

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ДП «ІВЧЕНКО-ПРОГРЕС»
АКЦІОНЕРНЕ ТОВАРИСТВО «УКРАЇНСЬКА ОБОРОННА
ПРОМИСЛОВІСТЬ»**

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

ДЕНИСЮК Олеся Валеріївна

УДК 629.735.035.3:629.735.035.5 (043.5)

ДИСЕРТАЦІЯ

**ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА
ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА З НАДВИСОКИМ СТУПЕНЕМ
ДВОКОНТУРНОСТІ**

05.05.03 – Двигуни та енергетичні установки

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ О.В. Денисюк

Науковий керівник Балалаєва Катерина Вікторівна, д.т.н., доц.

Київ - 2023

АНОТАЦІЯ

Денисюк О.В. Підвищення ефективності гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності. - Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук (доктора філософії) за спеціальністю 05.05.03 «Двигуни та енергетичні установки» (142 – Енергетичні установки). – Національний авіаційний університет, Міністерство освіти та науки України, ДП «Івченко-Прогрес», Акціонерне товариство «Українська оборонна промисловість»; Національний авіаційний університет, Міністерство освіти та науки України, Київ, 2023.

Ефективність і економічність літального апарату, в основному, визначаються параметрами і характеристиками силової установки. Економічність оцінюється питомою витратою палива. Ефективність авіаційного двигуна оцінюється рядом параметрів, у тому числі силою тяги та коефіцієнтом корисної дії. Одним з можливих технічних рішень забезпечення високих характеристик перспективних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності є використання закапотованого гвинта або гвинтовентилятора.

Також, використання закапотованого гвинта (гвинтовентилятора) дозволяє зменшити акустичне випромінювання.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-прикладної задачі розробки науково-методичного апарату для оцінки ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності залишаються до кінця не розкритими. Тема роботи є актуальною і має важливе наукове та народногосподарське значення.

Мета і задачі дослідження. Метою дослідження є створення науково-методичного апарату для вирішення задачі підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності шляхом використання капоту.

Досягнення мети передбачає вирішення наступних задач:

1. Аналіз методів, методик і засобів математичного моделювання та обґрунтування параметрів чисельного експерименту моделювання течії у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

2. Удосконалення методики аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

3. Дослідження тягових характеристик відкритого та закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

4. Оцінка опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Науковим завданням дисертаційного дослідження є усунення невідповідності між рівнем сучасних вимог до значень параметрів та характеристик гвинтовентилятора силової установки та обмеженими можливостями існуючого науково-методичного апарату для підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора силової установки.

Об'єкт дослідження – закапотований гвинтовентилятор газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Предмет дослідження – робочий процес і характеристики закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Методи дослідження. У роботі використовуються методи чисельного експерименту, теорія теплових двигунів, теорія лопаткових машин, теорія примежевого шару, методи синтезу, аналізу та порівняння.

Результати чисельних досліджень порівнювались з результатами льотних випробувань та відомих натурних фізичних експериментів.

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 авторів, виконаних за апробованими методиками.

Дослідження, що присвячені вивченню характеристик закапотованого гвинта / гвинтовентилятора для газотурбінних двигунів, є актуальними. В першу чергу, це пов'язано з покращенням характеристик силової установки із закапотованим гвинтом / гвинтовентилятором в порівнянні з відкритим гвинтом / гвинтовентилятором, можливістю збільшення тяги та зниження акустичного випромінювання за рахунок капоту. Однак, до теперішнього часу питання розробки науково-методичного апарату для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності залишаються до кінця не розкритими.

Проаналізовано методи дослідження течії у відкритих і закапотованих гвинтовентиляторах. За проведеними тестовими задачами обрано модель турбулентної в'язкості для моделювання течії у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі. Показано, що сімейство моделей SST має похибку розрахунку до 5%. Результати чисельних досліджень порівнювались з результатами льотних випробувань і експериментальних досліджень інших авторів.

Удосконалено методику аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності. Методика відрізняється від існуючих тим, що дозволяє проєктувати лопатковий вінець закапотованого гвинтовентилятора з урахуванням заданих параметрів газогенератора, проводити оцінку кількості лопатей та оцінювати їх вплив на характеристики закапотованого гвинтовентилятора.

Отримано науково-обґрунтовані рекомендації щодо кількості лопатей у відкритому і закапотованому гвинтовентиляторі двигуна. Збільшення кількості лопатей в закапотованому гвинтовентиляторі з 8 до 14 дозволяє збільшити силу тяги гвинтовентилятора до 57 % на крейсерському режимі роботи і до 48% на режимі роботи на землі.

Отримані результати моделювання течії у відкритому і закапотованому гвинтовентиляторі показують, що капот впливає на приріст тяги гвинтовентилятора та на характер обтікання. При наявності капоту тяга на крейсерському режимі роботи зростає на 23,2...69,2 %, а на зльотному режимі роботи – на 28,8...77,2%.

Ефективність закапотованого гвинтовентилятора збільшується при збільшенні кількості лопатей. На крейсерському режимі ККД закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 4...7% при збільшенні кількості лопатей з 8 до 14, відповідно на зльотному режимі – на 3...4%.

При роботі двигуна на землі ККД знижується. При збільшенні частоти обертання ККД закапотованого гвинтовентилятора збільшується. Найбільші значення ККД має гвинтовентилятор з 14 лопатями.

Якісний характер зміни обтікання при зміні кількості лопатей демонструє візуалізація ліній струменя при обтіканні відкритого і закапотованого гвинтовентилятора. При обтіканні відкритого гвинтовентилятора можна відмітити особливість, що мають місце вихрові сліди за лопатями в периферійній частині. Візуалізація ліній струменя при обтіканні закапотованого гвинтовентилятора має схожий характер обтікання. На периферії наявні зони підвищеної швидкості, однак при цьому не спостерігається зон з вихроутвореннями.

Проведено оцінку урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора. Результати дослідження показали, що для режиму на землі при досліджених частотах обертання від 1500 об/хв. до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході від 0,5 до 0,8, опір становить від 6,9 до 29,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора. Для режиму роботи на висоті $H=11$ км значення сили опору зменшуються на відміну від роботи закапотованого гвинтовентилятора на землі. При досліджених частотах обертання від 1500 об/хв. до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході від 0,55 до 0,8, опір становить від 6,3 до 15,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Вперше розроблено науково-методичний апарат для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності, що включає в себе:

- науково-обґрунтовані рекомендації щодо тягових характеристик відкритого і закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності;
- удосконалену методику проектування закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності;
- оцінку урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

2. Отримала подальший розвиток теорія теплових двигунів у напрямку розрахунку параметрів та характеристик закапотованих та відкритих гвинтовентиляторів для двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності.

Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що застосування розробленого науково-методичного апарату в практиці створення авіаційних двигунів із відкритими та закапотованими гвинтовентиляторами дозволить підвищити ефективність гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується Актами впровадження результатів, що одержані в дисертаційній роботі, на ДП «Івченко-Прогрес» та ДП «Антонов».

Ключові слова: гвинтовентилятор, закапотований гвинтовентилятор, відкритий гвинтовентилятор, лопать, чисельний експеримент, тяга, ККД, надвисокий ступінь двоконтурності, газотурбінний двигун.

СПИСОК ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА

Публікації, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

1. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора і вхідного пристрою ГТД / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 4 (172). С. 35-39. DOI: 10.32620/aktt.2021.4.05.(категорія Б).

2. Денисюк О.В. Оцінка характеристик закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 4 (173) спецвипуск 1. С. 41-46. DOI: 10.32620/aktt.2021.4sup1.06 (категорія Б).

3. Denisyuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Test problem of the flow modeling in axial compressor cascades / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2022. No 4 (182) спецвипуск 2. С. 13-18. DOI: 10.32620/aktt.2022.4sup2.02 (категорія Б).

4. Denysiuk, O., Kravchenko, I., Balalaieva, K., Balalaiev, A., & Mitrakhovych, M. (2023). Determining patterns in the influence of the number of blades in the ducted and unducted propfans on propfan thrust/ . *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 122(1). doi:10.15587/1729-4061.2023.275983 (SCOPUS).

5. Denysiuk O. Accounting method of the propfan cowling resistance when calculating the effective thrust of ducted propfan/ *Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph – International Science Group. – Boston : Primedia eLaunch, 2023. 360-368 p. Available at : DOI – 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2*

6. Свідоцтво України на промисловий зразок UA44272 «Лопать повітряного гвинта»; МКПЗ: 12-07; заявка s202100419 від 18.03.2021; опублік. 26.08.2021; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Золотухін Д.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є.,

Шевчук С.П.

7. Свідоцтво України на промисловий зразок UA44738 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202101134 від 09.08.2021; опублік. 20.01.2022; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Корнійчук О.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Ткаченко Є.О., Шевчук С.П., Яковлев С.В.

Публікації, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

8. Денисюк О.В. Основні джерела акустичного випромінювання повітряних гвинтів / XVII Науково-технічна конференція студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених «Інноваційні технології». – Київ, 25-26 листопада 2020 р.: Матеріали конференції, 2020. – С. 69-73.

9. Денисюк О.В. Переваги та недоліки перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності / XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2021. С. 60-61.

10. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Вибір параметрів чисельного експерименту для дослідження характеристик гвинтовентилятора і вхідного пристрою / XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2021. С. 61-62.

11. Денисюк О.В., Балалаєва К.В. Засоби зниження шуму гвинтів і гвинтовентиляторів газотурбінних двигунів / XXII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика». Київ, 17–18 листопада 2021 р.: Матеріали конференції, Вінниця: «Глобус-Прес», 2021. – С. 196-200.

12. Денисюк О.В. Основні методи дослідження течії газу у гвинтовентиляторах / VII Всеукраїнська науково-практична конференція

молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті» Київ, 30 листопада 2021 р.: Матеріали конференції, 2021.– С. 17-18.

13. Денисюк О.В. Ефективність закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності / XXII Міжнародна науково-практична конференція здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ. Сучасні проблеми науки», напрям «Сучасні авіаційні технології».–Київ, 5-7 квітня 2022 р.: Тези доповідей, 2022.– С. 44-46.

14. Denisyuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Flow simulation in axial compressor cascades /XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2022. С. 36-37.

15. Denisyuk O., Balalaieva K. Technique of designing a ducted propfan for a turbofan engines / Всесвітній конгрес "Авіація у XXI столітті". – Київ: Нац. авіаційний університет, 28-30 вересня 2022 року. С. 33-36.

Публікації, які додатково відображають наукові результати дисертації:

16. Денисюк О.В., Мітрахович М.М., Жорник О.В. Удосконалення акустичних характеристик співвісних повітряних гвинтів шляхом зменшення інтенсивності кінцевого вихору лопаті / Озброєння та військова техніка, 2021, №1(29), С. 71-76. (категорія Б).

ANNOTATION

Denysiuk O.V. Increasing efficiency of a gas-turbine engine propfan with an ultra-high bypass ratio. - Qualification scientific work on manuscript rights.

Dissertation for obtaining the scientific degree of Candidate of Technical Sciences (Doctor of Philosophy) in the specialty 05.05.03 "Engines and power plants" (142 – Power Engineering). – National Aviation University, Ministry of Education and Science of Ukraine, SE Ivchenko-Progress, Joint-Stock Company "Ukrainian Defense

Industry"; National Aviation University, Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2023.

The efficiency and cost-efficiency of an aircraft are mainly determined by parameters and performance of a power plant. The efficiency is assessed by a specific fuel consumption. The efficiency of an aircraft engine is assessed by a number of parameters, including thrust and efficiency. One of possible technical solutions in providing high performance of advanced engines with ultra-high bypass ratio is the use of unducted propeller or a propfan.

