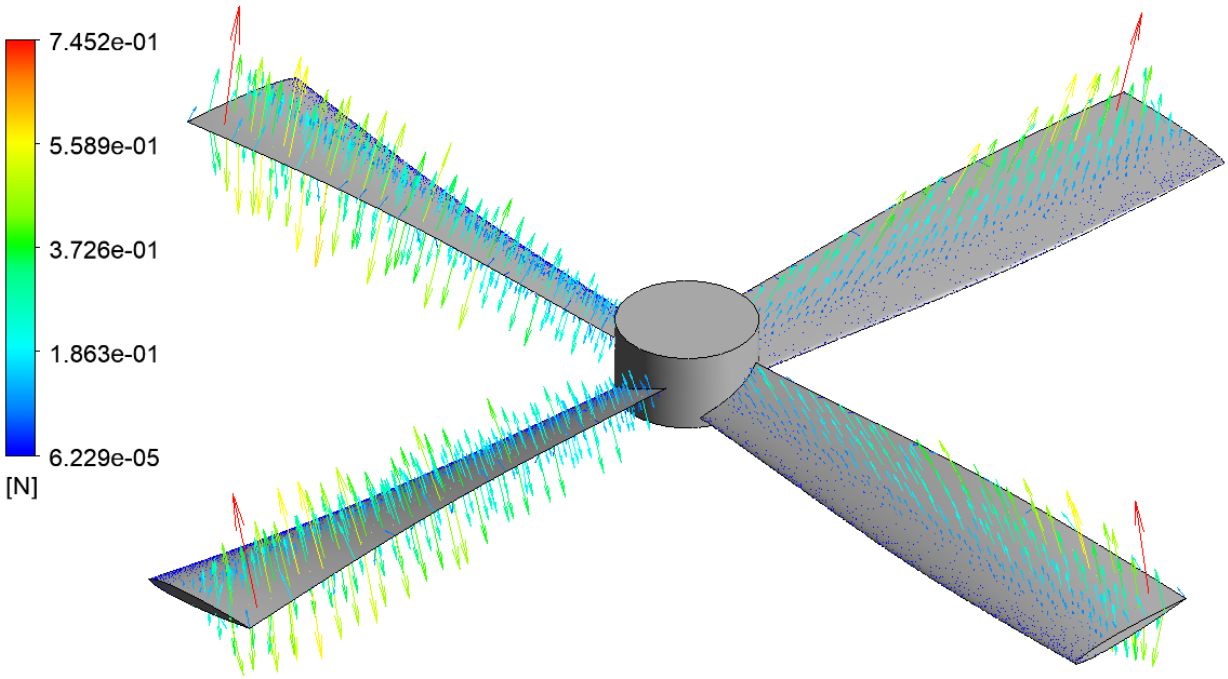



Рис.4.24. Візуалізація розподілення аеродинамічного навантаження по поверхні лопаті для чотирьохлопатевого гвинта

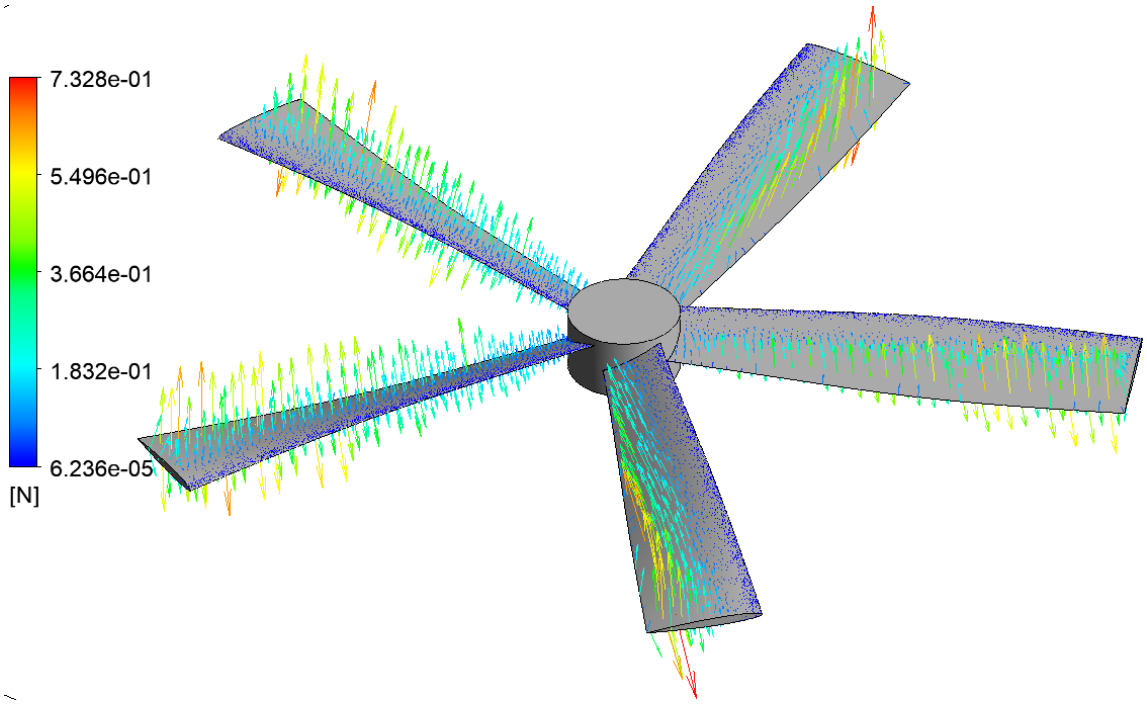



Рис.4.25. Візуалізація розподілення аеродинамічного навантаження по поверхні лопаті для п’ятилопатевого гвинта

Детальна оцінка значень сили тяги, яку створюють досліджувані гвинти з різною кількістю лопатей показує, що сумарна сила тяги гвинта з

кількістю лопатей зростає, але при цьому сила тяги, яку створює кожна лопать зменшується. Також, можна відзначити, що характер розподілення поля аеродинамічного навантаження залишається незмінним вздовж лопатей, і не залежить від кількості лопатей, а залежить тільки від форми лопаті.

### 4.5. Оцінка впливу кількості лопатей гвинта БПЛА на рівень акустичного тиску

Наступним кроком було проведено оцінку шума,який генерує повітряний гвинт БПЛА, для цього було оцінено вплив кількості лопатей гвинта на зміну рівня акустичного тиску в ближньому полі.

В результаті проведення моделювання течії розраховано рівень акустичного тиску за першими шістьма гармоніками в ближньому акустичному полі. Розрахунки проводились для частот обертання від 3000 об/хв. до 11000 об/хв.

Отримані залежності рівня акустичного тиску від частоти обертання представлено на рис. 4.26, 4.27.

Отримані дані зміни рівня акустичного тиску гвинтів з різною кількістю лопатей показують, що кількість лопатей впливає на генерування акустичного випромінювання.

