АНОТАЦІЯ

Ханеш Хуссейн. Метод зниження втулкових втрат штовхаючих повітряних гвинтів з дворядними лопатями малорозмірних БПЛА. – Рукопис.

Дисертація на здобуття ступеня доктора філософії, за спеціальністю 134– Авіаційна та ракетно-космічна техніка. – Національний авіаційний університет МОН України; Київ, 2021. Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-прикладної задачі підвищення ефективності повітряних гвинтів з дворядними лопатями.

Дисертаційна робота є складовою частиною досліджень, що проводяться в Національному авіаційному університеті і спрямовані на покращення параметрів та характеристик повітряних гвинтів безпілотної авіаційної техніки в широкому діапазоні експлуатаційних режимів.

Роботу виконано відповідно до Концепції Державної цільової науково-технічної програми розвитку авіаційної промисловості на 2021-2030 роки, затвердженої Кабінетом Міністрів України 11.11.2020р та Європейської програми наукових досліджень в галузі авіації до 2024 року «ClleanSky – 1» та «ClleanSky – 2» затвердженої в 2008 р.

Метою дослідження є підвищення ефективності повітряних гвинтів з дворядними лопатями за рахунок зниження рівня втулкових втрат.

Об’єктом дослідження є повітряні гвинти БПЛА з дворядними лопатями.

Предметом дослідження є характеристики гвинтів з дворядними лопатями.

У роботі використовуються сучасні теоретичні, чисельні та експериментальні методи дослідження. Теоретична частина роботи ґрунтується на застосуванні методів газодинаміки, теорії примежового шару, турбулентних струменів і слідів, теорії повітряних гвинтів. Для дослідження структури та характеристик тривимірних течій застосовуються методи чисельної газодинаміки реалізовані в комерційному програмному продукті ANSYS. За допомогою експериментальних методів досліджень проведена

апробація та верифікація отриманих теоретичних залежностей, рішень, та результатів чисельного моделювання.

Достовірність отриманих результатів роботи забезпечується коректнимзастосуванням математичного апарату для вирішення поставлених наукових

задач та підтверджується хорошим узгодженням результатів розрахункових досліджень з результатами фізичних експериментів.

В роботі проведено критичний аналіз сучасного стану проблеми ефективності штовхаючих повітряних гвинтів, який показав, що в залежності від констукції гвинта його ефективність нижче на 3 – 5 %, а в деяких випадках може сягати й 15 % в порівнянні з тягнучими гвинтами. Таке зниження ефективності обумовлене підвищенним рівнем втулкових втрат. На основі аналізу теорії повітряного гвинта показано, що втулкові втрати ізольованих штовхаючих гвинтів більші від тягнучих у звязку з виникненням відємної тяги, що утворюється в наслідок розрідження на поверхін кока гвинта. У свою чергу величина розрідження залежить від окружної компоненти абсолютної швидкості позаду гвинта. Чим більше окружна комопонента швидкості тим більше розрідження. Для гвинтів з тандемними лопатями розрідження має ще більші значення, оскільки закрутка потоку, в дворядних штовхаючих гвинтах більше ніж в гвинтах класичної конструкції. У зв’язку з підвищенною закруткою тандемні гвинти мають більші втулкові втрати.На основі аналізу методів зниження втулкових втрат, визначено як приіоритетний підхід, зниження закрутки потоку тандемного штовхаючого гвинта в області втулки та кока. Для реалізації підходу, що до зменшення закрутки потоку розроблено метод зниження втулкових втрат повітряних гвинтів з дворядними лопатями, який ґрунтується на необхідності розкручування потоку позаду гвинта та підвищення осьової швидкості потоку у втулковій частині. Технічна реалізація методу здійснюється шляхом розвороту профілів другого ряду лопатей у втулковій частині гвинта в реверсне (турбінне) положення.

Для реаілзації розробленого методу розроблено аналітичну методику профілювання дворядних лопатей. Запропонований метод є комбінацією імпульсної теорії, теорії елементу лопаті, та вихрової теорії гвинта. При розробці методики вважалося, що тяга гвинта з дворядними лопатями, рівномірно навпіл розподіляється між тягою яку створює перший та другий ряд лопатей, це дозволило спростити розрахунок індукційних швидкостей та скоротити, час проектування. Також розроблено алгоритм визначення оптимального положення профілів другого ряду лопатей дворядної лопаті. В основу алгоритму покладено однопараметричний метод «золотого перерізу». Даний метод простий, але дозволяє досить швидко, знайти раціональне положення профілів у втулковій частині гвинт, та перейти до апробації розробленого методу зниження втулкових втрат.