In addition, use of a ducted propeller (propfan) allows reducing acoustic radiation.

The paper is dedicated to solving the applied scientific problem of developing a scientific methodology for evaluating the efficiency of a ducted propfan of the engine with ultra-high bypass ratio, which has not been fully disclosed until now. The subject of this work is of vital importance and has an important scientific and national economic significance.

Purpose and objectives of research. The purpose of the research consists in creation of scientific methodology that provides improvement of the efficiency of a propfan of the engine with ultra-high bypass ratio by using the ducted propfan.

Achieving the goal involves solving the following tasks:

1. Analysis of methods, techniques and means of mathematical modeling and substantiation of parameters of a numerical experiment for modeling the flow in unducted and ducted propfan of the engine with ultra-high bypass ratio.
2. Improving the procedure of aerodynamic design of a ducted propfan of the engine with ultra-high bypass ratio.
3. Study of thrust performance of unducted and ducted propfan of the engine with ultra-high bypass ratio.
4. Evaluation of the propfan duct drag in calculation of the effective thrust of ducted propfan engine with ultra-high bypass ratio.

Scientific task of the study consists in elimination of discrepancy between the level of up-to-date requirements for values of parameters and performance of a propfan

of the powerplant and limited capabilities of existing scientific methodologies for increasing the efficiency of a ducted propfan of the power plant.

Object of research is a ducted propfan of the gas turbine engine with ultra-high bypass ratio.

Subject of research is operating procedure and performance of a ducted propfan of the gas-turbine engine with ultra-high bypass ratio.

Research methods. The methods of numerical experiment, theory of thermal engines, theory of vane machines, theory of boundary layer, methods of synthesis, analysis and comparison were used in research.

The results of numerical studies were compared with the results of flight tests and known full-scale physical experiments.

Reliability of obtained results of work is ensured by correct application of a mathematical tool used for solving scientific problems and is confirmed by a proper agreement of the results of design analysis with the results of physical experiments and studies of other authors, performed according to approved procedures.

Studies of performance of a ducted propeller/propfan for gas-turbine engines are of vital importance. First of all, this is due to improvement of performance of the power plant with ducted propeller/propfan as compared with unducted propeller/propfan, possibility of increasing thrust and reducing acoustic radiation owing to the duct. However, until now, the issues of developing a scientific methodology ensuring increased efficiency of the engine ducted propfan with ultra-high bypass ratio remain unsolved as yet.

The methods of studying flow in ducted and unducted propfans have been analyzed. According to test tasks performed, the turbulent viscosity model was selected for simulating flow in unducted and ducted propfan. It is shown that the family of SST models has up to 5% calculation error. The results of numerical studies were compared with the results of flight tests and experimental studies of other authors.

The method of aerodynamic design of a ducted propfan of a turbofan with ultra-high bypass ratio has been improved. The methodology allows to design the blade row

of a ducted propfan taking into account preset parameters of the gas generator, evaluate the number of blades and assess the results obtained.

Scientifically based recommendations pertaining to the number of blades in unducted and ducted engine propfan were obtained. The number of blades in a ducted propfan increased from 8 to 14 allows increasing the propfan thrust up to 57% at cruise and up to 48% in ground mode.

The obtained results of flow simulation in unducted and ducted propfan show that the duct effects the increase of a propfan thrust and the character of streamlining. With duct the thrust at cruise increases by 23.2 thru 69.2%, and at takeoff by 28.8 thru 77.2%.

The efficiency of a ducted propfan increases with increase of blades number., The efficiency of a ducted propfan at cruise increases by 4 thru 7% with number of blades increased from 8 to 14, and, respectively, by 3 to 4% at takeoff.

During on ground operation, the efficiency decreases. With increase of rotational speed, the efficiency of a ducted propfan increases as well. The propfan with 14 blades has the highest efficiency values.

Visualization of stream lines flowing about unducted and ducted propfan demonstrates qualitative nature of a change in streamlining observed with a change of blades number. A specific feature is observed in unducted propfan streamlining, such as existence of vortexes at blades outlet on the periphery. Visualization of stream lines flowing about the ducted propfan has a similar flow pattern. On the periphery there are higher velocity zones, however, no vortex activity zones are observed.

The evaluation was made of including the propfan duct drag in calculation of the effective thrust of a ducted propfan. The results of studies showed that in ground mode at studied rotational speed of 1500 rpm to 1650 rpm and Mach number range at inlet of 0.5 to 0.8, the drag ranges from 6.9 to 29.3% of the ducted propfan thrust. In flight mode at altitude of $H=11$ km, the values of drag force and percentage are decreasing as compared with operation of a ducted propfan on ground. At studied rotational speed within 1500 to 1650 rpm and Mach number at inlet ranging within 0.55 to 0.8, the drag makes 6.3 to 15.3% of thrust of a ducted propfan.

Scientific novelty of the results obtained:

1. For the first time, a scientific methodology has been developed aimed at increasing efficiency of a ducted propfan of the engine with an ultra-high bypass ratio, including:

- scientifically based recommendations for the number of blades of unducted and ducted propfan of the gas turbine engine with ultra-high bypass ratio;
- improved methodology for designing a ducted propfan fan of a gas-turbine engine with an ultra-high bypass ratio;
- evaluation of including the propfan duct drag in calculation of the effective thrust of a ducted propfan.

2. The theory of thermal engines was further developed with calculation of parameters and performance of ducted and unducted propfans for engines with ultra-high bypass ratio.

Practical significance of obtained results consists in application of developed scientific methodology in practice of creating aircraft engines with unducted and ducted propfans that will allow increasing the efficiency of a propfan of the gas turbine engine with ultra-high bypass ratio.

Practical significance of obtained results is confirmed by Reports of implementation of the results in work at SE Ivchenko-Progress and SE Antonov.

Keywords: propfan, ducted propfan, unducted propfan, blade, numerical experiment, thrust, efficiency, ultra-high bypass ratio, gas turbine engine.

LIST OF PUBLICATIONS OF THE RECIPIENT

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

1. Zhornyk O.V., Kravchenko I.F., Mitrahovych M.M., Denysiuk O.V. Justification of turbulent viscosity model for studying performance of coaxial propfan and GTE inlet section / Aerospace Engineering and Technology. 2021. No. 4 (172). pp. 35-39. DOI: 10.32620/aktt.2021.4.05 (category B).

2. Denysiuk O.V. Evaluation of performance of ducted propfan of turbofan engine with ultra-high bypass ratio / Aerospace Engineering and Technology. 2021. No. 4 (173) special issue 1. pp. 41-46. DOI: 10.32620/aktt.2021.4sup1.06 (category B).

3. Denysiuk, O., Balalaiev, A., Balalaieva, K. Test problem of the flow modeling in axial compressor cascades / Aerospace Engineering and Technology. 2022. No 4 (182) special issue 2. pp. 13-18. DOI: 10.32620/aktt.2022.4sup2.02 (category B).

4. Denysiuk, O., Kravchenko, I., Balalaieva, K., Balalaiev, A., & Mitrakhovych, M. (2023). Determining patterns in the influence of the number of blades in the ducted and unducted propfans on propfan thrust/. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies, 122(1). doi:10.15587/1729-4061.2023.275983 (SCOPUS).

5. Denysiuk, O. Accounting method of the propfan cowling resistance when calculating the effective thrust of ducted propfan/ Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph – International Science Group. – Boston: Primedia eLaunch, 2023. pp. 360-368. Available at: DOI – 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2

6. Certificate of Ukraine for industrial design UA44272 "Propeller blade"; IPC: 12-07; application s202100419 dated 18.03.2021; published on 26.08.2021; applicant: Zaporizhzhia Machine-Building Design Bureau Progress State Enterprise named after Academician O.H. Ivchenko; authors: Guro Y.M., Denysiuk O.V., Zolotukhin D.V., Kravchenko I.F., Pushylin O.E., Shevchuk S.P.

7. Certificate of Ukraine for industrial design UA44738 "Propeller for aircraft"; IPR: 12-07; application s202101134 dated 09.08.2021; published. 20.01.2022; applicant: Zaporizhzhia Machine-Building Design Bureau Progress State Enterprise named after Academician O.H. Ivchenko; authors: Guro Y.M., Denysiuk O.V., Korniychuk O.V., Kravchenko I.F., Pushylin O.E., Tkachenko E.O., Shevchuk S.P., Yakovlev S.V.

Publications certifying the approval of the dissertation materials:

8. Denysiuk O.V. Main sources of acoustic radiation of propellers / XVII Scientific and Technical Conference of students, postgraduates, PhD students and young scientists "Innovative Technologies", - Kyiv, November 25-26, 2020: Conference proceedings, 2020, pp. 69-73.

9. Denysiuk O.V. Advantages and disadvantages of advanced turbofan engines with ultra-high by-pass ratio / XXVI International Congress of Engine Builders: Abstracts - Kharkiv: National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", 2021, pp. 60-61.

10. Zhornyk O.V., Kravchenko I.F., Mitrakhovych M.M., Denysiuk O.V. Selection of parameters of a numerical experiment for studying performance of propfan and inlet section / XXVI International Congress of Engine Builders: Kharkiv: National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", 2021, pp. 61-62.

11. Denysiuk O.V., Balalaieva K.V. Means of reducing noise of propellers and propfans of gas turbine engines / XXII International Scientific and Technical Conference of AS IHP Association of Specialists "Industrial Hydraulics and Pneumatics". Kiev, November 17-18, 2021: Conference Proceedings, Vinnitsa: "Globus-Press", 2021. – pp. 196-200.

12. Denysiuk O.V. Basic research methods of gas flow in propellers / VIII All-Ukrainian Scientific and Practical Conference of Young Scientists and Students "Energy Safety and Energy Efficiency in Transport" Kyiv, November 30, 2021: Conference Proceedings, Vinnitsa: "Globus-Press", 2021. – pp. 17-18.

13. Denysiuk O.V. Efficiency of ducted propfan of turbofan engine with ultra-high bypass ratio / XXII International Scientific and Practical Conference of applicants for higher education and young scientists "Flight. Modern Problems of Science", direction "Advanced Aviation Technologies". – Kiev, April 5-7, 2022: Abstracts, 2022 – pp. 44-46.

14. Denysiuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Flow simulation in axial compressor cascades /XXVII International Congress of Engine Builders: Abstracts -

Kharkiv: National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", 2022, pp. 36-37.

15. Denysiuk O., Balalaieva K. Technique of designing a ducted propfan for a turbofan engines / Materials of the World Congress "Aviation in the XXI century". – Kiev: National Aviation University, September 28-30, 2022. pp. 33-36.

Publications that additionally reflect the scientific results of the dissertation:

16. Denysiuk O.V., Mitrakhovych M.M., Zhornyk O.V. Improvement of acoustic characteristics of coaxial propellers by reducing intensity of blade finite vortex / Armament and Military Technology, 2021, No. 1 (29), pp. 71-76 (category B).