Збільшення кількості лопатей призводить до погіршення акустичних характери тик, рівень звукового тиску зростає.

Так, коли гвинт має дві лопаті при частоті обертання від 3000 об/хв. до 11000 об/хв. рівень звукового тиску змінюється від 53,81 дБ до 84,79 дБ відповідно.

При збільшенні кількості лопатей до трьох рівень звукового тиску змінюється від 53,88 дБ до 86,51 дБ в зазначеному діапазоні частоти обертання гвинта.

У випадку, коли гвинт має чотири лопаті при частоті обертання від 3000 об/хв. до 11000 об/хв. рівень звукового тиску змінюється від 53,55 дБ до 87,54 дБ.

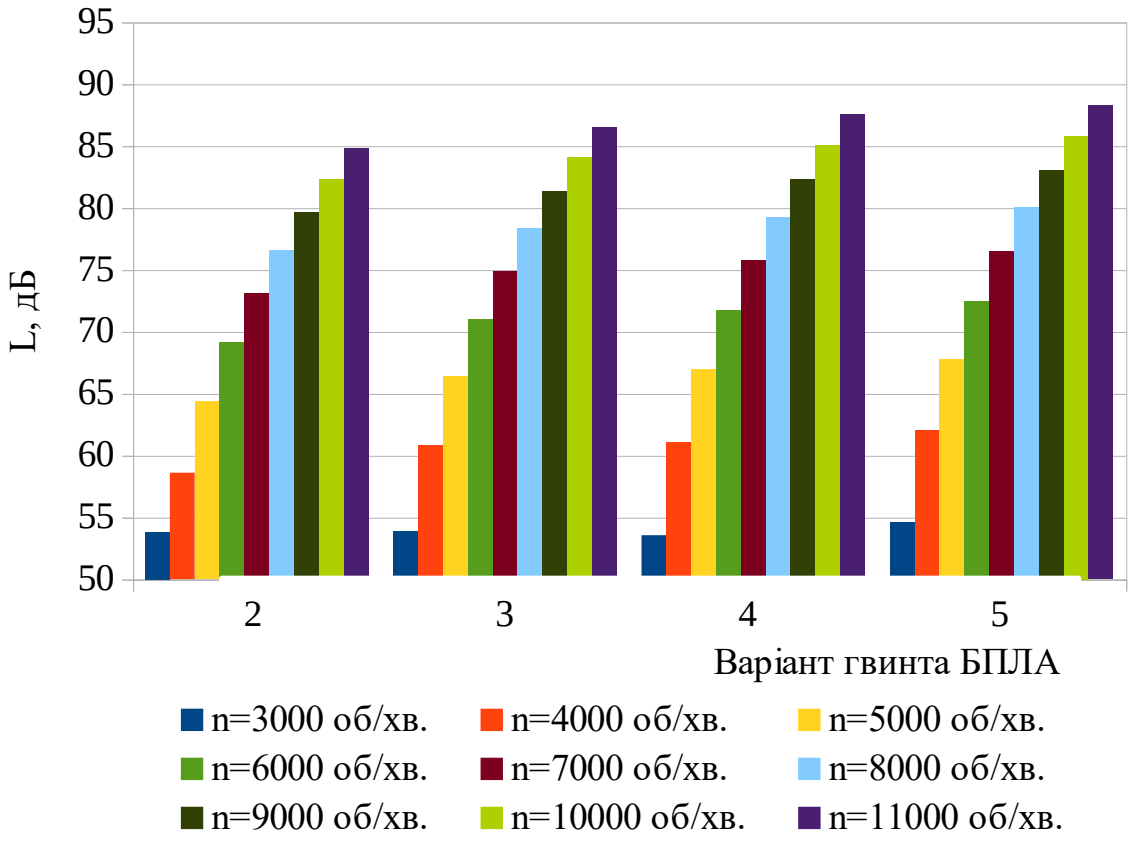



Рис. 4.26. Рівень звукового тиску гвинтів з різною кількістю лопатей при різних частотах обертання гвинта

При збільшенні лопатей до п’яти рівень звукового тиску змінюється від 54,55 дБ до 88,28 дБ в зазначеному діапазоні частоти обертання гвинта.

Отже, при збільшенні лопатей від двох до п’яти рівень акустичного тиску збільшився на 0,8…3,5 дБ. Зростання рівня акустичного тиску у трилопатевого гвинта БПЛА і в порівнянні з дволопатевим становить до 2,2 дБ. При збільшенні лопатей до чотирьох, рівень звукового тиску, в порівнянні з трилопатевим гвинтом, зростає на 1дБ. Як і у випадку збільшення лопатей з чотирьох до п’яти призводить до зростання рівня акустичного тиску на 1 дБ.

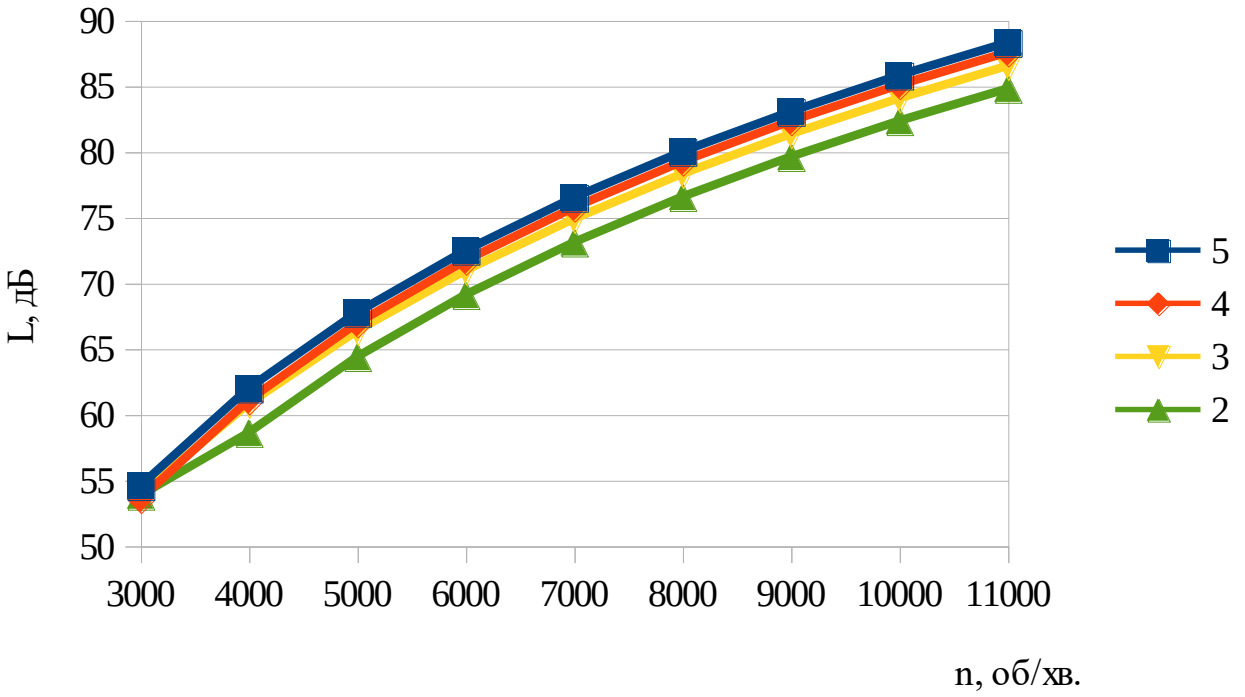



Рис.4.27. Залежність рівня звукового тиску від частоти обертання гвинтів з різною кількістю лопатей

### 4.6. Залежність ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги повітряного гвинта з різною кількістю лопатей

Згідно розробленого алгоритму під час другого кроку оптимізації змінювалась кількість лопатей повітряного гвинта солової установки power.

