

УДК 629.735.5 : 629.7.012 : 629.7.018 : 533.694.7

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771402020248785>

Б. Г. Комаров¹, аспірант, Д. М. Зінченко², к.т.н., доцент

ВПЛИВ ФОРМИ РОТОРНОГО РУШЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ІНТЕГРОВАНОЇ З КРИЛОМ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАКА

En Fan wing concept increased the efficiency of using the kinetic energy of the movement of air that flows around the wing. It allow generate thrust and lifting forces. But this scheme also has drawbacks. The most important associated with the significant drag force. The large diameter of the cross-flow fan, in case of failure of the power plant, the aerodynamic quality will be approximately 1: 3. To improve parameters and increase the feasibility of using this scheme, we need to review the existing concepts and change the basic geometric parameters of the cross-flow fan and try to reduce the diameter. It is advisable to increase the speed of its rotation.

This work performed calculation and compare lift force and thrust force generated by the system. Compare various positions of the blades, and airflow rate at the outlet of the engine by numerical simulation. Also studied the effect of the profile shape of the blades and their amounts on the performance. As a result, analysis of the interaction of all these parameters to determine the model with the best aerodynamic performance. Numerical modeling turned out to be very resource-intensive. So the main focus on a series of physical experiments with real models.

The results show that this scheme has more benefits when compared with before use. So, the proposed idea has good prospects for development and application.

Ru Концепция крыла с роторным двигателем используется для увеличения эффективности путем использования кинетической энергии движения воздуха обтекающего крыло ЛА. Предложено одновременно генерировать силу тяги, и подъемную силу, однако имеются также и недостатки, важнейшие из которых связаны со значительным лобовым сопротивлением, через большой диаметр ротора, и тем, что в случае отказа силовой установки, аэродинамическое качество составит примерно 1:3. Для устранения этих недостатков и повышения целесообразности использования схемы, было решено пересмотреть имеющиеся концепции и радикально изменить основные геометрические параметры ротора путем уменьшения его диаметра. При этом целесообразно повысить скорость его вращения.

¹ КПП ім. Ігоря Сікорського

² КПП ім. Ігоря Сікорського

С помощью численного моделирования было осуществлено расчет и проведено сравнение подъемной силы и силы тяги, создаваемой системой при различных положениях установки лопаток роторного двигателя, также замерена скорость потока воздуха на выходе из движителя. Было исследовано влияние формы профиля лопаток и их количества на характеристики, как результат проведён анализ взаимодействия всех этих параметров, для определения модели с лучшими аэродинамическими характеристиками. Кроме этого, в связи со значительной ресурсоёмкостью численного моделирования для получения точных результатов, оказалось целесообразным сделать акцент на проведении серии физических экспериментов, для которых было разработано несколько моделей крыльев и роторов.

Результаты показывают, что использование роторного движителя малого диаметра, установленного в месте максимальной высоты профиля, имеет гораздо больше преимуществ, по сравнению с той, которая использовалась ранее. Поэтому предложенная идея имеет хорошие перспективы для развития и применения.

Вступ

Дослідження аеродинаміки літальних апаратів із додатковими джерелами підйомної сили є надзвичайно актуальними, оскільки стрімкий розвиток урбанізації сучасного світу посилює вимоги щодо базування літальних апаратів. Застосування у компонуванні літака рушія у вигляді ротора дозволяє створити високоефективний літак скороченого, або вертикального зльоту. А саме цим і займається багато компаній, удосконалюючи вже існуючі, перевірені часом схеми, у яких досить складно знайти можливості навіть для незначних технологічних проривів [1].

Новизна запропонованого компонування полягає у зменшенні лобового опору системи у разі переміщення літака за допомогою циліндричного ротора малого діаметру та відносно великого видовження, який обертається на високій швидкості.

Сама ідея застосування в авіації роторного рушія не нова, та належить Патріку Пібілсу, який її розробив для низьких чисел Рейнольдса та запатентував [2]. Він створив досить досконалу модель у носовій частині крила якої, на весь розмах крила, був розташований роторний рушій, який може пропускати через себе потоки повітря. Однак, навіть до нього ще у 1893, Мортъє пропонував використовувати щось на зразок ротора під час створення літаків для прискорення потоку повітря навколо верхньої поверхні профілю крила [2]. У такого застосування ротору є дві великі переваги, затримується відрив прикордонного шару від профілю крила, а також зростає підйомна сила унаслідок розрідження від прискореного потоку [3], [4]. Досить значний вклад також зробили китайські вчені [5], які з 2017 р. до 2019 р. проводили розрахунки по ефективності використання роторного рушія у схемі тандем [6], та у дещо інших варіаціях виконання, наприклад

розташованого у середині хвостової балки вертольоту замість стабілізуючого гвинт а[7].