Для апробації розробленого методу зниження втулкових втрат та проведення чисельних досліджень характеристик гвинтів з дворядними лопатями та визначення структури газодинамічної течії навколо них, розроблена розрахункова модель тандемного гвинта в періодичній постановці. Розрахунковий область складається з двох доменів: стаціонарний та обертальний (містить в собі модель гвинта). Розрахункові домени пов’язані між собою інтерфейсом змішування типу «Stage». Для проведення чисельних досліджень обрано програмний комплекс ANSYS CFX, а для верифікації отриманих результатів обґрунтовано проведення натурного експерименту.

Для проведення експериментальних досліджень тандемних гвинтів з метою апробації розробленого методу зниження втулкових втрат, а також для верифікації чисельного методу моделювання та визначення експлуатаційних характеристик, розроблено і побудовано експериментальний стенд. Відмінною особливістю конструкції розробленого стенду є те, що запропонована конструкція дозволила розділити канали вимірювання тяги та крутного моменту, що забезпечило їх незалежне вимірювання. Виконана метрологічна оцінка вимірювальних каналів системи збору і обробки

інформації показала, що в робочому діапазоні вимірів застосованих датчиків, максимальну відносну похибку має канал реєстрації ККД. Максимальні значення похибки спостерігаються на частотах обертання від 0 до 2000 об/хв. і сягають значень від 1% до 4%. при таких значеннях похибки оцінка ККД в даному ді в діапазоні частот обертання не доцільна, оскільки похибка поглинає ефект від модифікації лопатей. Тому для апробації та верифікації методів та чисельних досліджень брались експериментальні значення ККД та тяги в діапазоні від 2000 об/хв до 5000 об/хв. В цьому діапазоні похибки визначення ККД та тяги тандемного гвинта лежали в межах 0,5 – 1 %.

Для порівняння та визначення ефективності розробленого методу зниження втулкових втрат проаналізовано характеристики базового повітряного гвинта з дворядними не модифікованими лопатями, який був розроблений на кафедрі авіаційних двигунів НАУ та був обраний як, початковий об’єкт досліджень. Проведені дослідження показали, що дворядна конструкція на ряду з певними перевагами, такі як: підвищена тяга; більша експлуатаційна швидкість польоту; зменшені діаметральні розміри, має один суттєвий недолік – підвищений рівень втулкових втрат гвинта у штовхаючій конфігурації. Втрати проявляються у вигляді від’ємної тяги, яка утворюється втулкою та спінером, та сягають в середньому 3 – 4%. Основна причина втрат – розрідження на поверхні втулки та спінера. В результаті досліджень не модифікованого гвинта доведено, що на рівень втулкових втрат впливає положення профілів другого ряду лопатей, а саме кут установки, який визначає кут поворот потоку. Збільшення кута установки, а отже і кута повороту потоку, по відношенню до базової конструкції, на кожні 5 градусівзбільшує коефіцієнт потужності на 3%, тоді як ефективність зменшується на 2,5–3%. При цьому тяга штовхаючого гвинта залишається практично незмінною, оскільки падіння тяги на спінері та втулці гвинта компенсується збільшенням аеродинамічного навантаження лопаті в кореневій частині, яке спричинене збільшенням кута установки профілів другого ряду лопатей.

Розроблений метод зниження втулкових втрат, сумісно з процедурами оптимізації дозволив перепрофілювати дворядні лопаті у втулковій частині, таким чином, щоб покращити характеристики штовхаючого гвинта. Новизна методу полягає в тому, що вперше запропоновано застосувати зміну положення профілів другого ряду лопаті у втулковій частині на реверсне. Така зміна, дозволила збільшити осьову компоненту абсолютної швидкості у втулковій частині на виході з гвинта, що привело до зменшення розрідження на поверхні втулки та спінера і дозволило підвищити ефективність гвинта, на розрахунковому режимі, в середньому на 3%. На не розрахунковому режимі ККД гвинта майже не змінилось (зміна ККД знаходилась в межах розрахункової похибки).

Співставлення експериментальних та чисельних досліджень характеристик гвинтів з дворядними лопатями, підтвердило адекватність розробленого чисельного методу. Середня похибка при оцінці ККД склала 1,8%, а тяги – 1,6% в діапазоні частот обертання 3500 – 5000 об/хв.