Кількість лопатей змінювалась від 2 до 5, форма лопатей гвинта обрана в результаті першого кроку оптимізації (варіант гвинта №1). Діапазон сили тяги гвинта, для якого розглядається вирішення задачі оптимізації залишається таким же – від 1,7Н до 3,0Н. Також діють обмеження за рівнем шуму у ближньому полі – не більше 84 дБ.

В результаті проведених досліджень, результати яких представлені у підрозділах 4.4 та 4.5 побудовано залежності ККД та рівня звукового тиску від тяги повітряного гвинта БПЛА (рис.4.28).

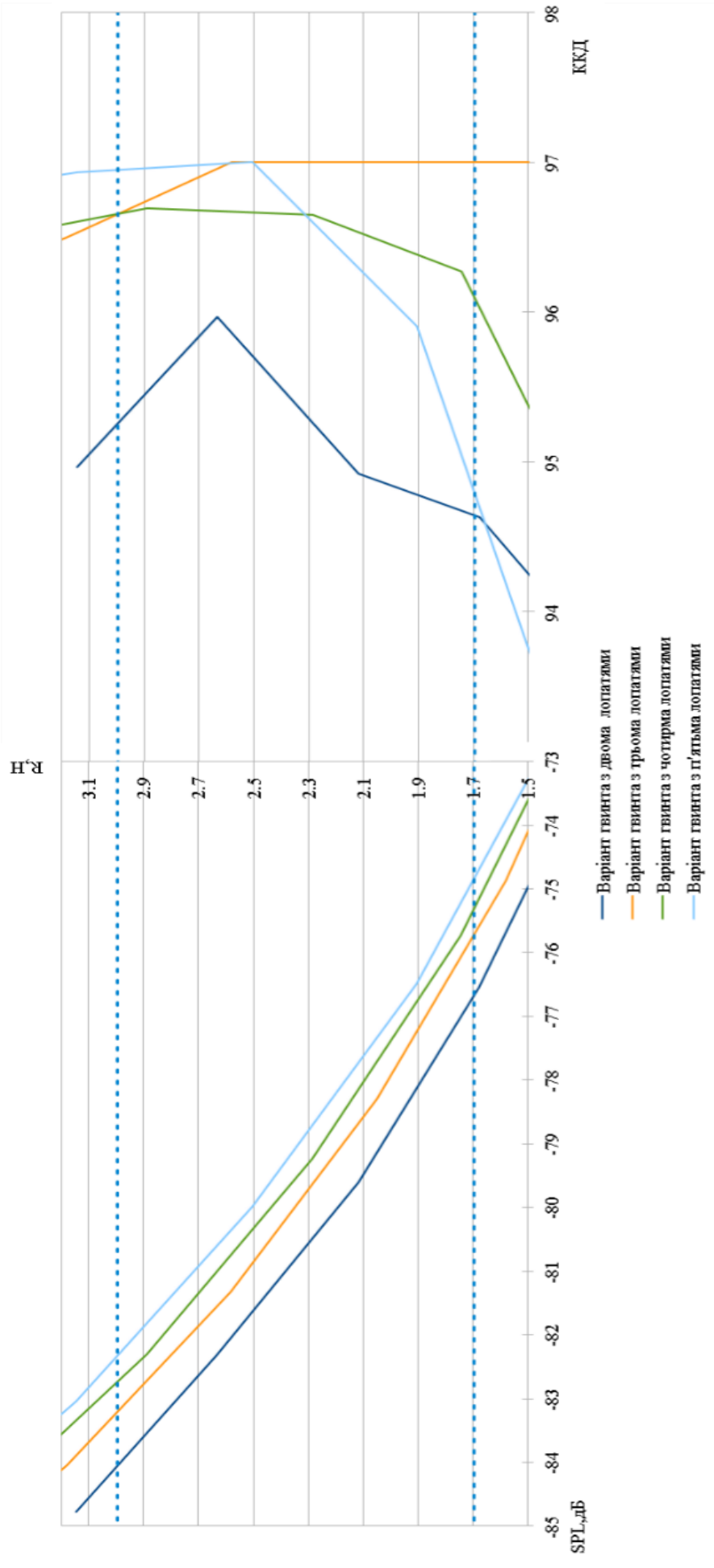



Рис.4.28. Залежність ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги повітряного гвинта

Аналіз отриманих залежностей показує, що ККД залежить від кількості лопатей гвинта. ККД з двома лопатями в досліджуваному діапазоні сили тяги має найменші значення ККД. Найбільші значення має гвинт з трьома лопатями.

Щодо SPL, то трилопатевий гвинт має кращі акустичні характеристики, ніж дволопатевий, SPL< 82,5 дБ.

За допомогою оптимізації параметрів гвинта БПЛА отримано повітряний гвинт з оптимальною формою та кількістю лопатей - трилопатевий гвинт з варіантом лопаті №1, який забезпечує значення ККД до 0,97 у заданому діапазоні сили тяги R=1,7…3,0Н і SPL до 82,5 дБ.

**Висновки за четвертим розділом**

В розділі представлено дослідження впливу кількості та форми лопатей на ККД гвинта, розподілення аеродинамічного навантаження по поверхні лопаті та на SPL у ближньому полі.

За допомогою оптимізації параметрів гвинта БПЛА отримано повітряний гвинт з оптимальною формою та кількістю лопатей - трилопатевий гвинт з варіантом лопаті №1, який забезпечує значення ККД до 0,97 у заданому діапазоні сили тяги R=1,7…3,0Н і SPL до 82,5 дБ.

Отримано залежності ККД та рівня звукового тиску SPL від тяги повітряного гвинта БПЛА.

Результати четвертого розділу висвітлено у роботах автора [126-129].

# ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

У роботі вирішено науково-прикладну задачу щодо оптимізації параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА типу квадрокоптер.