Постановка задачі

Метою даного дослідження є можливість створення більш надійного та безпечного роторного рушія, ефективність якого, має бути на одному рівні із наявними схемами.

Розробка та дослідження моделі

Реалізація поставленої задачі відбувається у декілька етапів:

- у рамках першого – визначаються основні геометричні параметри та розраховуються аеродинамічні характеристики за допомогою чисельного моделювання;
- в рамках другого – будується натурна модель виходячи з аналізу першого етапу, та проводяться випробування для неї;
- в рамках третього – проводиться порівняння та аналіз даних отриманих під час першого та другого етапів, як результат, знаходяться і вказуються усі недоліки та наводиться опис щодо їх усунення.

У якості об'єкту дослідження розглядається система крила та роторного рушія (рис. 1), форма яких підбирається після кожної ітерації розрахунку базуючись на відповідному аналізі результатів для кожного випадку.



Рис. 1. Експериментальна розрахункова модель крила із роторним рушієм

Тому кожен із вузлів системи у разі зміни параметрів оцінюється окремо, через те, що лише кут установки на виході (рис. 2), із лопаток відносно профілю має суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики роторної установки. Завдяки чому є можливість створювати оптимальні з точки зору реалізації та аеродинаміки кожен із вузлів окремо.

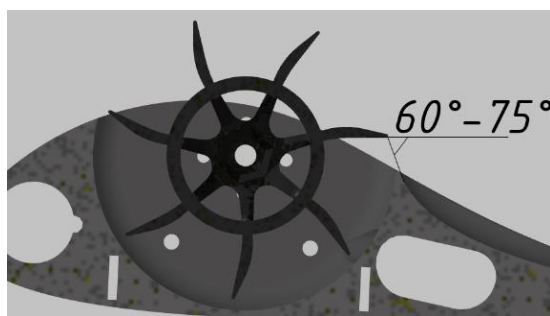


Рис. 2. Оптимальні значення кута для встановлення лопаток відносно виходу

Для експериментальної моделі було обрано електричний двигун *Sunnysky X2212 KV980 II* (рис. 3) максимальна кількість обертів за хвилину якого може досягати понад 10 000. Це є необхідним, щоб досягати достатніх швидкостей потоку на виході у разі відносно невеликого діаметра ротору для дослідницького проекту. Розміщення двигуна було вирішено зробити всередині ротора.

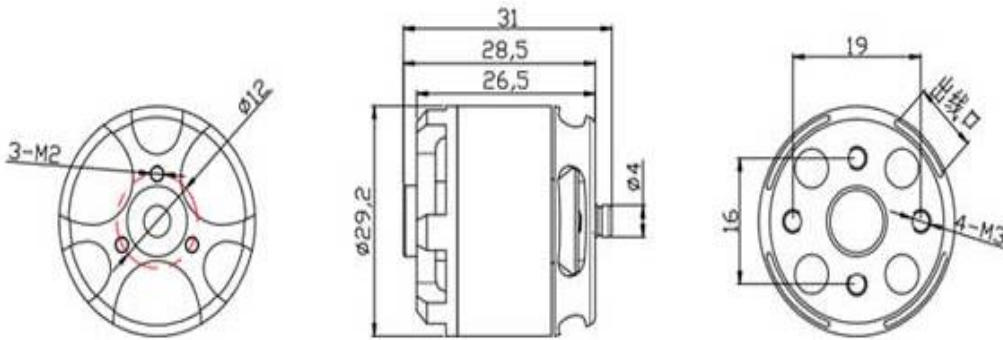


Рис. 3. Креслення двигуна *Sunnysky X2212 KV980 II*

Профіль семилопасного ротора представлений на рис. 4. Його діаметр 66,4 мм, а довжина 360 мм, для кожного варіанту розрахунку було підібрано оптимальну загальну площу лопатей у профілі, яка становить 74-80 мм². Даний параметр є найбільш оптимальним під час підбору роторів у залежності від кількості лопаток. Всі інші характеристики, окрім довжини хорди лопаток та їхньої кількості, залишалися незмінними.