Практичне значення дисертаційної роботи полягає в тому, що розроблений метод зниження втулкових втрат та методика оптимізації геометричних параметрів лопатей гвинта у втулковій частині, можуть бути використані науково-дослідними установами, підприємствами промисловості, які займаються проектуванням та виготовленням повітряних гвинтів. При їх застосуванні в процесі проектування та доводки гвинтів з дворядними лопатями, може бути скорочено терміни вводу в експлуатацію гвинтів нового типу та підвищено ефективність гвинтів у всьому експлуатаційному діапазоні їх роботи. Розроблені в рамках дисертаційних досліджень експериментальні гвинти можуть бути впровадженні в серійне виробництво та використані на малорозмірних БпЛА в якості рушіїв.

Ключові слова:повітряний гвинт, вторинні втрати, втулковий вихор, дворядні лопаті, ефективність, експлуатаційні характеристики,тандемний гвинт.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації

1. M. Kulyk. A numerical study of performance of the small-size uav pushing tandem propeller with joined blades [Text] / F. Kirchu, Hanesh Hussein // EasternEuropean Journal of Enterprise Technologies. – 2020. – V. 2. – N. 7(104). P. 40–48. DOI: 10.15587/1729-4061.2020.199486 (SCOPUS)

2. M. Kulyk. The numerical CFD investigation of hub losses of pushing air propellers with tandem joined blades of small sized unmanned aerial vehicles [Text] / F. Kirchu, Hanesh Hussein // Technology audit and production reserves – 2020. – V. 1. – N. 1(51). P. 11–17. DOI: 10.15587/2312-8372.2020.198084(наукометричний).

3. Кулик М.С. Адаптивна системи керування відривними течіями в ступенях осьових вентиляторів [Текст]/ Кірчу Ф. І., Богданов М. Ю., Ханеш Хуссейн, Суровцев О. Ю // Технологические системы – 2019. – №3 – С. 29-35. DOI: 10.29010/88.3 (наукометричний).

4. Кулик М.С. Застосування акустичних резонаторів для керування відривними течіями в ступенях осьових вентиляторів [Текст]/ Ф.І. Кірчу, М.Ю., Богданов, Л.Г. Волянська, ХанешХуссейн // Вісник інженерної академії України – 2019. – №4 – С. 7-13 (наукометричний).

5. Кірчу Ф.І., Богданов М.Ю., ХанешХуссейн, Патент України UA121992C2, МПК B64C 11/04. Лопать повітряного гвинта. – Заявл. 07.02.2018; Опубл. 25.08.2020, Бюл. №16. – 4с.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

1. Kirchu F.I. New method of tip losses reduction in thrusters ducted fan type based on the acoustic resonators separation flow control [Text]/ M.Y. Bohdanov, Hanesh Hussein // Safety in aviation and space Technologies : the seventh world congress «Aviation in the XXI-st century», 10–12 October, 2018 Kyiv, Ukraine. – K.: Publishing house "NAU-druk", 2018. – Vol. 1. – P. 1.5.51–1.5.54.

2. Kirchu F.I. New directions and approaches to improve the efficiency of airpropellers [Text]/ Hanesh Hussein // Safety in aviation and space technologie : the seventh world congress «Aviation in the XXI-st century», 10–12 October, 2018 Kyiv, Ukraine. – K.: Publishing house "NAU-druk", 2018. – Vol. 1. – P. 1.5.23–1.5.25.

SUMMARY

Hanesh Hussein. Method of hub losses reducing of pushing air propellers with tandem blades of small UAV. - Manuscript.

Thesisfor the degree of Philosophy Doctor in the specialty 134 - Aviation and Space-rocket technology. - National Aviation University of the Ministry of Education and Science of Ukraine; Kiev, 2021. The thesisis devoted to solving the scientific and applied problem of increasing the efficiency of propellers with tandem blades row.

The dissertation work is an integral part of the research carried out at the National Aviation University and is aimed at improving the parameters and characteristics of propellers of unmanned aerial vehicles in a wide range of operating conditions.

The work was carried out in accordance with the Concept of the State Target Scientific and Technical Program for the Development of the Aviation Industry for 2021-2030, approved by the Cabinet of Ministers of Ukraine on 11.11.2020, and the European Program for Scientific Research in Aviation until 2024 "Cllean Sky - 1" and "Cllean Sky - 2 "approved in 2008.

The aim of the study is to increase the efficiency of propellers with double-row blades by reducing the level of sleeve losses.

The object of research is UAV propellers with tandem bladesrow.

The subject of research is the characteristics of propellers with tandem bladesrow.