ЗМІСТ

	Стор.
Анотація.....	2
Annotation.....	9
Перелік прийнятих скорочень.....	20
Вступ.....	21
Розділ 1. Основні проблеми щодо покращення характеристик гвинтовентиляторів газотубінних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності	27
1.1. Основні тенденції розвитку авіаційного двигунобудування.....	27
1.2. Тенденції розвитку гвинтовентиляторів.....	32
1.2.1. Проблема зменшення шуму гвинтовентиляторів.....	32
1.2.2. Закапотовані гвинтовентилятори електродвигунів літальних апаратів	39
1.2.3. Закапотовані гвинтовентилятори.....	44
Висновки за першим розділом.....	52
Розділ 2. Методи дослідження течії газу у відкритому та за капотованому гвинтовентиляторі	54
2.1 Основні методи дослідження течії газу у гвинтовентиляторах	54
2.2 Обґрунтування параметрів чисельного експерименту.....	59
2.2.1 Основні складові чисельного експерименту.....	59
2.2.2 Система рівнянь Нав'є-Стокса.....	61
2.2.3 Побудова просторових розрахункових сіток і їх види.....	62
2.2.4 Методи розв'язку системи диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса.....	67
2.2.5 Моделі турбулентності.....	69
2.2.6 Модель Ментера SST.....	78

2.3 Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора ГТД. Тестові задачі.....	84
Висновки за другим розділом.....	89
Розділ 3. Оцінка впливу кількості лопатей відкритого і закапотованого гвинтовентилятора на тягу гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.....	91
3.1. Удосконалена методика аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна.....	91
3.2. Визначення закономірностей впливу кількості лопатей закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на тягу гвинтовентилятора.....	95
3.2.1 Постановка задачі дослідження визначення закономірностей впливу кількості лопатей закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на тягу гвинтовентилятора.....	95
3.3.2 Вплив кількості лопатей у гвинтовентиляторі на силу тяги гвинтовентилятора.....	99
3.3.3 Вплив кількості лопатей у гвинтовентиляторі на ККД закапотованого гвинтовентилятора.....	109
3.4. Оцінка характеру обтікання відкритого та закритого гвинтовентилятора.....	117
Висновки за третім розділом.....	122
Розділ 4. Оцінка впливу опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.....	124
4.1. Методика урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.....	125

4.2. Оцінка опору капоту гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.....	132
4.3. Оцінка ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.....	136
Висновки за четвертим розділом	146
ВИСНОВКИ.....	147
Список використаних джерел.....	149
Додаток А.....	161
Додаток Б.....	162
Додаток В.....	163

ПЕРЕЛІК ПРИЙНЯТИХ СКОРОЧЕНЬ

БПЛА	- беспілотний літальний апарат
ЕОМ	- електронно-обчислювальна машина
ЗПК	- звукопоглинальна конструкція
ГТД	- газотурбінний двигун
ККД	- коефіцієнт корисної дії
ЛА	- літальний апарат
РК	- робоче колесо
СПГВ	- співвісний повітряний гвинтовентилятор
СУ	- силова установка
ТГвВД	- турбогвинтовентиляторний двигун
ТРДД	- турбореактивний двоконтурний двигун
eVTOL	- electric vertical take-off and landing
ICAO	- International Civil Aviation Organization
NASA	- National Aeronautics and Space Administration
SST	- Shear Stress Transport

ВСТУП

Актуальність теми. Ефективність і економічність літального апарату, в основному, визначаються параметрами і характеристиками силової установки. Економічність оцінюється питомою витратою палива. Ефективність авіаційного двигуна оцінюється рядом параметрів, у тому числі силою тяги та коефіцієнтом корисної дії. З метою забезпечення підвищення економічності та ефективності світові розробники постійно удосконалюють авіаційні двигуни. Основною тенденцією цих вдосконалень є підвищення ступеня двоконтурності двоконтурних турбореактивних двигунів та оптимізація параметрів вентилятора.

Для регіональних перевезень найбільш економічними залишаються турбогвинтові або турбогвинтовентиляторні двигуни. Турбогвинтові двигуни мають високу економічність, але основною проблемою турбогвинтових двигунів є високий рівень шуму. Основним джерелом шуму виступає повітряний гвинт або гвинтовентилятор. Перспективним типом двигунів є підклас турбогвинтових двигунів – двигун Open Rotor.

Аналіз тенденцій світового двигунобудування показує, що збільшення ступеня двоконтурності дозволяє істотно підвищити економічність двигунів.

Одним з можливих технічних рішень забезпечення високих характеристик перспективних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності є використання закапотованого гвинта або гвинтовентилятора.

Також, використання закапотованого гвинта (гвинтовентилятора) дозволяє зменшити акустичне випромінювання. Закапотований гвинт, що запропонований Луїджі Стіпе (1931) та Людвігом Кортом (1934). Сьогодні закапотований гвинт (гвинт в кільці) знайшов своє застосування в багатьох галузях. Гвинт в кільці може застосовуватися в якості фенестрону одногвинтових вертольотів, рушіїв для морських суден, літаків, дирижаблів, суден на повітряній подушці, а також у вигляді автономних систем безпілотних літальних апаратів.

Активні наукові дослідження щодо розробки гвинта або гвинтовентилятора або вентилятора в кільці ведуться багатьма зарубіжними дослідниками, в тому числі і NASA.

Дослідження, що присвячені вивченню характеристик закапотованого гвинта/гвинтовентилятора для газотурбінних двигунів, є актуальними.

В першу чергу, це пов'язано з можливістю покращенням характеристик силової установки із закапотованим гвинтом/гвинтовентилятором в порівнянні з відкритим гвинтом/ гвинтовентилятором, можливістю збільшення тяги за рахунок використання капоту та зниження акустичного випромінювання.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-прикладної задачі розробки науково-методичного апарату для оцінки ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності залишаються до кінця не розкритими. Тема роботи має важливе наукове та народногосподарське значення, і саме тому, є актуальною.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами і темами.

Робота виконана на кафедрі авіаційних двигунів Національного авіаційного університету та на ДП «Івченко-Прогрес». Подана робота є ініціативною і одночасно складовою частиною досліджень, що проводяться ДП «Івченко-Прогрес», спільно з науковими установами Міністерства оборони України, Міністерства освіти і науки України та спрямовані на підвищення рівня ефективності СУ ЛА і пошук нових методів аеродинамічного вдосконалення лопаткових вінців гвинтовентиляторів для двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності.

Робота відповідає напрямам Стратегії відродження вітчизняного авіабудування на період до 2030 року, що схвалено розпорядженням Кабінету Міністрів України від 8 липня 2020 р. № 851-р та Державній цільовій науково-технічній програмі розвитку авіаційної промисловості на 2021-2030 рр., що затверджено постановою Кабінету Міністрів України № 951 від 1 вересня 2021р.

Матеріали дисертаційних досліджень частково викладені в науково-дослідних роботах і технічних звітах, що виконувалися ДП «Івченко-Прогрес».

Мета і задачі дослідження.

Метою дослідження є створення науково-методичного апарату для вирішення задачі підвищення ефективності гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності шляхом використання капоту.

Досягнення мети передбачає вирішення наступних задач:

1. Аналіз методів, методик і засобів математичного моделювання та обґрунтування параметрів чисельного експерименту щодо моделювання течії у відкритому та закапованому гвинтовентиляторі двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

2. Удосконалення методики аеродинамічного проєктування закапованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

3. Дослідження тягових характеристик відкритого та закапованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

4. Оцінка опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Науковим завданням дисертаційного дослідження є усунення невідповідності між рівнем сучасних вимог до значень параметрів та характеристик гвинтовентилятора силової установки та обмеженими можливостями існуючого науково-методичного апарату для підвищення ефективності закапованого гвинтовентилятора силової установки.

Об'єкт дослідження – закапований гвинтовентилятор газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Предмет дослідження – робочий процес і характеристики закапованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Методи дослідження. У роботі використовуються методи чисельного експерименту, теорія теплових двигунів, теорія лопаткових машин, теорія примежевого шару, методи синтезу, аналізу та порівняння.

Результати чисельних досліджень порівнювались з результатами льотних випробувань та відомих натурних фізичних експериментів.

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 авторів, виконаних за апробованими методиками.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Вперше розроблено науково-методичний апарат для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності, що включає в себе:

- науково-обґрунтовані рекомендації щодо тягових характеристик відкритого та закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності;

- удосконалену методику проектування закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності;

- оцінку урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

2. Отримала подальший розвиток теорія теплових двигунів у напрямку розрахунку параметрів та характеристик відкритих та закапотованих гвинтовентиляторів для газотурбінних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності.

Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що застосування розробленого науково-методичного апарату в практиці створення авіаційних двигунів із відкритими та закапотованими гвинтовентиляторами дозволить підвищити ефективність гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується Актами впровадження результатів, що одержані в дисертаційній роботі, на ДП «Івченко-Прогрес» та ДП «Антонов».

Особистий внесок здобувача визначається такими положеннями.

Основні результати, ідеї досліджень, концепція роботи, її положення та принципи вирішення задач розроблені автором самостійно. Основні положення теоретичних досліджень, розробка математичної моделі для розрахунково-експериментальних досліджень щодо тягових характеристик відкритого та закапотованого гвинтовентилятора, удосконалена методика проєктування закапотованого гвинтовентилятора, оцінка впливу опору капоту на ефективну тягу за капотованого гвинтовентилятора, обробка та аналіз результатів виконано в даній роботі особисто автором.

У наукових працях автора, що опубліковані у співавторстві, здобувачем: побудовано твердотільну модель для проведення чисельного експерименту з моделювання течії у співвісному гвинтовентиляторі та вхідному пристрої, проведено обробку результатів [1]; проведено чисельне моделювання в компресорних решітках, проаналізовано результати [3]; проведено чисельний експеримент щодо впливу кількості лопатей відкритого та закапотованого гвинтовентилятора на тягові характеристики гвинтовентиляторного двигуна, проаналізовано результати [4]; проведено аналіз конструктивних характеристик лопаті повітряного гвинта [6]; проведено аналіз конструктивних характеристик розробленого повітряного гвинта [7]; проведено обробку отриманих результатів щодо параметрів чисельного експерименту для дослідження характеристик гвинтовентилятора і вхідного пристрою газотурбінного двигуна [10]; проаналізовано засоби зниження шуму гвинтів і гвинтовентиляторів газотурбінних двигунів [11]; проведено чисельний експеримент та проаналізовано результати моделювання потоку в компресорних решітках [14]; розроблено удосконалену методику аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора [15]; проведено математичне моделювання та проаналізовано акустичні характеристики співвісного повітряного гвинта [16].

Апробація результатів роботи та публікації. 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, 2021-2023рр.); міжкафедральному семінарі Національного авіаційного університету (м. Київ, Україна, 2023р.); XVII Науково-технічній конференції студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених «Інноваційні технології» (м. Київ, Україна, 25-26 листопада 2020р.); XXVI Міжнародному конгресі двигунобудівників (с.м.т. Лазурне, Україна, 6-11 вересня 2021р.); XXVII Міжнародному конгресі двигунобудівників (м. Харків, Україна, 5-10 вересня 2022р.); XXII Міжнародній науково-технічній конференції Асоціації спеціалістів промислової гідравліки і пневматики «Промислова гідравліка і пневматика» (м. Київ, Україна, 17-18 листопада 2021р.); VII Всеукраїнській науково-практичній конференції молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті» (м. Київ, Україна, 30 листопада 2021р.); XXII Міжнародній науково-практичній конференції здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ. Сучасні проблеми науки» (м. Київ, Україна, травень 2022р.); X Всесвітньому конгресі «Авіація в XXI столітті» – «Безпека в авіації та космічні технології» (м. Київ, Україна, 28-30 вересня 2022р.).

Публікації. Основні результати дисертації представлено у 5 наукових статтях, опублікованих у журналах, що входять до переліку фахових видань, в тому числі у 1 статті, що індексується наукометричною базою Scopus, у розділі зарубіжної монографії, 2 свідоцтвах України на промисловий зразок та 8 тезах доповідей на науково-технічних конференціях.