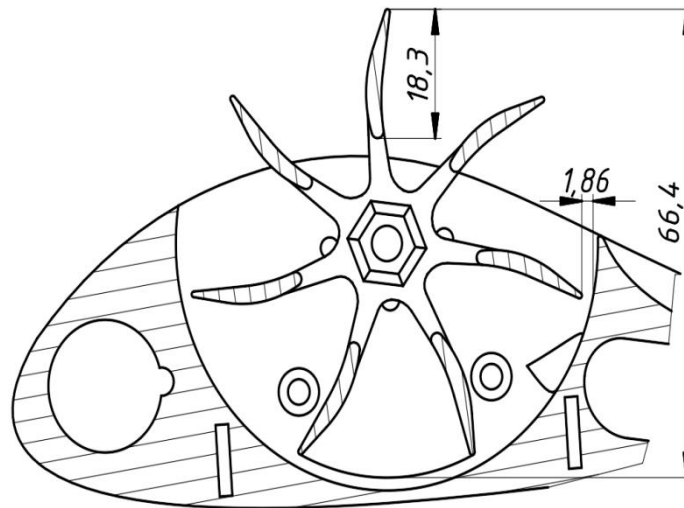


Рис. 4. Базові геометричні параметри перерізу ротора всередині крила

Визначення основних аеродинамічних характеристик за допомогою чисельного моделювання

Для визначення аеродинамічних характеристик виконувалось моделювання на основі класу методів обчислювальної аерогідродинамі-

ки (АГД) частинок і ґраткових рівнянь Больцмана (ГРБ). У неврівноважній статистичній механіці рівняння Больцмана описують поведінку газу, змодельовану в мезоскопічному масштабі. Рівняння Больцмана дозволяють не тільки відтворити гідродинамічні межі, а й змодельувати розріджену середу із застосуванням аерокосмічних, мікрогідродинамічних і вакуумних умов. На відміну від багатьох інших методів, метод ГРБ не вирішує рівняння Нав'є-Стокса, а моделює потік ньютонівської рідини дискретним кінетичним рівнянням Больцмана. Зіткнення враховуються за допомогою моделі Батнагара-Гросса-Крука. Методи ґратчастих рівнянь Больцмана зручні завдяки їх концептуальній та обчислювальній простоті, їх використання обмежене малими швидкостями й тим, що ГРБ має нестійку поведінку на границях рухомих тіл. Використовувана технологія дозволяє моделювати складні процеси АГД з частими переходами між станами, справжнім переміщенням геометрії, складними багатозначними потоками, вільними поверхневими потоками і взаємодією між рідинами і конструкціями [8].

Алгоритм на основі кінетики частинок дозволяє швидко вирішувати завдання за досить доступного апаратного забезпечення. Метод дискретизації дозволяє уникнути класичної побудови сітки у просторі, тому складність поверхні не є фактором що обмежує. Під час створення сітки є можливість адаптації та підбору оптимальних значень сітки автоматично із більшою деталізацією у межах стінок моделей, а також допускається різна якість вхідної геометрії та наявність рухомих деталей.

Під час моделювання турбулентності застосовується високоточне моделювання великих вихорів із пристінковим моделюванням (*WMLES*). У основі цього методу лежить сучасна технологія моделювання великих вихорів (*LES*), розроблена на базі моделі в'язкості *WALE* (локальної моделі вихрової в'язкості, адаптованої для розрахунку пристінкових течій). Ця технологія дозволяє отримати стабільну локальну модель вихрової в'язкості і поведінку у пограничній області. Також процесорний час даного методу розрахунку можна порівняти з часом програм, що виконують тільки аналіз усереднення за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса (*RANS*). Для моделювання граничного шару використовувалась уніфікована неврівноважна погранична функція. Ця модель стінки ефективна у більшості випадків, тому користувачам не потрібно вибирати різні моделі і враховувати обмеження, пов'язані з кожною схемою.

Також розширені можливості відтворення, забезпечують реалістичну візуалізацію і більш чітке уявлення про потік та термічні характеристики.

У першу чергу шляхом симуляцій було визначено, яка форма лопатей є оптимальною та визначений кут встановлення лопаток на виході, найкраще встановлювати їх з кутом на виході 70° .