1. Дослідження, які присвячені покращенню характеристик повітряних гвинтів силових установок БПЛА, є актуальними. Одними із важливих критеріїв оцінки ефективності малорозмірних БПЛА, наряду з дальністю польоту та вартістю є високий ККД, тягові характеристики та низький рівень акустичного випромінювання. Вирішення проблеми підвищення ККД дозволить покращити ефективність та економічність БПЛА. Підвищення ККД гвинта дозволить БПЛА летіти на більшу відстань або ж нести більше корисне навантаження при однакових витратах енергії, або витрачати менше енергії для заданого часу польоту. Підвищення ККД гвинта ґрунтується на аеродинамічному вдосконаленні гвинта БПЛА. Це може бути оптимізація геометричних параметрів лопаті, оптимізація частоти обертання і зміна геометричних параметрів лопатей повітряного гвинта, такі як широкохордні лопаті, змінена форма закінцівок, застосування капоту для гвинтів та інше. Розробка малошумних повітряних гвинтів і аероакустична оптимізація повітряних гвинтів БПЛА представляється актуальною і важливою на шляху вирішення в цивільній авіації екологічної проблеми, а у військовій авіації проблеми акустичної помітності.

2. Проаналізовано основні аспекти моделювання течії у повітряних гвинтах БПЛА. На основі вирішення тестових задач моделювання течії у ступені осьового компресора та повітряному гвинті БПЛА було обрано модель турбулентної в’язкості SST для проведення подальших розрахунків.

3. Розроблено алгоритм розрахунку параметрів повітряного гвинта БПЛА з урахуванням форми та кількості лопатей гвинта на основі методу оптимізації.

В алгоритмі реалізовано інтеграцію методу оптимізації та методів тривимірного моделювання і числового експерименту, що дозволяє за

короткий час із запропонованих варіантів гвинтів визначити оптимальний повітряний гвинт для заданих вихідних даних.

4. Представлено дослідження впливу форми лопатей на ККД повітряного гвинта. Показано, що форма лопаті впливає на ККД гвинта та розподілення сили тяги по поверхні лопаті. Всі досліджені гвинти при R=3,0 Н мають ККД вище 0,9. Дволопатеві гвинти №1-6 в діапазоні сили тяги R=1,7…3,0 Н мають ККД вище 0,9. Повітряний гвинт з варіантом лопаті №1 забезпечує ККД на 0,4…0,5 вище, і ККД становить до 0,95.

5. Проведено дослідження впливу кількості лопатей на ККД повітряного гвинта. Кількість лопатей впливає на ККД повітряного гвинта. У заданому діапазоні сили тяги R=1,7…3,0 Н гвинт з трьома лопатями має максимальний ККД, який збільшується до 0,97.

6. Візуалізація аеродинамічного навантаження, яке створюють досліджені сім варіантів повітряних гвинтів показує, що форма лопаті впливає на створення сили тяги. Характерно, що у всіх досліджуваних повітряних гвинтів по всій висоті лопатки передня частини лопаті не працює, тобто практично не створює силу тяги. Виявлено, що шаблевидні та широкохордні лопаті не генерують силу тяги в периферійній зоні лопаті, при цьому у широкохордної лопаті також не працює втулкова частина. Для усунення цього недоліку необхідно оптимізувати кути установки лопаті.

7. Вперше досліджено аероакустичні характеристики повітряного гвинта малорозмірного БПЛА з широкохордною формою лопаті. Гвинт з широкохордною формою має найкращі акустичні характеристики серед дволопатевих гвинтів з різною формою лопаті. В дослідженому діапазоні сили тяги R=1,7…3,0 Н рівень акустичного тиску SPL зростає від 71,9 до 82,5 дБ; ККД повітряного гвинта з широкохордними лопатями змінюється від 0,9 до 0,91.

8. Форма лопаті впливає на акустичні характеристики повітряних гвинтів. Серед досліджених семи форм лопатей різниця рівня акустичного тиску в ближньому полі в діапазоні сили тяги R=1,7…3,0 Н у гвинта з

широкохордною формою лопаті в порівнянні з іншими дослідженими формами лопатей складає до 1,2 дБ. Застосування шаблевидною форми лопаті не призвело до зменшення рівня акустичного тиску.

9. Зміна кількості лопатей впливає на акустичне випромінювання повітряного гвинта БПЛА. Збільшення кількості лопатей призводить до зменшення рівня акустичного тиску у ближньому полі при заданому діапазоні сили тяги R=1,7…3,0 Н. При збільшенні лопатей від двох до п’яти рівень акустичного тиску зменшується на 0,6…1 дБ.

10. В результаті проведення оптимізації параметрів повітряного гвинта силової установки БПЛА отримано гвинт з оптимальними характеристиками, гвинт має три лопаті, форма лопаті №1. ККД гвинта підвищується до 0,97, а рівень акустичного тиску у ближньому полі знижується до 82,5 дБ.

# СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Arjomandi, M., Agostino, S., Mammone, M., Nelson, M., & Zhou, T. (2006). Classification of unmanned aerial vehicles. *Report for Mechanical Engineering class, University of Adelaide, Adelaide, Australia*, 1-48.

2. Singhal, G., Bansod, B., & Mathew, L. (2018). Unmanned aerial vehicle classification, applications and challenges: A review.

3. Mohanty, S. N., Ravindra, J. V. R., Narayana, G. S., Pattnaik, C. R., & Sirajudeen, Y. M. (Eds.). (2023). *Drone Technology: Future Trends and Practical Applications*. John Wiley & Sons.

4. Barnhart, R. K., Marshall, D. M., & Shappee, E. (Eds.). (2021). *Introduction to unmanned aircraft systems*. Crc Press.

5. Hartanto, R., Arkeman, Y., Hermadi, I., Sjaf, S., & Kleinke, M. (2019). Intelligent Unmanned Aerial Vehicle for Agriculture and Agroindustry. IOP Conf. Ser.: Earth Environ, 3-4.

6. Villa, T. F., Gonzalez, F., Miljievic, B., Ristovski, Z. D., & Morawsk, L. (2016). An overview of small unmanned aerial vehicles for air quality measurements: Present applications and future prospectives. Sensors, 4.

7. Marin, G., Bosko, P., & Almin D. (2014). Comparison and analysis of software solutions for creation of a digital terrain model using unmanned aerial vehicles. 14th International Multidisciplinary Scientific Geo Conference SGEM 3,4.

8. Hartanto, R., Arkeman, Y., Hermadi, I., Sjaf, S., & Kleinke, M. (2019). Intelligent Unmanned Aerial Vehicle for Agriculture and Agroindustry. IOP Conf. Ser.: Earth Environ, 3-4.

9. Hazim, S., Ahmad H., Sawalmeh, A. A., Zuochao, D., Eyad, A., Issa, K., Noor, S. O., Abdallah, K., & Mohsen G. (2019). Unmanned aerial vehicles (UAVs): A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges IEEE Access,7,4-5.

10. Hsu, K., Murray, C., Cook, J., & Feld, A. (2013) China's military unmanned aerial vehicle industry. U.S.-China Economic and Security Review Commission.

11. Lee, S., Tegoeh, T., & Seung, K.M. (2015). Flexible membrane wing warping using tendon-sheath mechanism. Control and Automation (MED), 2015 23th Mediterranean Conference.