Структура дисертації. Дисертація складається з анотацій, вступу, 4 розділів, висновків, списку використаної літератури та 3 додатків. Основний матеріал викладено на 128 сторінках, 47 рисунках, 1 таблиці. Бібліографія містить 111 найменувань робіт на 12 сторінках. Загальний обсяг дисертації складає 165 сторінок.

РОЗДІЛ 1

ОСНОВНІ ПРОБЛЕМИ ЩОДО ПОКРАЩЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРІВ ГАЗОТУБІННИХ ДВИГУНІВ З НАДВИСОКИМ СТУПЕНЕМ ДВОКОНТУРНОСТІ

1.1. Основні тенденції розвитку авіаційного двигунобудування

Багато в чому ефективність і економічність літального апарату визначаються параметрами і характеристиками силової установки. Кожне нове покоління авіаційних двигунів – це якісне підвищення рівня технічної досконалості з одночасним зниженням питомої витрати палива. «Виграш» в зниженні споживання палива при обмеженій можливості підвищення ефективності двигуна, як теплової машини, можуть забезпечити турбореактивні двоконтурні двигуни (ТРДД) з надвисоким ступенем двоконтурності ($m > 12$) [1, 2]. Недоліком таких двигунів є збільшений мідель і довжина мотогондоли, і, як наслідок, підвищений опір.

Зарубіжними авіаційними фірмами (Rolls-Royce, General Electric, SNECMA, Pratt & Whitney) запропонована концепція двигуна з відкритим ротором (так званий, Open Rotor). Однак поряд з підвищенням паливної ефективності (при ступені двоконтурності $12 < m < 90$), а, отже, зниженням емісії та викидів шкідливих речовин, впровадження ТРДД з відкритим ротором призводить до збільшення акустичного випромінювання, що підвищує як шум на місцевості, так і шум в салоні літака [2].

Збереження переваг і усунення недоліків такого двигуна можливо досягти застосуванням турбогвинтовентиляторного двигуна з закапотованим гвинтовентилятором (зі ступенем двоконтурності $12 < m < 40$).

Таким чином, перевагами перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності є [2]:

- економічність (чим вище ступінь двоконтурності, тим вище економічність двигуна);

- тяга (зовнішній контур створює близько 80 % всієї тяги ТРДД);
- екологічність (через економію палива знижується емісія і викиди шкідливих речовин).

До недоліків перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності можна віднести:

- збільшений мідель і значний лобовий опір (недолік усувається застосуванням гвинтовентилятора, діаметр якого менше діаметра звичайного гвинта (за інших рівних умов) орієнтовно на 40 %);
- маса (може бути знижена за рахунок застосування спрощеної системи реверсу тяги, укороченого каналу другого контуру);
- шум (недолік можна частково усунути застосуванням закапотованого гвинтовентилятора та звукопоглинальних конструкцій).

Тенденція щодо збільшення ступеня двоконтурності ТРДД до 50÷70 вимагає обов'язкового використання редуктора. Редуктор, з одного боку, зменшує частоту обертання вентилятора, що викликає зниження дипольної і квадрупольної складових шуму, з іншого боку, додає вагу і є додатковим джерелом механічного шуму, але застосування композиційних матеріалів істотно зменшують вагу, а застосування 3D проєктування і 3D друку елементів редуктора дозволяє істотно зменшити можливий механічний шум [3]. Тому проєкти, що спрямовані на дослідження раціональних конструкцій редуктора вентилятора є актуальними.

Відмінною особливістю двигунів нового покоління, що вже використовуються або починається їх серійне виробництво до 2025 року, є оптимізація форми лопаток вентилятора з точки зору аеродинаміки та акустики. Одним із важливих чинників в рішенні цієї задачі є розвиток 3D методів розрахунку аеродинамічних і акустичних характеристик. Однак зараз методи моделювання течії і прогнозування розрахунку аеродинамічних і акустичних характеристик враховують не всі фактори. Тому проєкти, що спрямовані на вдосконалення методів розрахунку, мають важливе значення для досягнення мети європейської програми Flightpath 2050 (багаторівневого дослідницькому

проекту в галузі авіабудування), а саме зниження акустичної емісії літальних апаратів.

Крім того, велика увага приділяється формі лопаток спрямляючого апарату. Комплексна акустична й аеродинамічна оптимізація форми лопаток вентилятора і спрямляючого апарату дозволить істотно знизити шум в джерелі [4].

Подальше акустичне й аеродинамічне вдосконалення ґрунтується на використанні методів управління примежевим шаром. Серед пасивного управління примежевим шаром варто відзначити застосування дворядних і багаторядних лопаткових вінців, як в елементах статора, так і ротора.

Активне управління примежевим шаром – видув додаткової маси повітря в аеродинамічний слід – дозволяє істотно знизити широкосмуговий шум. Також можливо дослідження застосування комплексного використання пасивного й активного управління примежевим шаром в елементах вентилятора і спрямляючого апарату. Проведений аналіз проєктів показав їх високу ефективність для зниження дискретного і широкосмугового шуму [5]. Однак технологічне виконання двигунів із застосуванням управління примежевим шаром є досить трудомістким, але розвиток технології 3D друку багато в чому зможе вирішити цю проблему.

Вентилятори для двоконтурних двигунів із великим ступенем двоконтурності матимуть значний діаметр, що звичайно ж позначиться на вазі та міцності лопаток. Разом з цим, матеріал лопатки вентилятора багато в чому визначає її аеродинамічні, акустичні та міцнісні характеристики. Світові двигунобудівні компанії для двигунів нових поколінь в якості матеріалу для лопаток вентилятора вибирають композити, що мають високі характеристики міцності, а також малу вагу. Серед провідних авіадигунобудівних компаній, що приділяють велику увагу розробкам, які спрямовані на розвиток композиційних матеріалів, слід зазначити Pratt & Whitney, General Electric, Rolls-Royce та інші. Тому розвиток композиційних матеріалів є також актуальним в рамках досягнення мети програми Flightpath 2050, що продовжить рух в напрямках, які

розроблялися Радою з аеронавігаційних досліджень в Європі ACARE (Advisory Council on Aviation Research and Innovation in Europe) протягом останнього десятиліття.

Яскравим прикладом нових матеріалів, що дозволяють істотно поліпшити акустичні характеристики, є нещодавно розроблений матеріал, який імітує структуру крила сови. Матеріал розроблений дослідниками з Кембриджського університету у співпраці з дослідниками з трьох університетів США. За результатами вивчення структури крил сови вчені за допомогою 3D-принтерів створили особливе пластикове покриття. Проведені випробування на спеціально виготовленій моделі за допомогою 3D технологій показали зниження шуму на 10 дБ без якого-небудь помітного впливу на аеродинаміку [5].

В рамках досягнення зниження акустичної емісії літальних апаратів залишається актуальним розвиток звукопоглинальних конструкцій (ЗПК). Однак досягнення їх ефективного використання можливо при застосуванні складних конструкцій (наприклад, розробки SAFRAN – ЗПК з тривимірними спіральними осередками) [6].

Окреме важливе місце займає питання двигуна Open Rotor, що в 2017 році пройшов демонстраційні випробування. Економічність цього двигуна набагато вище, ніж ТРДД зі ступенем двоконтурності 50...60. При цьому його використання тягне за собою рішення проблеми інтеграції двигуна і літака (або навіть створення нового літака для такого типу двигунів) з одночасним зменшенням шуму. Двигун Open Rotor відповідає нормам щодо шуму на місцевості Глави 4 стандарту ІСАО [7], а також має низький рівень шкідливих викидів, що, до речі, теж важливо в рамках програми Flightpath 2050. Перспективність і конкурентоспроможність даного типу двигуна очевидні. Однак при значному посиленні вимог стандарту ІСАО даний тип двигунів вимагає доопрацювання з акустичної точки зору.

Очевидно, що проєкти щодо оптимізації інтеграції літального апарату (ЛА) і силової установки (СУ) з цільовою функцією мінімізації акустичної емісії

літака є більш, ніж актуальні. Над такими проєктами працюють провідні світові двигунобудівні компанії [8].

Таким чином, для розвитку цих проєктів важливо також розвиток методів чисельного моделювання.

Поряд з проєктами, що спрямовані на зниження шуму вентилятора, актуальними залишаються проєкти, в яких розглядається можливість зниження шуму реактивного струменя. Наприклад, активне управління акустичними характеристиками струменя за допомогою мікроструменів. Комбінування активного управління шумом і застосування шевронних сопел дозволить знизити рівень звукового тиску реактивного струменя [9, 10,11].

Після акустичного доведення вентилятора важливими будуть проєкти, що спрямовані на зниження шуму внутрішніх джерел – компресора і клапанів перепуску повітря, камери згоряння і турбіни [12, 13].

Для лопаткових машин (компресора і турбіни) це, в першу чергу, оптимальне проектування форми лопаток з урахуванням високих аеродинамічних і акустичних характеристик, певне співвідношення кількості лопаток робочих коліс і направляючих апаратів (соплових апаратів), що враховують ефект відсічення.

Проєкти, що спрямовані на дослідження аероакустичних характеристик спеціальних форм лопаток компресорів і турбін (наприклад, нахилені лопатки), також є актуальними. Застосування таких лопаток в турбіні дозволить зменшити поширення шуму камери згоряння. Також в лопаткових машинах може бути використано, як і в вентиляторі, управління примежевим шаром [12, 13, 14].

Також варто відзначити, що зниження шуму буде залежати від розвитку проєктів «електричного літака». Адже розробка літаків із розподіленою електричною СУ може істотно вплинути на вирішення проблеми зниження шуму самої СУ [15].

На проєкти в даному напрямку роблять ставку багато авіабудівних компаній. Rolls-Royce разом з Airbus і Siemens об'єдналися для роботи над

проектом E-Fan X. Мета проекту – підтвердити технічну можливість створення гібридної електричної СУ лайнера на 100 пасажирів [14].

Важливу роль відіграє розвиток різних методів для зменшення акустичної емісії вентилятора (розвиток композиційних матеріалів, використання редуктора з метою зменшення частоти обертання вентилятора для забезпечення збільшення ступеня двоконтурності, багатофакторна аероакустична оптимізація форми лопаток вентилятора і спрямляючого апарату, а також розвиток матеріалів для нових конструкцій, що поглинають звук). Розробки цих методів використовуються в двигунах, що вже сертифіковані (Leap), а також в двигунах, сертифікація яких запланована (Ultrafan).

До 2030 року запланована сертифікація двигуна Open Rotor, демонстраційний зразок якого проходив випробування в 2017 році. До 2030 року прогнозується подальший розвиток різних методів для зниження шуму вентилятора, реактивного струменя, газогенератора.

До 2050 року передбачається подальший розвиток електричних літаків і вихід на новий рівень двигунів Open Rotor.

Отже, за газотурбінними двигунами з надвисоким ступенем двоконтурності майбутнє. Конструкція газотурбінних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності з закапотованим гвинтовентилятором має значні перспективи розвитку в багатьох напрямках [16].

1.2. Тенденції розвитку гвинтовентиляторів

1.2.1. Проблема зменшення шуму гвинтовентиляторів

Розробка заходів і способів щодо покращення акустичних характеристик літальних апаратів з гвинтовими рушіями, є актуальним напрямом розвитку авіаційної науки [17-22].

Прийняття першого видання стандарту ІСАО щодо регламентації гранично допустимих рівнів шуму літака в трьох контрольних точках [23]

вимагає проведення акустичної сертифікації літаків, що експлуатуються на міжнародних авіалініях.