The work uses modern theoretical, numerous and experimental research methods. The theoretical part of the work is based on the application of the methods of gas dynamics, the theory of the boundary layer, turbulent jets and wakes, the theory of propellers. To study the structure and characteristics of three-dimensional flows, the methods of numerical gas dynamics are applied and implemented in the commercial software product ANSYS. With the help of experimental research methods, the approbation and verification of the obtained

theoretical dependencies, solutions and results of numerical modeling were carried out.

The reliability of the results obtained is ensured by the correct application of the mathematical apparatus for solving the set scientifictasks and is confirmed by a good agreement of the results of the calculatedresearch based on the results of physical experiments.

The work carried out a critical analysis of the current state of the problem of the efficiency of pushing propellers, which showed that, depending on the design of the propeller, its efficiency is 3 - 5% lower, and in some cases it can reach 15% compared to pulling propellers. This decrease in efficiency is due to the increased level of hub losses. Based on the analysis of the theory of the propeller, it is shown that the hub losses of the isolated pushing screws are larger than the pulling ones due to the occurrence of negative thrust, and is formed as a result of rarefaction on the surfaces of the propeller. In turn, the vacuum value depends on the peripheral component of the absolute velocity behind the propeller. The greater the peripheral velocity component, the greater the vacuum. For propellers with tandem blades, the vacuum is even more important, since the swirl of the flow, in tandem blades row pusher propellers, is more in the propellers of the classical design. Due to the increased twist, tandem propellers have large hub losses. Based on the analysis of methods for reducing hub losses, it is determined as a priority approach, reducing the flow swirl of the tandem pusher propeller in the area of the hub and the spinner. To implement the approach to reduce flow swirl, a method has been developed to reduce the hub losses of propellers with tandem blades row, which is based on the need to untwist the flow behind the propeller and increase the axial flow velocity in the hub part. The technical implementation of the method is carried out by turning the profiles of the second row of blades in the hub part of the propeller in the reverse (turbine) position.

To implement the developed method, an analytical technique for profiling tandem blades row has been developed. The proposed method is a combination of impulse theory, blade element theory, and propeller vortex theory. When

developing the technique, it was believed that the thrust of the propeller with and emblades row is evenly distributed in half between the thrust created by the first and second row of blades, this made it possible to simplify the calculation of induction velocity and reduce the design. An algorithm for determining the optimal position of the profiles of the second row of blades of a tandem blades row has also been developed. The algorithm is based on the one-parameter "golden section" method. This method is simple, but it allows to quickly find the rational position of the profiles in the propeller hub and proceed to approbation of the developed method for reducing hub losses.

For approbation of the developed method for reducing hub losses and carrying out numerical studies of the characteristics of propellers with tandem blades row and determination of the gas-dynamic flow structure around them, a computational model of a tandem propeller was developed in a periodic setting. The computational domain consists of two domains: stationary and rotational (contains a propeller model). The calculated domains are connected by a mixing interface of the "Stage" type. For numerous studies, the ANSYS CFX software package was chosen, and for verification of the results obtained, it was justified to conduct a full-scale experiment.

To conduct experimental studies of tandem propellers in order to test the developed method for reducing hub losses, as well as to verify the numerical simulation method and determine the performance characteristics, an experimental stand was developed and built. A distinctive feature of the design of the developed stand is that the proposed design made it possible to separate the channels for measuring thrust and torque, which ensured their independent measurement. The metrological assessment of the measuring channels of the information collection and processing system has shown that in the operating range of measurements of the sensors used, the efficiency registration channel has the maximum relative error. The maximum error values are observed at velocity from 0 to 2000 rpm. and include values from 1% to 4%. with such error values, the evaluation of the efficiency in the given rotation frequency range is not advisable, since the error

absorbs the effect of the blade modification. Therefore, for approbation and verification of methods of numerical studies, experimental values of efficiency and thrust were taken in the range from 2000 to 5000 rpm. In this range, the errors in determining the efficiency and thrust of the tandem propeller were in the range of 0.5 - 1%.

To compare and determine the effectiveness of the developed method for reducing hub losses, the characteristics of the basic propeller with tandem unmodified blades row, which was developed at the Department of Aviation Engines of National aviation university and was selected as the initial object of research. Studies have shown that the tandem blades design, along with certain advantages, such as: increased thrust; high operational flight velocity; reduced diametrical dimensions, has one significant drawback – an increased level of hub losses of the propeller in the pushing configuration. Losses are manifested in the form of negative thrust, which is formed by the hub and spinner, and reach an average of 3 - 4%. The main reason for losses is vacuum on the surface of the hub and spinner. As a result of studies of an unmodified propeller, it was proved that the position of the profiles of the second row of blades affects the level of hub losses, namely, the angle of installation, which determines the twist angle of the flow. An increase in the angle of installation, and therefore the flow twist angle in relation to the basic design, for every 5 degrees increases the power factor by 3%, while the efficiency decreases by 2.5-3%. In this case, the thrust of the pushing propeller remains practically unchanged, since the drop in thrust on the spinner and the rotor hub is compensated by an increase in the aerodynamic load of the blade in the root part, which is caused by an increase in the angle of installation of the profiles of these condrow of blades.