12. Louisa, B. H. (2015). Overview of military drones used by the UK armed forces. House of commons briefings.

13. Aswini, N., Kumar, E.K., & Uma, S.V. (2018). UAV and obstacle sensing techniques – a perspective. International Journal of Intelligent Unmanned Systems, 6, 32-46.

14. Abdelwahid, B., Marija, S., Lamine, R., Zoran, R, & Takieddine, M. (2019). UAV aerodynamic design involving genetic algorithm and artificial neural network for wing preliminary computation. Aerospace Science and Technology, 84, 464-483.

15. Kamali, C., & Shikha, J. (2016). Hardware in the loop simulation for a mini UAV. IFAC-Papers On Line, 49.1, 700-705. 20 International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace, Vol. 7 [2020], Iss. 3, Art. 5 https://commons.erau.edu/ijaaa/vol7/iss3/5 DOI: https://doi.org/10.15394/ijaaa.2020.1503

16. Kadir, A.D., Halil, C., & Nafiz, A. (2015). Unmanned aerial vehicle domain: Areas of research. Defence Science Journal, 65(4), 319-329.

17. Hassanalian, M. & Abdelkefi, A. (2017). Classifications, applications, and design challenges of drones: A Review. Progress in Aerospace Sciences, 91, 99-131.

18. Fahlstrom, P. G., Gleason, T. J., & Sadraey, M. H. (2022). *Introduction to UAV systems*. John Wiley & Sons. 464 p.

19. Toro, F. G., & Tsourdos, A. (2018). *UAV or drones for remote sensing applications*. MDPI-Multidisciplinary Digital Publishing Institute. 382 p.

20. Fahlstrom P. Introduction to UAV Systems Wiley & Sons, Ltd., 2012. 286 p.

21. Austin Reg. Unmanned Air Systems: UAV Design, Development and Deployment. Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2010. — 372 p.

22. Bose Tarit. Aerodynamic Noise: An Introduction for Physicists and Engineers. Springer Science+Business Media New York, 2013. XIII, 165 p.

23. Challen B. (ed.) Baranescu R. Diesel Engine Reference Book. 2nd edition. — Butterworth-Heinemann, 1999. — 682 p.

24. Tong, W. *Mechanical Design and Manufacturing of Electric Motors*. 2nd edition. — Boca Raton: CRC Press, 2022. — 986 p.

25. Goldstein, M. E. Aeroacoustics. *New York*. 1976, 293p.

26. Sinibaldi, G., & Marino, L. (2013). Experimental analysis on the noise of propellers for small UAV. *Applied Acoustics*, *74*(1), 79-88.

27. Marino, L. (2010, June). Experimental analysis of UAV propeller noise. In *16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* (p. 3854).

28. Leslie, A., Wong, K. C., & Auld, D. (2008). Broadband noise reduction on a mini-UAV propeller. In *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference)* (p. 3069).

29. Malgoezar, A. M., Vieira, A., Snellen, M., Simons, D. G., & Veldhuis, L. L. (2019). Experimental characterization of noise radiation from a ducted propeller of an unmanned aerial vehicle. *International Journal of Aeroacoustics*, *18*(4-5), 372-391.

30. Gur, O., & Rosen, A. (2009). Design of quiet propeller for an electric mini unmanned air vehicle. *Journal of propulsion and power*, *25*(3), 717-728.

31. Gur, O., & Rosen, A. (2008). Multidisciplinary design optimization of a quiet propeller. In *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference)* (p. 3073).

32. Guo, J., Zhou, T., Fang, Y., & Zhang, X. (2021). Experimental study on a compact lined circular duct for small-scale propeller noise reduction. *Applied Acoustics*, *179*, 108062.

33. Miljković, D. (2018, May). Methods for attenuation of unmanned aerial vehicle noise. In *2018 41st International Convention on Information and Communication Technology, Electronics and Microelectronics (MIPRO)* (pp. 0914-0919). IEEE.

34. Mohamud, A., & Ashok, A. (2018, June). Drone noise reduction through audio waveguiding. In *Proceedings of the 4th ACM Workshop on Micro Aerial Vehicle Networks, Systems, and Applications* (pp. 92-94).

35. Figliozzi, M. A., Tucker, C., & Polikakhina, P. (2018). Drone deliveries logistics, efficiency, safety and last mile trade-offs

36. Yadav, S., Sharma, M., & Borad, A. (2017). Thrust efficiency of drones (quadcopter) with different propellers and there payload capacity. *International journal of aerospace and mechanical engineering*, *4*(2), 18-23.

37. Merchant, M., & Miller, L. S. (2006, January). Propeller performance measurement for low Reynolds number UAV applications. In *44th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit* (p. 1127). 13p.

38. Patel, Y., Gaurav, A., Srinivas, K., & Singh, Y. (2017). A review on design and analysis of the propeller used in UAV. *Int. J. Adv. Prod. Ind. Eng*, *605*, 20-23.

39. Andria, G., Di Nisio, A., Lanzolla, A. M. L., Spadevecchia, M., Pascazio, G., Antonacci, F., & Sorrentino, G. M. (2018, June). Design and performance evaluation of drone propellers. In *2018 5th IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)* (pp. 407-412). IEEE.

40. Cruzatty, C., Sarmiento, E., Valencia, E., & Cando, E. (2022). Design methodology of a UAV propeller implemented in monitoring activities. *Materials Today: Proceedings*, *49*, 115-121.

41. Brandt, J., & Selig, M. (2011, January). Propeller performance data at low reynolds numbers. In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (p. 1255).

42. Yang, X., Ma, D., Zhang, L., Yu, Y., Yao, Y., & Yang, M. (2023). High-fidelity multi-level efficiency optimization of propeller for high altitude long endurance UAV. *Aerospace Science and Technology*, *133*, 108142.

43. Yeong, S. P., & Dol, S. S. (2016). Aerodynamic optimization of micro aerial vehicle. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, *9*(5), 2111-2121.

44. Kontogiannis, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace science and technology*, *29*(1), 339-350.

45. Podsędkowski, M., Konopiński, R., Obidowski, D., & Koter, K. (2020). Variable pitch propeller for UAV-experimental tests. *Energies*, *13*(20), 5264, 16 p.

46. Li, Y., Yonezawa, K., & Liu, H. (2021). Effect of ducted multi-propeller configuration on aerodynamic performance in quadrotor drone. *Drones*, *5*(3), 101.

47. Soliman, M., Yoshikawa, S., Matsue, T., & Andou, S. (2021). Analysis and optimization of coaxial propeller-driven drones. In *AIAA Scitech 2021 Forum* (p. 0210).

48. Ковтун А.А. Вплив аеродинамічного вдосконалення компресорів на ефективність авіаційних газотурбінних двигунів // Збірник тез XXIII Міжнародної науково-технічної конференції АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика» ( м. Київ, 15–16 грудня 2022 року), С. 182-184

49. Ковтун А. А., Мельченко А.І., Балалаєва К.В., Усенко В.Ю. Оцінка акустичного випромінювання закапотованого гвинта БПЛА. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024. – с.16.