Літаки ДП «Антонов» завжди славились своєю унікальністю, надійністю та високою якістю. Особливе місце в ряду літаків цього конструкторського бюро займає військово-транспортний, середньомагістральний вантажний літак короткого зльоту і посадки Ан-70.

Важливою особливістю літака Ан-70 є високі експлуатаційні характеристики, в першу чергу, економічність і можливість злітати та здійснювати посадку на не підготовлені, у тому числі, ґрунтові аеродроми. На даний час це єдиний в світі літак з силовою установкою, що має в своєму складі чотири турбогвинтовентиляторних двигуни (ТГВД) Д-27 розробки ДП «Івченко-Прогрес».

В умовах конкуренції на ринку авіаційної техніки поряд з високою економічністю авіаційних двигунів виступає вимога до відповідності існуючим і перспективним вимогам щодо рівня шуму, що визначено в Додатку 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію [23]. Крім того, однією з цілей ACARE щодо перспективних літаків є зниження акустичної емісії на 65 % до 2050 року в порівнянні з рівнем шуму літаків 2000 року [24].

ТГВД має суттєву перевагу щодо економічності в порівнянні з іншими видами двигунів. Водночас ТГВД має і недоліки, у тому числі підвищений рівень шуму в салоні та на місцевості. Основним джерелом акустичної емісії силової установки з ТГВД є гвинтовентилятор.

У зв'язку з введенням з 2018 року в дію вимог щодо шуму літаків, що визначені в Главі 14 Тома 1 стандарту ІКАО [23], рівні шуму, що оцінюються за трьома контрольними точками на місцевості літака типу Ан-70 з максимальною зльотною масою 132 т і максимальною посадковою масою 114 т, перевищують вимоги Глави 14 Тома 1 стандарту ІКАО на 13,6 ЕРНдБ [23, 25, 26].

Саме тому, дослідження джерел акустичного випромінювання і пошук напрямів підвищення акустичної досконалості повітряного співвісного гвинтовентилятора ТГВД є актуальною науковою та практичною задачею.

При вирішенні проблем впливу акустичного випромінювання на навколишнє середовище ЛА з СУ, що оснащена рушіями з співвісними повітряними гвинтовентиляторами (СПГВ) і турбореактивними гвинтовентиляторними двигунами (ТГВД), доцільно мати уявлення про джерела шуму і внесок кожної складової в сумарний рівень акустичного випромінювання.

Основним джерелом шуму на місцевості літака типу Ан-70 є ЛА з СУ (рис. 1.1), що умовно можливо поділити на шум планера і систем ЛА, а також шум СУ з СПГВ і ТГВД, що складається з шуму СПГВ, шуму ТГВД і шуму агрегатів СУ.

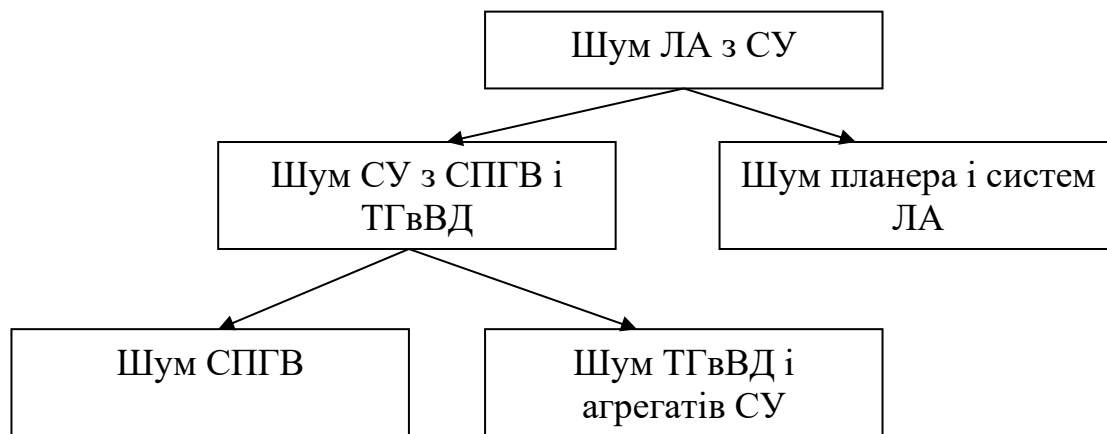


Рис. 1.1. Класифікація джерел шуму літака типу Ан-70

Відомо [27], що акустичне випромінювання (шум) повітряного гвинтовентилятора є складним за своєю структурою, а причини, що викликають генерацію акустичного випромінювання, досить різноманітні та взаємопов'язані.

Тому на сьогоднішній час у цивільній авіації однією з актуальних задач є задача розрахунку та зниження шуму гвинтовентиляторів.

Складовими шуму гвинтовентилятор є [17-22]:

- об'ємний шум, обумовлений витісненням середовища при русі лопаті кінцевого об'єму (монополь);
- силовий шум, викликаний силовим впливом лопаті на середовище при обертанні гвинта (диполь);

- вихровий шум, викликаний зривом вихорів з лопатей при їх обертанні та виникненням вихрової завіси за лопатями (переважають дипольні складові);

- ударний шум, викликаний стрибками ущільнення й ударними хвилями, а також їх коливаннями при русі кінців лопатей зі швидкостями близькими до швидкості звуку або що перевищують її;

- імпульсний шум, що виникає при проходженні лопатей поблизу елементів конструкції літака або при проходженні через турбулентний слід за ним;

- додатковий шум, що виникає при польоті в неоднорідній атмосфері й обумовлений флуктуаціями швидкості вітру та щільності повітря, а також вібраціями лопатей через ці неоднорідності середовища.

Об'ємний, силовий і вихровий шуми є основними джерелами шуму гвинтовентилятора.

Об'ємний та силовий шум мають чітко виражений спектр, що є дискретним з гармоніками, що мають частоти кратні лопатевій частоті (зазвичай у гвинтових літаків складає від 50 до 100 Гц), тобто є відносно низькочастотним, що ускладнює зниження шуму гвинтовентиляторів. Об'ємний та силовий шум разом називають шумом обертання гвинтовентилятора.

Вихровий шум має спектр широкосмуговий і більш високочастотний в порівнянні з шумом обертання, тому вихровий шум чути лише на невеликій відстані від гвинтовентилятора. Рівень вихрового шуму, як правило, на 10-20 дБ нижче рівня гармонік шуму обертання, а максимум його спектра зсунений у бік більш високих частот.

Таким чином, спектр шуму гвинтовентилятора представляє собою суперпозицію дискретного низькочастотного спектра шуму обертання та суцільного широкосмугового високочастотного вихрового шуму.

До основних методів зниження шуму гвинтовентилятора можна віднести [17-22]:

- 1) збільшення кількості лопатей гвинта;
- 2) зниження частоти обертання;

3) застосування шаблеподібних лопатей (зміна конфігурації та вигину осі лопатей за розмахом);

4) застосування суперкритичних профілів лопатей (суперкритичний профіль – особливий вид профілю, коли його форма наближена до ідеального куту атаки), що знижують критичні швидкості на лопатях і зменшують ударний шум;

5) метод синхрофазування гвинтовентиляторів (жорстка синхронізація кутової швидкості обертання гвинтів і підбір різниці фаз обертання гвинтовентиляторів);

б) використання спеціальних видів гвинтовентиляторів (наприклад, гвинтовентилятор в кільці або закапотований гвинтовентилятор).

Перші п'ять методів зниження шуму гвинтовентилятора реалізовані при створенні нового класу повітряних гвинтів – гвинтовентиляторів. Яскравим прикладом може служити гвинтовентилятор СВ-27 (рис. 1.2), що використовується на гвинтовентиляторному двигуні Д-27, який розроблений Державним підприємством «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро “Прогрес” імені академіка О.Г. Івченка». Цей двигун не має аналогів у світі. Гвинтовентилятор СВ-27 – дворядний, співвісний, протилежного обертання.



Рис. 1.2. Гвинтовентилятор СВ-27

Передній гвинтовентилятор має 8 лопатей, а задній гвинтовентилятор – 6 лопатей. Лопаті виконані з композиційних матеріалів, малої відносної товщини профілю і різко виражену шаблеподібну кривизну напрямної кромки, що має

електричну протиобліднювальну смужку та нестираєме покриття. Гвинтовентилятор забезпечує високий ККД на високошвидкісному крейсерському режимі, і поліпшені акустичні характеристики [25, 26].

Особливістю акустичного випромінювання співвісних повітряних гвинтів є вплив переднього ряду гвинтовентилятора на задній, в першу чергу вихору, що створюється на кінці лопатей.

Саме тому дослідження джерел впливу та можливих заходів щодо зменшення інтенсивності кінцевого вихору на лопатях переднього ряду гвинтовентилятора є актуальним напрямом наукового дослідження.

У роботах [28-31] показано, що основними факторами, які впливають на рівень акустичного випромінювання співвісного гвинтовентилятора є:

- осьовий зазор між рядами гвинтовентилятора;
- співвідношення діаметрів гвинтів рядів гвинтовентилятора;
- співвідношення частот обертання рядів гвинтовентилятора;
- кількість лопатей першого та другого рядів гвинтовентилятора;
- конструкція лопатей рядів гвинтовентилятора.

За результатами зазначених досліджень з'ясовано, що [28-31]:

1. Рівень звукового тиску, що генерує другий ряд співвісного гвинтовентилятора вище, ніж рівень звукового тиску, що генерує перший ряд гвинтовентилятора. Однією з причин цього явища є колова та радіальна нерівномірність на вході в другий ряд гвинта, що створює аеродинамічний слід за першим рядом гвинтовентилятора.

2. Дослідження інтенсивності і спрямованості акустичного випромінювання співвісного гвинтовентилятора показали, що нерівномірність потоку на вході в другий ряд гвинтовентилятора є додатковим джерелом акустичного випромінювання в задню пів сферу. При збільшенні осьового зазору між рядами гвинтовентилятора на 300 мм у задній пів сфері сумарна акустична потужність зменшується на 2,5...4,6 дБ.

3. Встановлено, що зменшення діаметру другого ряду гвинтовентилятора впливає на інтенсивність акустичного випромінювання першого і другого рядів гвинтовентилятора.

4. Зменшення периферійного діаметру другого ряду гвинтовентилятора від 5 до 25 % для першої роторної гармоніки приводить до зменшення рівня акустичного тиску від 2,7 до 4,33 дБ першого ряду і від 0,63 до 4,3 дБ другого ряду гвинтовентилятора. Сумарний рівень акустичного тиску зменшується від 1,2 до 4,15 дБ.

5. Показано, що збільшення частоти обертання другого ряду гвинтовентилятора призводить до збільшення сумарного рівня акустичного тиску. При зменшенні частоти обертання другого ряду гвинтовентилятора досягнутий ефект покращення акустичної емісії другого ряду гвинтовентилятора (від 1,9 до 6,6 дБ) практично повністю нівелюється компенсацією збільшення акустичної емісії першого ряду гвинтовентилятора, де відбувається збільшення рівня акустичного тиску на 2,1...5,4 дБ. В результаті чого, сумарний рівень акустичного тиску співвісного гвинтовентилятора зменшується на 0,2...0,6 дБ. При чому найбільша ефективність спостерігається при збільшенні потужності першого ряду на 10 % в порівнянні з базовим варіантом.