Далі було проведено дослідження на кількість лопатей, яка є оптимальною для ротора. Для цього ротор випробовувався на заданому числі обертів за хвилину від 1000 до 6000 обертів, вихідними даними з якого були тя-

га та підймальна сила. Дані розрахунку експерименту наведені у табл. 1 і табл. 2, та представлені на відповідних графіках (рис. 5).

Таблиця 1.

Розрахована залежність тяги від зміни швидкості обертання ротору

Об./хв.	Тяга за кількості лопатей, Н					
	7	9	10	11	12	14
1000	0,42	0,45	0,47	0,48	0,51	0,53
2000	1,22	1,30	1,34	1,38	1,46	1,54
3000	2,68	2,76	2,80	2,84	2,92	3,00
4000	3,90	4,10	4,20	4,35	4,50	4,70
5000	5,50	5,85	6,12	6,30	6,55	6,90
6000	6,90	7,30	7,45	7,60	7,75	8,00

Таблиця 2.

Розрахована залежність підйомної сили від зміни швидкості обертання ротору

Об./хв.	Підймальна сила при кількості лопатей, Н					
	7	9	10	11	12	14
1000	0,15	0,17	0,18	0,18	0,19	0,2
2000	0,47	0,55	0,60	0,64	0,66	0,69
3000	1,05	1,20	1,28	1,31	1,42	1,56
4000	1,45	1,69	1,74	1,80	1,89	2,00
5000	1,85	2,07	2,20	2,28	2,40	2,67
6000	2,30	2,54	2,86	2,94	3,01	3,23

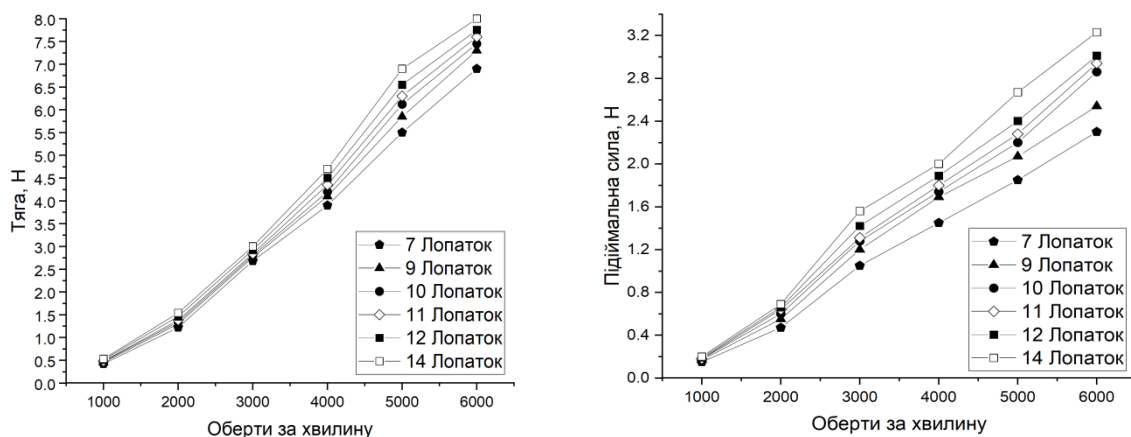


Рис. 5. Графіки тяги та підйомної сили у залежності від швидкості обертання ротору

Найкращі результати отримано під час використання роторів із кількістю лопаток більшу за 10, тому далі проводились натурні експерименти у першу чергу саме із ними.

Випробування натурних моделей

Для подальших розрахунків створено спрощену модель крила із розмахом ротора $1/3$ довжини для якої використано інтегровані ротори, що у своїй конструкції мали 8, 10, 12 та 14 лопаток.

Випробування мали дослідити максимальну створювану швидкість потоку повітря на виході із роторної силової установки та силу тяги. Виміри швидкості потоку проводились за допомогою аналогового датчика повітряної швидкості *MPXV7002*, який мав точність вимірювання $\pm 5\%$ на відстані 1 см від ротора та поверхні крила, що знаходилась за ротором. Дослідні данні експерименту наведені у табл. 3.

Для визначення тяги використовувались ваги, які мають точність ± 1 грам, рис. 6. Модель під час експериментів підвішувалась над вагами на двох алюмінієвих смугах розміром кожна $10\text{мм} \times 2\text{мм}$, які були зафіксовані з обох сторін. У випадках коли модель провисала, під своєю вагою, ваги калібрувались у нуль перед експериментом, після запуску двигуна, фіксувались показання тяги на швидкостях обертання у 2000, 5000, та 7000 об./хв. Також визначався струм, який споживає електродвигун, за допомогою мультиметра. Дослідні данні експериментів наведені у табл. 3 – табл. 4 та на рис. 7.