50. McClay, J. N. (2005). Design and Calibration of a Propeller Test Stand (Doctoral dissertation, Duke University).176p.

51. Weinig, F. (1948). Aerodynamics of the Propeller. Air Documents Division, Intelligence Department, Air Material Command.545 p.

52. Kinney J. R. Reinventing the Propeller. Aeronautical Specialty and the Triumph of the Modern Airplane.Cambridge University Press. 2017. 368p.

53. Block P.J.W. Operational Evaluation of a Propeller Test Stand in the Quiet Flow Facility at Langley Research Center.NASA Technical Memorandum 84523. 1982. 40p.

54. Colozza A.J. APEX 3D Propeller Test Preliminary Design. NASAl CR-2002-211866. 2002. 35p.

55. https://www.onera.fr/en/news/nicetrip-test-campaign-in-s1ma-wind-tunnel

56. Milne-Thomson L.M. Theoretical Aerodynamics. Fourth Edition. — Dover Publications, 1958. 450 p.

57. Logan E. Jr. Turbomachinery. Basic Theory and Applications, Second Edition. CRC Press. 2009. 280p.

58. Gorla R. S.R. , Khan A. A. (2003) Turbomachinery. Design and Theory. CRC Press. 424p.

59. Peyret, R., & Taylor, T. D. (2012). *Computational methods for fluid flow*. Springer Science & Business Media. 358p.

60. Petrila, T., & Trif, D. (2004). *Basics of fluid mechanics and introduction to computational fluid dynamics* (Vol. 3). Springer Science & Business Media. 500p.

61. Ferziger J.H., Peric M. Computational Methods for Fluid Dynamics. Springer Berlin Heidelberg. 2012. 426p.

62. Pozrikidis, C. (2009). *Fluid dynamics: theory, computation, and numerical simulation*. Springer Science & Business Media. 675p.

63. Ansys for Students. https://www.ansys.com/academic/students

64. Sharma, A. (2021). *Introduction to computational fluid dynamics: development, application and analysis*. Springer Nature.346p.

65. Liseikin, V. D. (1999). *Grid generation methods* (Vol. 1). Berlin: Springer.363p.

66. Knupp, P., & Steinberg, S. (2020). *Fundamentals of grid generation*. CRC press. 304p.

67. Thompson, J. F., Soni, B. K., & Weatherill, N. P. (Eds.). (1998). *Handbook of grid generation*. CRC press. 1136p.

68. Hirsch, C., Hillewaert, K., Hartmann, R., Couaillier, V., Boussuge, J. F., Chalot, F., ... & Haase, W. (2021). *TILDA: towards industrial LES/DNS in aeronautics* (p. 9). Springer International Publishing. 550p.

69. Shia-Hui Peng, Werner Haase (2007) Advances in Hybrid RANS-LES Modelling. Papers Contributed to the 2007 Symposium of Hybrid RANS-LES Methods, Corfu, Greece, 17-18 June 2007. 353p.

70. Cebeci, T. (2003). *Turbulence models and their application: efficient numerical methods with computer programs*. Springer Science & Business Media. 118p.

71. 22. Rebollo T. Ch., Lewandowski R. (2014) Mathematical and Numerical Foundations of Turbulence Models and Applications. Springer New York. 517p.

72. Hanjalić, K., & Launder, B. (2011). *Modelling turbulence in engineering and the environment: second-moment routes to closure*. Cambridge university press. 379p.

73. Zhangxin Chen (2005) Finite Element Methods and Their Applications. Springer Berlin Heidelberg. 410p.

74. Larson, M. G., & Bengzon, F. (2013). *The finite element method: theory, implementation, and applications* (Vol. 10). Springer Science & Business Media. 395p.

75. Pepper, D. W., & Heinrich, J. C. (2017). *The intermediate finite element method: Fluid flow and heat transfer applications*. Routledge. 300p.

76. Puckett, E. G., & Colella, P. (2005). *Finite Difference Methods for Computational Fluid Dynamics*. Cambridge University Press. 350p.

77. Versteeg H. K., Malalasekera W. An Introduction to Computational Fluid Dynamics. The Finite Volume Method. Pearson Education Limited. 503 p.

78. Moukalled F. , Mangani L. , Darwish M. (2015) The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics. An Advanced Introduction with OpenFOAM® and Matlab. Springer International Publishing. 791p.

79. Papadogiannis D. Unstructured Large Eddy Simulations of the transonic compressor Rotor 37 [Text] / D. Papadogiannis, X. Garnaud // AIAA. – 2017. - 10p. doi:10.2514/6.2017-3612

80. Georgacopoulou Z. Aerodynamic Analysis of Rotor 37 using CFD [Text] / Z. Georgacopoulou. – Piraeus university of applied sciences school of technological applications Mechanical Engineering. - 2015. - 70p.

81. Moore R. D., Reid L. Performance of single-stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05 [Text] / R. D. Moore, L. Reid // NASA Technical Paper – №1659, – 1980. – 102 p.

82. Сизоненко П.В. Визначення параметрів тяги повітряних гвинтів квадрокоптерів. 2018. Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря сікорського», магістерська дисертація. 91с.

83. Дулєпов А. А., Глобін Є. В., Ковтун А. А., Хижняк М. В., Балалаєва К. В. Тестова задача моделювання течії у ступені компресора rotor 37. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2023, №4 (188), С. 28-34. doi:10.32620/aktt.2023.4.09 (категорія Б).

84. Дулєпов А. А., Глобін Є. В. , Ковтун А. А., Хижняк М. В., Балалаєва К. В. Моделювання течії у ступені компресора rotor 37. XXVIII - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2023 –с.26-27

85. Kovtun A.A., Balalaieva K. V. Test problem of modeling the flow around the propeller of an unmanned aerial vehicle. Modern research in technical sciences: the impact of martial law in Ukraine (March 6–7, 2024. Riga, the

Republic of Latvia): International scientific conference. Riga, Latvia : Baltija Publishing, 2024. P. 31-33.

86. Eraslan, Y., Özen, E., & Oktay, T. (2020). 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* (pp. 1-12).

87. Kišev, M., Vacho, L., Tóth, L., Olejár, M., Harničárová, M., Valíček, J., & Tozan, H. (2022). Experimental measurement of a UAV propeller's thrust. *Tehnički vjesnik*, *29*(1), 73-80.

88. Vorotović, G., Burazer, J., Bengin, A., Mitrović, Č., Januzović, M., Petrović, N., & Novković, D. (2023). A Case Study of a Methodological Approach to the Verification of UAV Propeller Performance. *Strojniški vestnik-Journal of Mechanical Engineering*, *69*(5-6), 199-207.