6. Результати дослідження зміни рівня акустичної емісії співвісних гвинтовентиляторів при збільшенні кількості лопатей першого і другого ряду свідчать про те, що розрахований модифікований варіант співвісного гвинтовентилятора, що має 12 лопатей першого ряду, 12 лопатей другого ряду, однакову частоту обертання рядів, відношення діаметрів другого і першого рядів співвісного гвинтовентилятора 0,942 дозволяє покращити акустичні характеристики гвинтовентилятора в ближньому полі на 4 дБ відносно базового варіанту, що в свою чергу впливає на шум силової установки і літака.

При цьому характеристики потужності гвинтовентилятора залишаються незмінними.

Разом з тим, впровадження запропонованих заходів щодо зменшення акустичного випромінювання співвісного гвинтовентилятора не є достатнім для

вирішення в подальшому проблеми покращення акустичних характеристик силової установки з гвинтовентиляторним двигуном при підвищенні вимог щодо шуму [28-31].

Можливими напрямками зменшення рівня акустичного випромінювання лопатей гвинтовентилятора є застосування крильців (винглетів) та шевронів на кінцевій частині лопаті та оптимізація конструктивних параметрів лопаті.

Безумовним шляхом зменшення квадрупольного джерела акустичного випромінювання гвинтовентиляторів є застосування капоту.

1.2.2. Закапотовані гвинтовентилятори електродвигунів літальних апаратів

Закапотовані гвинтовентилятори знайшли широке застосування для БПЛА або невеликих літаків з електричними двигунами.

У роботі [32] представлена класифікація мультикоптерів (дронів) відповідно до їх радіолокаційного перерізу, розглянуті мультикоптери з закапотованими та відкритими гвинтами та гвинтовентиляторами.

Важливим питанням є вивчення оптимальної форми капота для закапотованого гвинтовентилятора БПЛА чи невеликих літаків. У роботі [33] експлуатаційні характеристики та поле швидкостей гвинтовентилятора діаметром 16 дюймів досліджуються експериментально з використанням капотів п'яти різних форм. Експерименти проводяться при нульовому куті атаки, який імітує режими зльоту та поступального польоту БПЛА з вертикальним зльотом та посадкою та гвинтом похилого типу. Вплив геометрії капота вивчається за допомогою вимірювання сили, крутного моменту, поля швидкостей і поверхневого тиску за різних умов обтікання. Датчики сили і крутного моменту вбудовані в двигун, щоб вони не заважали потоку. Компоненти тяги, що діють на капот та гвинтовентилятор, вимірюються окремо. Профілі швидкості на вхідній та вихідній ділянках вимірюються термоанемометром. Порівнюються експериментальні результати, отримані для гвинтовентиляторів відкритого та

закапотованого типу. Показано, що гвинтовентилятор у капоті має більшу ефективність, ніж відкритий. Однак тяга, що отримується від капота, зменшується і досягає негативних значень зі збільшенням опору, що робить капот невідповідним при високих швидкостях потоку, що набігає. Вимірювання тиску показують, що джерелом тяги каналу є всмоктуючий ефект, створений гвинтовентилятором носової частини каналу, яка звужується, а величини коефіцієнтів тиску всередині носової частини зменшуються зі збільшенням сили опору. Автори пропонують задля підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора провести оптимізацію форми капота для всього діапазону експлуатаційних режимів роботи.

Також важливим питанням при вивченні закапотованих гвинтовентиляторів є вибір методів дослідження характеристик, метод моделювання характеристик. У статті [34] представлений метод моделювання енергетичних установок із закапотованим гвинтовентилятором для малих літаків із гібридним електричним приводом, заснований на методах аналізу потоку за середнім перерізом. Вивчення основних конструктивних параметрів забезпечує основу для обговорення потенційних переваг у порівнянні з відкритими гвинтовентиляторами, а також можливих нових галузей застосування закапотованого гвинтовентилятора. Як еталонний варіант застосування використовується двомісний літак, оснащений двома закапотованими гвинтовентиляторами, що приводяться в дію двигуном внутрішнього згоряння і додатково паралельним електричним гібридним пуско-прискорювальним приводом. Робочі характеристики гвинтовентилятора описуються за допомогою методів аналізу потоку за середнім перерізом та напівемпіричних кореляцій втрат. Методи, засновані на фізиці, застосовуються для оцінки опору гондоли та рівня шуму. Вивчаються змінні конструкції закапотованого гвинтовентилятора, щоб визначити основні компроміси та перспективні конструкції для цільового літака, приділяючи особливу увагу шуму. Результати показують, що продуктивність гвинтовентиляторів із фіксованим кроком значно покращується за рахунок гібридизації. Канальні гвинтовентилятори також можуть працювати

значно тихіше, ніж це вимагають чинні стандартами сертифікації. Представлений метод проєктування можна використовувати для концептуального проєктування та прогнозування продуктивності енергетичних установок із закапотованими гвинтовентиляторами, що може бути особливо цікаво, якщо потрібний низький рівень шуму.

В роботі [35] представлений аналіз застосування електроприводу з закапотованим гвинтовентилятором для БПЛА вертикального зльоту і посадки. Робота є типовим звітом з проєктування, присвячена аеродинамічним розрахункам. Основна мета проєкту полягала в тому, щоб розробити значно більш ефективну електричну енергетичну установку для багатороторних БПЛА вертикального зльоту та посадки із закапотованим гвинтовентилятором. У роботі представлена концепція приводу закапотованого гвинтовентилятора для мультикоптера, досвід проєктування силових установок та експериментальний агрегат вертикального зльоту та посадки, який випробувано під час льотних випробувань. Також у роботі представлені методи аеродинамічного розрахунку, що використовуються у проєктних роботах. Пояснюються методи розрахунків, такі як панельний метод, метод підйомної лінії із законом Беца, який дозволяє визначити максимальний ККД гвинтовентилятора, і розрахунки Fluent CFD.

У роботі [36] обговорюється спільна розробка електричної силової установки літака з мінімальною вагою та максимальною ефективністю потужності до тяги. Система, що розглядається для попереднього вивчення методології, складається з повністю надпровідного синхронного двигуна та гвинтовентилятора фіксованого кроку в капоті. Щоб забезпечити життєздатність рушія, на конструкцію системи накладається мінімальне необхідне обмеження тяги. Для визначення розміру двигуна використовуються як аналітичні методи, так і метод кінцевих елементів, а при розрахунку характеристик закапотованого гвинтовентилятора реалізована імпульсна модель лопаті. Схема оптимізації генетичного алгоритму застосована до водневої електричної рухової установки літака, запропонованої для проєкту СНЕЕТА. Оцінено чутливість ефективності комбінованої системи до маси двигуна.

В роботі [37] представлений аналіз характеристик закапотованого співвісного гвинтовентилятора протилежного обертання з електричним приводом. Порівняно зі звичайним ступенем ротор-статор, ступінь гвинтовентилятора з протилежним обертанням забезпечують більш компактну конструкцію з урахуванням заданого відношення тисків або збільшеного відношення тисків при постійному діаметрі гвинтовентилятора. Оскільки в даний час розробляються багато нових концепцій літаків, виникає високий попит на компактні і потужні двигуни з електричним приводом. На рис. 1.3 представлена тривимірна модель досліджуваного закапотованого гвинтовентилятора. Двигуни гвинтовентиляторів зустрічного обертання з електроприводом забезпечують високий потенціал з погляду компактності, викидів та ефективності. Використання електродвигунів дає можливість вирішити загальні проблеми, такі як проєктування та інтеграція ступеня протилежного обертання в силову установку. Інноваційна конструкція двигуна з таким ступенем розроблена і випробувана на одному зі стендів інституту для випробувань електрореактивних двигунів.

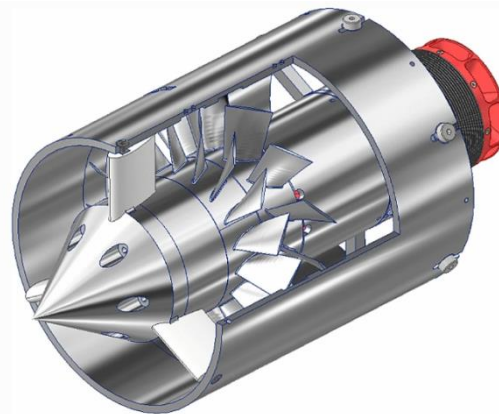


Рис.1.3. Закапотований співвісний гвинтовентилятор протилежного обертання з електричним приводом

Ключовими компонентами є два безщіткові двигуни, що приводять у дію закапотований гвинтовентилятор, по одному на кожен ротор. У роботі експериментально досліджуються різні робочі точки під час великої тестової задачі. Експериментальні результати порівнюються з результатами чисельного

моделювання, розрахованого ANSYS CFX. Результати вказують на гарне узгодження між експериментом та моделюванням. Двигун працює дуже рівно у всіх випробуваних робочих точках. Тим не менш, інтенсивне нагрівання електродвигунів і високотемпературної зони виявляється проблемою при більш високих швидкостях обертання.

В останні роки неухильне настання зміни клімату змушує суспільство пристосовуватися до стійкіших видів транспорту. Передбачається, що в недалекому майбутньому міський транспорт розшириться до небес завдяки новим інноваційним електричним літакам з вертикальним зльотом і посадкою (eVTOL). Хоча ця ідея здається дуже футуристичною, концепція електричного літака може бути не така далека, як вважалося раніше. ONAerospace прагне взяти участь у цьому майбутньому, розробивши власний літак eVTOL. У роботі [38] представлений проєкт, присвячений поточному проєктуванню силової установки із закапотованим гвинтовентилятором. У своїй першій ітерації проєкт представив силову установку із закапотованим гвинтовентилятором, електродвигуни та акумулятори. Ця друга ітерація досліджує продуктивність закапотованого гвинтовентилятора, щоб дати більш точну конструкцію силових установок літака та краще розрахувати його робочі характеристики. Дві конфігурації силової установки були вивчені окремо: режим зльоту та зависання, в яких використовуються два закапотовані гвинтовентилятори перед крилами і один коаксіальний закапотований гвинтовентилятор, вбудований у хвостову частину літака; і крейсерський режим роботи, в якій використовуються лише два передні двигуни. Силкові установки спроектовані як адаптивні закапотовані гвинтовентилятори. Це означає, що кожен закапотований вентилятор може трансформуватися та адаптуватися для оптимізації його продуктивності у будь-яких заданих умовах. Продуктивність закапотованого гвинтовентилятора була розрахована з використанням двох теоретичних аналізів: теорії імпульсу та теорії лопаткових машин. Ці методи використовувалися визначення розмірів рушіїв, щоб забезпечити виконання вимог по тязі. Крім того, була розрахована потужність, необхідна для кожної конфігурації та режиму польоту. Нарешті,

експериментальні дані щодо впливу різних конструктивних параметрів були розглянуті з метою отримання більш докладної конструкції кожного закапотованого гвинтовентилятора.

Таким чином, можна зробити висновок, що для БПЛА та невеликих літаків з електродвигунами останнім часом широко досліджується можливість застосовувати закапотовані гвинтовентилятори з метою підвищення ефективності ЛА та зменшення акустичного випромінювання.

1.2.3. Закапотовані гвинтовентилятори

Параметри силової установки багато в чому визначають ефективність і економічність літального апарату. Один із ефективних методів підвищення економічності є збільшення ступеня двоконтурності. Забезпечення високої економічності та тягової ефективності перспективних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності можливо з використанням закапотованого гвинта або гвинтовентилятора.

Відомо, що закапотований гвинт (гвинт в кільці або сопло Корта) розроблений спочатку Луїджі Стіпе (1931 р.), а потім Людвігом Кортом (1934р.) [39]. Сьогодні закапотований гвинт знайшов своє застосування в багатьох галузях – може застосовуватися в якості фенестрону одногвинтових вертольотів, рушіїв для морських суден, літаків, дирижаблів, суден на повітряній подушці, а також у вигляді автономних систем безпілотних літальних апаратів (БПЛА).