Рис. 6. Визначення тяги $1/3$ довжини розмаху повної реальної моделі

Таблиця 3.

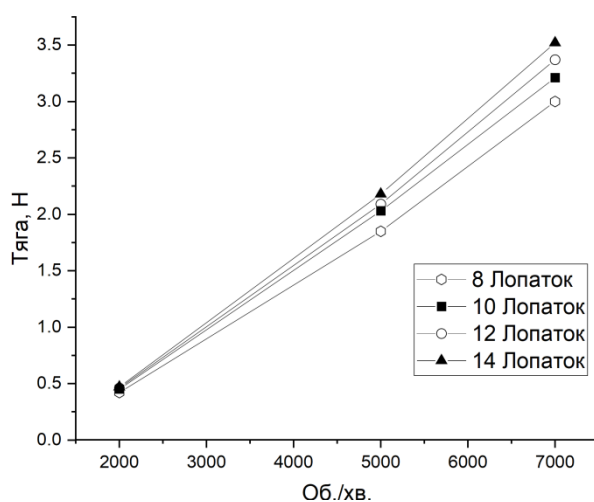
Залежність тяги від зміни швидкості обертання 1/3 довжини ротору для натурної моделі

Об./хв.	Тяга за кількості лопатей, Н			
	8	10	12	14
2000	0,4	0,44	0,46	0,47
5000	1,85	2,03	2,09	2,18
7000	3	3,21	3,37	3,52

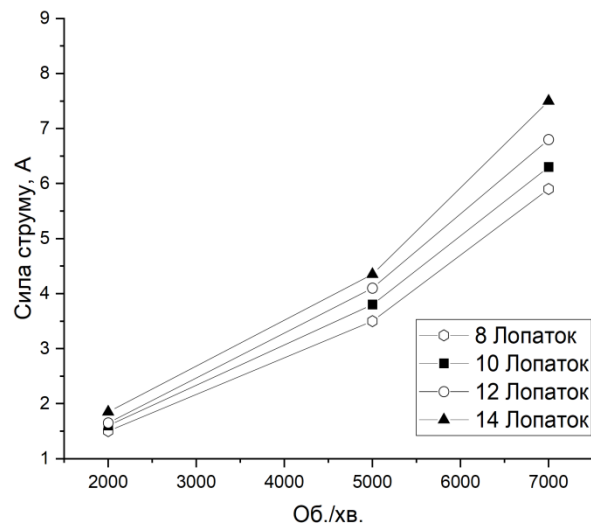
Таблиця 4.

Залежність споживаного струму від зміни швидкості обертання 1/3 довжини ротору для натурної моделі

Об./хв.	Струм, який споживає мотор під час роботи із ротором, А			
	8	10	12	14
2000	1,50	1,60	1,65	1,85
5000	3,50	3,80	4,10	4,35
7000	5,90	6,30	6,80	7,50



а)



б)

Рис. 7. Залежності від зміни швидкості обертання: а) тяги моделі, б) споживаного струму

Таблиця 5.

Залежність максимальної швидкості потоку на виході з роторного рушія від кількості лопатей, що використано в його конструкції.

Кількість лопатей	8	10	12	14
Швидкість потоку, м/с	39,1	40,3	41	41,2

Порівняння та аналіз даних отриманих в експериментах

З отриманих даних стало зрозуміло, що результати симуляції та натурного експерименту подібні й найбільша різниця у результатах менша за 10%. Модель обтікання у симуляції збігається із натурною моделлю, також спостерігались пульсації потоку у разі кількості лопаток меншій за 10 та подальший відрив від крила на низьких швидкостях в обох методах проведення експерименту.

Форма лопаток та їх розміри підбрані вдало, за різних режимах обертання ротору залежність зміни сили тяги експоненціальна, однак приріст не є стрімким. Приріст тяги у залежності від кількості лопаток, що використовувалися, є також рівномірним. Однак за незмінної маси ротора і збільшенні кількості лопатей, значно знижується міцність. Причиною цього є технологічні причини виробництва та збірки. Споживаний струм також зростає швидше за приріст тяги у разі використання більш ніж 12 лопатей. Збільшення міцності шляхом збільшення маси ротора, створює проблеми в енергоефективності системи та роботі двигунів.