89. Patel, Y., Gaurav, A., Srinivas, K., & Singh, Y. (2017). A review on design and analysis of the propeller used in UAV. *Int. J. Adv. Prod. Ind. Eng*, *605*, 20-23.

90. Wall, D. L. (2012). *Optimum propeller design for electric uavs* (Doctoral dissertation, Auburn University).

91. Oktay, T., & Eraslan, Y. (2021). Numerical investigation of effects of airspeed and rotational speed on quadrotor UAV propeller thrust coefficient. *Journal of Aviation*, *5*(1), 9-15.

92. Gill, R., & D'andrea, R. (2017, August). Propeller thrust and drag in forward flight. In *2017 IEEE Conference on control technology and applications (CCTA)* (pp. 73-79). IEEE.

93. Liu, X., Zhao, D., & Oo, N. L. (2023). Comparison studies on aerodynamic performances of a rotating propeller for small-size UAVs. *Aerospace Science and Technology*, *133*, 108148.

94. Kedarisetty, S., & Manathara, J. G. (2023). Novel empirical models for estimating aerodynamic coefficients of small UAV propellers. *Aerospace Systems*, 1-15.

95. Tracy, I. P. (2011). *Propeller design and analysis for a small, autonomous UAV* (Doctoral dissertation, Massachusetts Institute of Technology).

96. Podsędkowski, M., Konopiński, R., Obidowski, D., & Koter, K. (2020). Variable pitch propeller for UAV-experimental tests. *Energies*, *13*(20), 5264.

97. Інтеграція авіаційних силових установок і літального апарату. Терещенко Ю.М.

98. Hubbard, H. H. (Ed.). (1991). *Aeroacoustics of flight vehicles: theory and practice* (Vol. 1). National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Program.

99. Camussi, R. (Ed.). (2013). *Noise sources in turbulent shear flows: fundamentals and applications* (Vol. 545). Springer Science & Business Media.

100. Austin, R. (2011). *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment*. John Wiley & Sons.

101. Leishman, G. J. (2006). *Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*. Cambridge university press.

102. Goldstein, M. E. (1976). Aeroacoustics. *New York*.

103. Sinibaldi, G., & Marino, L. (2013). Experimental analysis on the noise of propellers for small UAV. *Applied Acoustics*, *74*(1), 79-88. https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2012.06.011

104. Marino, L. (2010, June). Experimental analysis of UAV propeller noise. In *16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* (p. 3854).

105. Lukianov, P., & Dusheba, O. (2023). Modeling of aerodynamic noise of quadrotor type aerotaxi. *Aerospace Technic and Technology*, (4), 38-49. doi: 10.32620/aktt.2023.4.05

106. Zawodny, N., Pettingill, N., & Thurman, C. (2023, February). Identification and Reduction of Interactional Noise of a Quadcopter in Hover and Forward Flight Conditions. In *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings* (Vol. 265, No. 5, pp. 2947-2958). Institute of Noise Control Engineering. DOI: https://doi.org/10.3397/IN_2022_0415

107. Brungart, T. A., Olson, S. T., Kline, B. L., & Yoas, Z. W. (2019). The reduction of quadcopter propeller noise. *Noise Control Engineering Journal*, *67*(4), 252-269. DOI: https://doi.org/10.3397/1/376723

108. Smith, B., Gandhi, F., & Niemiec, R. (2023). A Comparison of Tonal Noise Characteristics of Large Multicopters with Phased Rotors. *Journal of the American Helicopter Society*, *68*(3), 32008-32021. DOI: https://doi.org/10.4050/JAHS.68.032008

109. Yang, Y., Liu, Y., Hu, H., Liu, X., Wang, Y., Arcondoulis, E. J., & Li, Z. (2020). Experimental study on noise reduction of a wavy multi-copter rotor. *Applied Acoustics*, *165*, 107311. https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2020.107311

110. Hasegawa, M., & Sakaue, H. (2024). Propeller-noise reduction by microfiber coating on a blade surface. *Sensors and Actuators A: Physical*, *371*, 115273. https://doi.org/10.1016/j.sna.2024.115273

111. Hasegawa, M., & Sakaue, H. (2024). Investigation of Microfiber Coating for Aeroacoustic Noise Reduction in Small Aerial Vehicles. In *AIAA SCITECH 2024 Forum* (p. 2470).https://doi.org/10.2514/6.2024-2470

112. Treuren, K. W. V., & Wisniewski, C. F. (2019). Testing propeller tip modifications to reduce acoustic noise generation on a quadcopter propeller. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, *141*(12), 121017. https://doi.org/10.1115/1.4044971

113. Ковтун А.А., Мельченко А.І., Балалаєва К.В., Усенко В.Ю. Акустичне випромінювання закапотованого гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (196), С. 58-63. doi: 10.32620/aktt.2024.4.07

114. Go, S. T., Kingan, M. J., Wu, Y., & Sharma, R. N. (2023). Experimental and numerical investigation of the sound field produced by a shrouded UAV propeller. *Applied Acoustics*, *211*, 109523. https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2023.109523

115. Lu, Z., Debiasi, M., & Khoo, B. C. (2016, August). Acoustic characteristics of a multi-rotor MAV and its noise reduction technology. In *INTER-*

*NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings* (Vol. 253, No. 8, pp. 393-403). Institute of Noise Control Engineering.

116. Khashana, M. K., Khudhur, D. S., & Balla, H. H. (2023). Comparison between the two methods of optimization: Genetic algorithm (GA) and ant colony algorithm (ACO) for the propulsion system of UAV. *Al-Qadisiyah Journal for Engineering Sciences*, *16*(2).

117. Ng, T. T. H., & Leng, G. S. B. (2007). Design of small-scale quadrotor unmanned air vehicles using genetic algorithms. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, *221*(5), 893-905.

118. Yun, S. (2008). *A coordinate gradient descent method for structured nonsmooth optimization: theory and applications*. VDM Publishing.

119. David G. Luenberger, Yinyu Ye (2021) Linear and Nonlinear Programming. Springer Nature Switzerland. doi.org/10.1007/978-3-030-85450-8.

120. Wright, S. J. (2015). Coordinate descent algorithms. *Mathematical programming*, *151*(1), 3-34.

121. Gu, H., Lyu, X., Li, Z., & Zhang, F. (2020). Coordinate descent optimization for winged-UAV design. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, *97*, 109-124.

122. Wright, S. J., & Recht, B. (2022). *Optimization for data analysis*. Cambridge University Press.

123. Ковтун А. А. Визначення впливу форми та кількості лопатей на ККД гвинта квадрокоптера. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024. – с.14-15.