Аналіз публікацій показує, що досить багато робіт [40-42] присвячено експериментальним і чисельним дослідженням характеристик гребного гвинта в кільці як рушія морських і річкових суден.

У роботі [40] розглянуті особливості вихрового обтікання чотирьохлопатевого закапотованого гвинта. Показано, що застосування кільця сприяє зменшенню сліду за гвинтом і підвищує його ККД. Дослідження виконані за допомогою чисельного моделювання. В результаті проведених досліджень автори роблять висновок, що вихрова структура потоку всередині

закапотованого гвинта включає в себе вихровий зсувний шар в каналі, вихрове обтікання на кінці лопаті і в кореновому перетині лопаті, нерівномірність обтікання на втулці і радіальну нерівномірність потоку. Автори відзначають, що наявність капота безпосередньо впливає на розподіл вихрового обтікання на кінці лопаті. При наявності капота інтенсивність вихрового обтікання на кінці лопаті значно зменшується.

У роботі [41] методом чисельного експерименту досліджуються характеристики закапотованого чотирьохлопатевого гвинта. Проведено порівняння результатів фізичного та чисельного експерименту, яке показало задовільну збіжність. Аналіз результатів чисельного та фізичного експериментів дозволяє стверджувати, що моделювання течії шляхом вирішення рівнянь RANS з використанням моделі турбулентної в'язкості SST $k - \omega$ може бути використано для такого класу задач.

У роботі [42] наведено метод оптимізації геометричних параметрів закапотованого гвинта (оптимізується форма лопатей). Показана можливість поліпшення характеристики гвинта при оптимізації.

Особливе місце закапотований гвинт (гвинтовентилятор, вентилятор) має як рушій літака в складі силової установки з газотурбінним двигуном. Застосування капота або кільця дає як ряд переваг, так і ряд недоліків.

Роботи, спрямовані на дослідження характеристик закапотованих гвинтів (гвинтовентиляторів, вентиляторів), до цього часу залишаються не до кінця дослідженими.

Аналіз літератури показав, що активну розробку гвинта/гвинтовентилятора/ вентилятора в кільці ведуть NASA.

У 2014 році в NASA запропонована конструкція закапотованого гвинтовентилятора [43]. Відмінною особливістю конструкції закапотованого гвинтовентилятора є робоче колесо, що виготовлене за технологією «blisk». Також конструкція гвинтовентилятора передбачає спеціальний ряд лопатей для вторинного повітря, що може використовуватися для охолодження деталей двигуна та редуктора гвинтовентилятора.

У роботі [44] досліджується вплив густоти решітки закапотованих гвинтовентиляторів на їх тягу. Автори роботи роблять висновок, що при зменшенні густоти решітки до $b/t = 0,218$ тяга гвинта зменшується в порівнянні з варіантом гвинтовентилятора при $b/t = 0,728$ (периферійний радіус гвинтовентилятора становить 301,625мм).

У роботі [45] представлені результати експериментальних досліджень закапованого гвинтовентилятора діаметром 1,22 м із змінним кутом установки лопатей β . Кут установки лопатей β змінювався в діапазоні від 11° до 43° . Найбільший ККД досягнуто при куті установки 23° .

При дослідженні характеристик гвинта в кільці особливе місце займають питання інтерференції літального апарату та гвинта в кільці.

Робота [46] присвячена питанню інтерференції повітряних гвинтів з елементами планера літака.

Таким чином, дослідження, що присвячені вивченню характеристик закапованого гвинта для газотурбінних двигунів, є актуальними. В першу чергу, це пов'язано з поліпшенням акустичних характеристик закапованого гвинта в порівнянні з відкритим гвинтом, а також можливістю збільшення тяги за рахунок профільовання капота (кільця). Однак до теперішнього часу питання дослідження характеристик закапованих гвинтів для перспективних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності залишаються до кінця не розкритими.

Використання закапованого гвинта (або закапованого гвинтовентилятора) дозволяє зменшити акустичне випромінювання. Крім того, основна перевага закапованих гвинтовентиляторів полягає в певному збільшенні тяги при одній і тій же витраченій потужності. При обтіканні закапованого гвинтовентилятора на носовій частині профільованого кільця виникає значна за величиною сила підсмоктування, проекція якої на напрямок руху забезпечує позитивну тягу кільця. Також наявність капота приводить до зниження кінцевих втрат гвинта, що веде до підвищення ККД.

На сучасному ринку авіаційних перевезень конкурентну перевагу мають високоекономічні та високоефективні авіаційні двигуни. Економічність

оцінюється питомою витратою палива. Ефективність авіаційного двигуна оцінюється багатьма параметрами, одним із яких є сила тяги.

З метою забезпечення високої економічності та ефективності світові розробники постійно удосконалюють авіаційні двигуни. Основною тенденцією цих вдосконалень є підвищення ступеня двоконтурності двоконтурних турбореактивних двигунів, оптимізація параметрів вентилятора. Для регіональних перевезень найбільш економічними залишаються турбогвинтові або турбогвинтовентиляторні двигуни. Одна з важливих і невирішених проблем цих двигунів – це оптимізація гвинтів або гвинтовентиляторів. Актуальними залишаються проблеми зменшення акустичного випромінювання, підвищення економічності та ефективності турбогвинтових та турбогвинтовентиляторних двигунів.

Турбогвинтові двигуни мають високу економічність, але основною проблемою турбогвинтових двигунів є високий рівень шуму [47]. Основним джерелом шуму виступає повітряний гвинт або гвинтовентилятор. Перспективним типом двигунів є підклас турбогвинтових двигунів – двигун Open Rotor.

У роботі [48] за допомогою міждисциплінарного аналізу продемонстровано, що концепція Open Rotor може мати значний потенціал економії пального. Двигун Open Rotor порівнюється з двоконтурним двигуном з високим ступенем двоконтурності при заданому наборі конструкційних рішень та вимог замовника. Однак автори відмічають, що при наявній економії палива на 15 % існують великі ризики, що пов'язані з виведенням на ринок нового двигуна.

Маючи більш високу економічність, ніж у турбогвинтових двигунів, двигун Open Rotor також має проблему високого акустичного випромінювання. Джерелом тонального та широкосмугового шуму є співвісний гвинтовентилятор [49]. Проблема шуму співвісних гвинтовентиляторів для двигунів Open Rotor досліджено авторами роботи [50]. Автори встановили вплив геометрії планера на тональний склад, спрямованість і рівні широкосмугового шуму відкритого співвісного гвинтовентилятора, що обертається, для кутів випромінювання від

30 до 150 градусів. Залежно від кута випромінювання (не більше від 10 до 25 дБ на частотах проходження лопатей) виявлено як значне збільшення, і зменшення шуму стосовно базової конфігурації планера як у тональному, і на широкосмуговому рівнях. Хоча зміни тонального рівня в цілому є більшими, ніж зміни широкосмугового рівня, показано, що широкосмугові рівні є значними при розгляді впливу геометрії планера на випромінювання шуму від відкритого співвісного гвинтовентилятора, що обертається. Однак автори роблять висновок про наявність проблеми при проєктуванні планеру з перевагами екранування для шуму Open Rotor. Проблема пов'язана з відмінністю в спрямованості для різних тонів дискретного та широкосмугового акустичного випромінювання.

Частково зниження шуму можна досягти за допомогою застосування капоту для гвинтів (гвинтовентиляторів). Капот дасть можливість встановити звукопоглинальні конструкції, що налаштовані на необхідні частоти акустичного випромінювання від гвинта (гвинтовентилятора).

Крім проблеми зниження шуму для такого типу двигунів, дослідники займаються вирішенням не менш важливих проблем як флатер та оптимізація аеродинамічних характеристик. Робота [51] присвячена аеропружному аналізу однорядних та дворядних гвинтовентиляторів. Авторами розроблено спеціальну методику для моделювання течії у відкритих гвинтовентиляторах. Дослідження спрямоване на оцінку флатера під час проєктування гвинтовентиляторів. Однак результати для відкритих роторів, що обертаються в протилежному напрямку, неможливо підтвердити через відсутність відповідних даних відкритої літератури.

На аеродинамічні характеристики і тягу гвинта і гвинтовентилятора впливають дуже багато параметрів, такі як геометричні розміри, відносний діаметр втулки, кут установки лопатей, форма лопаті, кількість лопатей, кути установки профілів і багато іншого. Також з метою покращення акустичних та тягових характеристик застосовуються закапотовані гвинти та гвинтовентилятори. У роботі [52] автори досліджують вплив такого параметра як відносний діаметр закапотованого вентилятора на збільшення питомої

потужності. Робиться висновок, що мінімальне значення відносного діаметра вентилятора краще за збереженням балансу потужності та охолодження. Однак в роботі не наведено порівняння результатів розрахунків питомої потужності закапотованого гвинтовентилятора з відкритим гвинтовентилятором.

Робота [53] присвячена впливу форми лопаті гвинтовентилятора на аеродинамічні та акустичні характеристики. Показано, що оптимізація форми периферійної частини лопаті дозволяє знизити вихрове обтікання, що дозволяє знизити шум. Слід відмітити, що автори роботи [53] не розглядали впливу капоту на аеродинамічні характеристики гвинтовентилятора.

Також важливим параметром є кут установки лопатей. У роботі [54] автори представили результати впливу кута установки лопатей закапотованого гвинта з активним керуванням примежевим шаром на реактивну тягу та ККД. В роботі [55] розглядається спосіб підвищення сили тяги за допомогою активного управління примежевим шаром за допомогою вдування повітря. Автори проводять порівняння характеристик відкритого, закапотованого та закапотованого гвинта з керуванням примежевим шаром. Показано, що використання керування примежевим шаром дозволяє збільшити реактивну силу тяги.

Ефективність закапотованих вентиляторів та гвинтовентиляторів також підтверджується тим, що вони знайшли своє використання для літаків вертикального зльоту і посадки. У роботі [56] досліджена розподілена рухова установка, що застосовується в літаках вертикального зльоту та посадки. Запропонована нова розподілена закапотована вентиляторна система, що усуває конструктивний розрив потужності і відрегулювала звуження і розширення сліду через крило, що відхиляється. Також запропоновано багатокритеріальний метод проектування розподіленої закапотованої вентиляторної системи. В роботі перевірено здійсненність методу проектування шляхом проектування вхідного та вихідного отворів каналу та індуктивного крила. Результати проектування показують, що зміна продуктивності розподіленої системи закапотованих вентиляторів пов'язана, в основному, зі зміною вхідного отвору. За рахунок

збільшення довжини та висоти вхідного пристрою вдалося зменшити відрив потоку та збільшити тягу в повітроводі при польоті на повітряній подушці, але крейсерський опір при цьому підвищується. Однак збільшення розмірів вхідного пристрою призвело до зміщення робочої точки лопаткового вінця на висінні та крейсерському польоті, що ускладнило багатоцільову конструкцію.