Для подальшого практичного використання даної схеми найбільш оптимальним є вибір роторів із десятима лопатками, його міцність та ефективність найкраща серед усіх представлених варіантів, для експериментальної моделі зменшеного розмаху у разі сили тяги у 2,03 Н — сила струму знаходиться у межах 3,8 А та 12 В напруги. Це означає що із близько 140 Вт потужності може бути отримано близько 600 грам тяги. У разі необхідності отримання більшого значення сили тяги за однакової довжини ротору — дванадцяти лопатевий буде кращим варіантом, за 250 Вт потужності можна отримати близько 1000 грам тяги. Швидкість виходу потоку з ротора у залежності від кількості лопатей змінюється несуттєво. Чотирнадцяти лопатевий ротор виходить менш ефективним у порівнянні із тими у яких менша кількість лопатей, також для нього значно складнішим є конструктивна реалізація у разі малого діаметра ротора.

Можна сказати, що всі геометричні параметри є вдало підбрані, і отримано більше ніж чотири грами тяги із кожного вата потужності у разі використання ротора на високих швидкостях обертання.

Висновки

Запропоновано моделі роторного рушія нової геометричної форми виготовленого за допомогою методу 3D друку, проведено математичний та натурний експеримент спрощених моделей, які підтверджують можливість впровадження та створення літальних апаратів з представленим роторним рушієм.

Проведені дослідження показали, що використання 10-12 лопаток з кутом встановлення 70° відносно виходу над верхньою поверхнею крила для даних розмірів високошвидкісного ротора є найбільш оптимальним.

Залежність швидкості потоку, на виході з роторного рушія більшою мірою залежить від його діаметру, тому залишається майже незмінною, однак спостерігались пульсації потоку, з подальшим відривом від крила і турбулізацією, якщо кількість лопатей була меншою за 10 на швидкостях обертання до 2000.

Фізичний експеримент показав значно більше особливостей моделі під час розробки та виявився значно більш швидким в реалізації за умови спрощення моделі порівнюючи із програмними методами, бо високі швидкості обертання роторного рушія значно ускладнюють умови для розрахунку.

Список використаної літератури

1. *E. L. Houghton*, P. W. Carpenter, Steven H. Collicott, Daniel T. Valentine. (2013). Aerodynamics for Engineering Students Sixth Edition. Flow Control and Wing Design, 9 (1-8), 601–642. doi:10.1016/C2009-0-63882-4.
2. *Edward Lumsdaine*, William S. Johnson, Lynn M. Fletcher, Judith E. Peach. (1974). Investigation of the Kline-Fogleman airfoil section for rotor blade applications. Report/Patent Number: NASA-CR-141282, AE-74-1054-1.
3. *Fabrizio De Gregorio*, Giuseppe Fraioli. (2008). Flow control on a high thickness airfoil by a trapped vortex cavity. 14th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics Lisbon, Portugal, 7-10 July, 2008.
4. Slimane Benferhat, Tayeb Yahiaoui, Bachir Imine, Omar Ladjedel & Ondřej Šikula (2019). Experimental and numerical study of turbulent flow around a Fanwings profile, Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics Volume 13, 2019, Pages 698-712. <https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1639076>.
5. *Shengxian Shi*, T. H. New and Yingzheng Liu (2014). On the flow behaviour of a vortex-trapping cavity NACA0020 aerofoil at ultra-low Reynolds number. 17th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics Lisbon, Portugal, 07-10 July, 2014.
6. *Du Siliang Tang Zhengfei* (2018). The Aerodynamic Behavioral Study of Tandem Fan Wing Configuration. International Journal of Aerospace Engineering Volume 2018, Article ID 1594570, 14 pages. doi:10.1155/2018/1594570.
7. *D. Siliang*, T. Zhengfei, X. Pei, J. Mengjiang (2016). Study on Helicopter Antitorque Device Based on Cross-Flow Fan Technology. International Journal of Aerospace Engineering Volume 2016, Article ID 5396876, 12 pages <http://dx.doi.org/10.1155/2016/5396876>.
8. *Шелест А. В.* Метод Боголюбова в динамической теории кинетических уравнений. — М.: Наука, 1990. 159 с. ISBN 5-02-014030-9.