124. Ковтун А. А. Визначення рівня акустичного тиску гвинта БПЛА. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024 – с.15

125. Foreman, J. *Sound analysis and noise control*. Springer Science & Business Media. 2012, 461p.

126. Балалаєва К. В. , Балалаєв А. В., Голембієвський Г. Г., Ковтун А. А. Розрахунок характеристик повітряного гвинта квадрокоптера / XXVIII - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2023 – с. 22

127. Балалаєва К. В., Балалаєв А. В., Голембієвський Г. Г., Ковтун А. А. Характеристики повітряного гвинта квадрокоптера. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2023, №4 (189) спецвипуск №1, С. 23-28. doi:10.32620/aktt.2023.4sup1.04

128. Ковтун А. А. Акустичні характеристики гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (198) спецвипуск №1, С. 12-17. doi: 10.32620/aktt.2024.sup2.02

129. Ковтун А. А. Вплив форми та кількості лопатей на коефіцієнт корисної дії гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (197) спецвипуск №1, С. 31-37. doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.05

# ДОДАТОК А

АКЦІОНЕРНЕ ТОВАРИСТВО
АНТОНОВ

JOINT STOCK COMPANY
ANTONOV

вул. Мрії, 1, м. Київ, 03062, Україна
тел: +38 (044) 454 34 50, 454 31 49
e-mail: info@antonov.com
код ЄДРПОУ 14307529

1, Mrii str., Kyiv, 03062, Ukraine
phone: +38 (044) 454 34 50
phone: +38 (044) 454 31 49
e-mail: info@antonov.com

від "10" 09 2024 р. № 1/104

## ДОВІДКА ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ

Результати дисертаційного дослідження аспіранта Національного авіаційного університету Ковтуна Артема Анатолійовича, на тему: "Оптимізація параметрів повітряного гвинта двигуна безпілотного літального апарату" на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 – "Енергетичне машинобудування" впроваджені у науковій діяльності АТ «Антонов».

Зокрема, прийнято до впровадження наукові результати дисертаційної роботи щодо удосконаленого алгоритму оптимізації параметрів гвинта двигуна безпілотного літального апарату методом координатного спуску з цільовою функцією максимізації коефіцієнту корисної дії гвинта або мінімізації рівня звукового тиску у ближньому полі; рекомендації щодо форми та кількості лопатей гвинта для малорозмірних безпілотних літальних апаратів.

Головний конструктор з силових установок
і систем життєзабезпечення,
АТ «Антонов», к.т.н. В. Ю. Усенко

10.09.2024

# ДОДАТОК Б

УКРАЇНА
ДЕРЖАВНА АВІАЦІЙНА СЛУЖБА УКРАЇНИ

UKRAINE
STATE AVIATION ADMINISTRATION OF UKRAINE

UKROBORONPROM

DSTU ISO 9001
ISO 9001
EN 9100
BUREAU VERITAS
Certification

Івченко прогрес
Ivchenko progress

Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка
УКРАЇНА, 69068, м. Запоріжжя, вул. Іванова, 2
Тел.: +380 (61) 7699617, 2872715
Факс: +380 (61) 7699397, 2128922, 7690137
E-mail: progress@ivchenko-progress.com
www.ivchenko-progress.com

Zaporizhzhia Machine-Building Design Bureau Progress State Enterprise named after Academician O.H. Ivchenko
2, Ivanova st., Zaporizhzhia, 69068, UKRAINE
Tel +380 (61) 7699617, 2872715
Fax +380 (61) 7699397, 2128922, 7690137
E-mail: progress@ivchenko-progress.com
www.ivchenko-progress.com

11.09.2024 № 35/5074-39 на / To No. _____ від / From _____

## ДОВІДКА ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ

Результати дисертаційного дослідження аспіранта Національного авіаційного університету Ковтуна Артема Анатолійовича, на тему: "Оптимізація параметрів повітряного гвинта двигуна безпілотного літального апарату" на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 – "Енергетичне машинобудування" впроваджені у науковій діяльності ДП «Івченко-Прогрес».

Зокрема, прийнято до впровадження наукові результати дисертаційної роботи для розробки перспективних повітряних гвинтів двигунів безпілотних літальних апаратів, а саме науково-обґрунтовані рекомендації щодо вибору форми та кількості лопатей гвинта двигуна безпілотного літального апарату з метою покращення аероакустичних характеристик та удосконалений алгоритм оптимізації параметрів гвинта двигуна безпілотного літального апарату методом координатного спуску.

Головний конструктор
ДП «Івченко-Прогрес»,
к.т.н. О.В. Жорник

# ДОДАТОК В

## СПИСОК ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА

### Наукові праці, в яких опубліковано основні наукові результати дослідження

1. Дулєпов А. А., Глобін Є. В., Ковтун А. А., Хижняк М. В., Балалаєва К. В. Тестова задача моделювання течії у ступені компресора rotor 37. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2023, №4 (188), С. 28-34. doi:10.32620/aktt.2023.4.09 (категорія Б).

2. Балалаєва К. В., Балалаєв А. В., Голембієвський Г. Г., Ковтун А. А. Характеристики повітряного гвинта квадрокоптера. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2023, №4 (189) спецвипуск №1, С. 23-28. doi:10.32620/aktt.2023.4sup1.04

3. Ковтун А. А. Вплив форми та кількості лопатей на коефіцієнт корисної дії гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (197) спецвипуск №1, С. 31-37. doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.05

4. Ковтун А. А. Акустичні характеристики гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (198) спецвипуск №1, С. 12-17. doi: 10.32620/aktt.2024.sup2.02

### Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

5. Балалаєва К. В. , Балалаєв А. В., Голембієвський Г. Г., Ковтун А. А. Розрахунок характеристик повітряного гвинта квадрокоптера / XXVIII - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2023 – с. 22

6. Дулєпов А. А., Глобін Є. В. , Ковтун А. А., Хижняк М. В., Балалаєва К. В. Моделювання течії у ступені компресора Rotor 37. XXVIII - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2023 –с.26-27

7. Kovtun A.A., Balalaieva K. V. Test problem of modeling the flow around the propeller of an unmanned aerial vehicle. Modern research in technical sciences: the impact of martial law in Ukraine (March 6–7, 2024. Riga, the Republic of Latvia): International scientific conference. Riga, Latvia : Baltija Publishing, 2024. P. 31-33.

8. Ковтун А. А. Визначення рівня акустичного тиску гвинта БПЛА. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024 – с.15.

9. Ковтун А. А. Визначення впливу форми та кількості лопатей на ККД гвинта квадрокоптера. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024. – с.14-15.

10. Ковтун А. А., Мельченко А.І., Балалаєва К.В., Усенко В.Ю. Оцінка акустичного випромінювання закапотованого гвинта БПЛА. XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024. – с.16.

11. Ковтун А.А. Вплив аеродинамічного вдосконалення компресорів на ефективність авіаційних газотурбінних двигунів // Збірник тез XXIII Міжнародної науково-технічної конференції АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика» ( м. Київ, 15–16 грудня 2022 року), С. 182-184

**Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації**

12. Ковтун А.А., Мельченко А.І., Балалаєва К.В., Усенко В.Ю. Акустичне випромінювання закапотованого гвинта БПЛА. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2024, №4 (196), С. 58-63. doi: 10.32620/aktt.2024.4.07