The developed method for reducing hub losses, together with optimization procedures, made it possible to redesign the tandem blades in the hub part, so as to improve the characteristics of the pushing propeller. The novelty of the method lies in the fact that for the first time it was proposed to apply the change in the position of the profiles of the second blade row in the hub part to the reverse one. This

change made it possible to increase the axial component of the absolute velocity in the hub at the outlet of the propeller, which led to a decrease in the vacuum on the surface of the hub and the spiner and made it possible to increase the efficiency of the propeller, in the design mode, by an average of 3%. In the off-design mode, the propeller efficiency almost did not change (the change in efficiency was within the calculated error).

Comparison of experimental and numerical studies of the propeller characteristics with tandem blades row confirmed the adequacy of the developed numerical method. The average error in the efficiency estimating was 1.8%, and the thrust was 1.6% in the range of rotation speeds of 3500 - 5000 rpm.

The practical significance of the thesis is that the developed method for reducing hub losses and the method for optimizing the geometric parameters of the rotor blades in the hub part can be used by research institutions, industrial enterprises engaged in the design and manufacture of propellers. When they are used in the design and refinement of propellers with tandem bladesrow, the terms of commissioning of new type propellers can be shortened and the efficiency of propellers can be increased over the entire operational range of their operation. Experimental propellers developed within the framework of dissertation research can be introduced into mass production and used on small-sized UAVs as thruster.

Key words: propeller, secondary losses, hub vortex, tandem bladesrow, efficiency, operational characteristics, tandem propeller.

LIST OF PUBLICATIONS ON THE TOPIC OF THESIS

Published scientific works reflecting main results of thesis

3. M. Kulyk. A numerical study of performance of the small-size uav pushing tandem propeller with joined blades [Text] / F. Kirchu, Hanesh Hussein // EasternEuropean Journal of Enterprise Technologies. – 2020. – V. 2. – N. 7(104). P. 40–48. DOI: 10.15587/1729-4061.2020.199486 (SCOPUS)

4. M. Kulyk. The numerical CFD investigation of hub losses of pushing air propellers with tandem joined blades of small sized unmanned aerial vehicles [Text] / F. Kirchu, Hanesh Hussein // Technology audit and production reserves – 2020. – V. 1. – N. 1(51). P. 11–17. DOI: 10.15587/2312-8372.2020.198084

5. Kulyk M.S. Adaptive control system for separated flows in the degrees of axial fan stages [Text] / Kirchu F.I., Bogdanov M. Yu., Hanesh Hussein Surovtsev A. Yu // Technological systems - 2019. - No. 3 - P. 29-35. DOI: 10.29010 / 88.3

6. Kulyk M.S. Application of acoustic resonators for control of separated flows in stages of axial fans [Text] / F. I. Kirchu, M. Yu., Bogdanov, L. Volianska, Hanesh Hussein // Bulletin of the Engineering Academy of Ukraine - 2019. - No. 4 - P. 7 -13.

7. Kirchu F.I., Bogdanov M.Yu., Hanesh Hussein, Patent of Ukraine UA121992C2, IPC B64C 11/04. Propeller blade. - Applied. 02/07/2018; Publ. 08/25/2020, Bul. No. 16. – 4p.’

Scientific works confirming the approbation of the materials of the thesis

8. Kirchu F.I. New method of tip losses reduction in thrusters ducted fan type based on the acoustic resonators separation flow control [Text]/ M.Y. Bohdanov, Hanesh Hussein // Safety in aviation and space Technologies : the seventh world congress «Aviation in the XXI-st century», 10–12 October, 2018 Kyiv, Ukraine. – K.: Publishing house "NAU-druk", 2018. – Vol. 1. – P. 1.5.51–1.5.54.

9. Kirchu F.I. New directions and approaches to improve the efficiency of airpropellers [Text]/ Hanesh Hussein // Safety in aviation and space technologie : the seventh world congress «Aviation in the XXI-st century», 10–12 October, 2018 Kyiv, Ukraine. – K.: Publishing house "NAU-druk", 2018. – Vol. 1. – P. 1.5.23–1.5.25.