В роботі [57] досліджено інтерференцію закапотованого вентилятора з крилом з метою оцінки можливості підвищення ефективності літального апарату з розподіленою силовою установкою на режимі зависання і крейсерському польоті. Розроблено новий підхід до концептуального проєктування літака вертикально зльоту. Важливим кроком дослідження є розрахунок аеродинамічних та тягових характеристик закапотованого вентилятора на вертикальну меридіональну площину та розгляд його як підйомно–рухового елемента. Тобто, процес концептуального проєктування літака з розподіленою силовою може бути значно спрощений. Окрім того, отримана конструкція літака демонструє високу ефективність як на зависанні, так і на крейсерському режимі польоту. У процесі оптимізації вентилятора і капоту в різних умовах польоту основну увагу зосереджено на оптимізації лопатей вентилятора, для забезпечення ефективності при зависанні. Створено багаторівневий робочий процес оптимізації профілю лопатей, що включає теорію оптимальної циркуляції Бетца для початкового проєктування лопатей, теорію смуг для швидкого аналізу продуктивності лопатей, глобальну і локальну оптимізацію. Авторами досягнуто значного покращення чутливості до форми перерізу стінки капоту, що необхідно для створення інтегральної конструкції закапотованого вентилятора. Повномасштабний експеримент із оптимізованим закапотованим вентилятором демонструє ефективність та точність результатів оптимізації. Слід відмітити, що автори в проведеному дослідженні не дослідили вплив кількості лопатей на зміну сили тяги.

Вибір раціональної (оптимальної) кількості лопаток для гвинтовентилятора, гвинта, вентилятора або компресора є важливим фактором, що визначає ефективність лопаткової машини, визначає тягу

гвинта/гвинтовентилятора чи аеродинамічну навантаженість вентилятора /компресора. Також цей параметр впливатиме на коефіцієнт корисної дії (ККД) лопаткової машини.

Робота [58] присвячена дослідженню оптимального співвідношення кількості лопаток та довжини хорди (шагу решітки) та кривизни профіля компресорної решітки з метою покращення аеродинамічних характеристик.

В роботі [59] вивчено вплив зміни різних факторів, в тому числі кількості лопатей, на зміну аеродинамічних характеристик вентилятора. Дослідження показали, що кількість лопаток чинить вплив на аеродинамічні характеристики вентилятора.

Задля збільшення тяги гвинта необхідно збільшити діаметр гвинта, збільшити кількість лопатей, збільшити хорду лопаті. Однак збільшення діаметру гвинта має більший вплив на збільшення необхідної потужності для приводу гвинта. Для гвинтів існують обмеження по кількості лопатей – для металевих лопатей – до 5, для композитних – до 8 лопатей [60].

Результати щодо дослідження впливу кількості лопатей для біротативного гвинтовентилятора (Open Rotor) представлено в роботі [61]. Дослідження проводились за допомогою чисельного експерименту, рівняння Нав'є-Стокса замикались моделлю турбулентної в'язкості SST. Показано, що кількість лопатей першого та другого ряду і довжина хорди впливають на аеродинамічну навантаженість гвинтовентилятора. Однак робочий процес і характеристики обтікання дворядного біротативного гвинтовентилятора суттєво відрізняються від однорядного гвинтовентилятора.

У роботі [62] автори досліджують вплив кількості лопаток (відносний крок решітки лопаток) на характеристики закапотованого гвинта з активним керуванням примежевим шаром. Периферійний радіус досліджуваного закапотованого повітряного гвинта 301,625 мм. Однак слід відмітити, що застосування активного керування примежевим шаром в закапотованому гвинті значно ускладнює конструкцію лопатей гвинта (гвинтовентилятора).

Аналіз методів, методик і засобів підвищення ефективності силових установок з гвинтовими рушіями показав, що потребує подальших досліджень проблема покращення характеристик та параметрів відкритих та закапотованих гвинтів та гвинтовентиляторів.

Висновки за першим розділом

Ефективність і економічність літального апарату багато в чому визначаються параметрами і характеристиками силової установки. Кожне нове покоління авіаційних двигунів – це якісне підвищення рівня технічної досконалості з одночасним зниженням питомої витрати палива. Проведений аналіз тенденцій розвитку авіаційного двигунобудування показує, що в ближній перспективі підвищення ефективності двигуна, як теплової машини, можуть забезпечити ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. До недоліків перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності можна віднести:

- збільшений мідель і значний лобовий опір (недолік усувається застосуванням гвинтовентилятора, діаметр якого менше діаметра звичайного гвинта (за інших рівних умов) орієнтовно на 40 %);

- маса (може бути знижена за рахунок застосування спрощеної системи реверсу тяги, укороченого каналу другого контуру);

- шум (недолік можна частково усунути застосуванням закапотованого гвинтовентилятора та використанням ЗПК).

Отже, застосування закапотованого гвинтовентилятора для підвищення ефективності перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності є перспективним.

Таким чином, дослідження, що присвячені вивченню характеристик закапотованого гвинта/гвинтовентилятора для газотурбінних двигунів, є актуальними. В першу чергу, це пов'язано з покращенням характеристик силової установки із закапотованим гвинтом / гвинтовентилятором в порівнянні з

відкритим гвинтом/гвинтовентилятором, можливістю збільшення тяги та зниження акустичного випромінювання за рахунок капоту.

Однак, до теперішнього часу питання розробки науково-методичного апарату для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності залишаються до кінця не розкритими.

Метою дослідження є створення науково-методичного апарату для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності шляхом використання капоту.

Досягнення мети передбачає вирішення наступних задач:

1. Аналіз методів, методик і засобів математичного моделювання та обґрунтування параметрів чисельного експерименту щодо моделювання течії у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

2. Удосконалення методики аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

3. Дослідження тягових характеристик відкритого та закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

4. Оцінка опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Матеріали розділу опубліковані в наступних роботах автора [63-65].

РОЗДІЛ 2

МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕЧІЇ ГАЗУ У ВІДКРИТОМУ ТА ЗАКАПОТОВАНОМУ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРІ

2.1 Основні методи дослідження течії газу у гвинтовентиляторах

Гвинтовентилятор представляє собою високонавантажений багатолопатевиий гвинт, частіше за всього, змінного кроку. Сучасні лопатки гвинтовентилятора мають в плані шаблеподібну форму з великою хордою, а за радіусами у перетинах – трансзвукові або дозвукові профілі. Течія газу у гвинтовентиляторах супроводжується досить складними явищами: вхідний вихор, турбулентність потоку, просторовий примежевий шар, нерівномірність і нестационарність потоку газу, збільшення примежевого шару на спинці профілю лопатей, відрив потоку, зміна кутів виходу потоку з лопаткового вінця, вихрова завіса за вихідною кромкою лопатей, парний вихор, пульсації тиску, вторинні перетікання, а для трансзвукового гвинтовентилятора характерна ще й наявність стрибків ущільнення, взаємодія цих стрибків ущільнення із примежевим шаром, а також пов'язані з цим поперечні перетікання газу. Через такий складний характер течії газу його дослідження є складним процесом, проведення якого вимагає використання надійних методів дослідження [66].

На сьогоднішній день відомо два типи методів, що використовуються для дослідження течії, – розрахункові й експериментальні. Розрахункові методи, у свою чергу, можна розділити на аналітичні та чисельні [67-69].

Експериментальні методи (або фізичне моделювання) дозволяють досліджувати об'єкти, окремі їхні елементи або моделі об'єктів у натуральну величину.

До переваг експериментальних методів можна віднести наступне:

- не вимагають допущення фізичного характеру, тому що досліджується не математична модель течії газу, а сама течія;

- точність результатів висока, тому що залежить тільки від точності експериментального обладнання.

Серед недоліків експериментальних методів слід згадати наступне:

- вимагають більші витрати часу і засобів на побудову моделей і проведення досліджень;

- складність проведення експерименту (потрібне застосування складного й громіздкого устаткування, а також велика кількість кваліфікованих фахівців);

- надання результатів експерименту незручне (виведення деяких даних взагалі неможливо);

- експлуатаційний діапазон застосування методів недостатній (значна частина експлуатаційного діапазону роботи гвинтовентилятора недоступна для експериментальних досліджень);

- висока вартість проведення досліджень (вартість експериментального устаткування й енергії постійно зростає).

На початковому етапі проєктування, коли необхідно визначити основні параметри ступеня гвинтовентилятора, використовують розрахункові методи (або математичне моделювання) [66].

Застосування розрахункових методів дослідження має ряд переваг:

- дозволяють за короткий проміжок часу провести дослідження декількох варіантів течії газу у гвинтовентиляторах, на всіх можливих режимах їх роботи, при будь-яких експлуатаційних числах Маху й Рейнольдса, а потім вибрати оптимальний;

- розрахункові методи порівняно прості;

- їх вартість порівняно невисока, тому що вартість обчислювальної техніки й програмного забезпечення постійно знижується.

Поряд з явними перевагами, розрахункові методи мають і свої недоліки, головним з яких є не завжди висока точність дослідження.

Для створення розрахункових методів дослідження необхідно побудувати математичну модель реального фізичного процесу (течії газу у гвинтовентиляторі). При цьому буде потрібно певні допущення фізичного

характеру (наприклад, течія газу може вважатися просторовою, одномірною або двомірною; газ нев'язким, нестисливим і т. п.). Результат – модель течії газу спрощується з одночасним зниженням точності розрахунків.

При наявності сучасної обчислювальної техніки розрахункові методи дозволяють проводити дослідження за невеликий проміжок часу, а для підготовки й проведення розрахункових досліджень досить одного-двох фахівців і однієї ЕОМ, що говорить про простоту застосування розрахункових методів. Одночасно із цим сучасна обчислювальна техніка надає дослідникові зручне подання результатів досліджень.

Сьогодні дослідження вчених спрямовані на підвищення точності розрахункових методів. Однак для перевірки роботи вузла (гвинтовентилятора), спроектованого розрахунковими методами, обов'язково необхідно проводити експериментальні дослідження.

Як уже було сказано вище, течія газу в проточній частині гвинтовентилятора – це дуже складний процес. Але він добре може бути описаний системою рівнянь механіки суцільних середовищ. Ці рівняння занадто складні для того, щоб мати аналітичний розв'язок. Однак існує великий клас завдань газодинаміки, у яких припустимо використання різних спрощених математичних моделей течії газу. Так, при скороченні числа просторових координат до одномірної моделі, а також деяких інших спрощеннях (швидкість, тиск, температура, щільність газового потоку усереднюються) можна одержати систему рівнянь, яку досить просто розв'язати аналітичними методами [66, 67].

Простота й можливість швидко одержати ряд важливих розрахункових даних необхідних при проектуванні – основні переваги аналітичних методів дослідження. Однак, ці методи вимагають залучення занадто грубих спрощень фізичного характеру, що обмежує поле застосування методу.

Незважаючи на те, що аналітичні методи широко застосовуються в практиці авіаційного двигунобудування (вони необхідні на початкових етапах проектування ГТД, наприклад, коли необхідно визначити основні параметри

майбутнього двигуна), такі методи можна використовувати тільки при розрахунках течії в каналах простої форми й в ідеалізованих умовах обтікання.

Більш складні моделі течії газу вимагають залучення значно менших спрощень фізичного характеру в порівнянні з аналітичними методами. Досить вірогідно описує течію газу система рівнянь Нав'є-Стокса (система рівнянь механіки суцільних середовищ). Однак розв'язати її аналітично неможливо – такі моделі вимагають застосування чисельних методів розв'язку [67, 70-73].

Ці методи складніші й вимагають від дослідника великого досвіду роботи з ними. При цьому на розв'язок системи рівнянь Нав'є-Стокса необхідно більше часу, ніж на аналітичні розв'язки, але значно менше, ніж на експериментальні дослідження.

Серед основних переваг чисельних методів можна виділити наступне:

- з їхньою допомогою можна досліджувати течію в проточних частинах будь-якої геометричної складності;
- вони охоплюють усі можливі в експлуатації двигуна умови роботи;
- дані методи дають будь-яку інформацію про розподіл параметрів газового потоку як на поверхні проточної частини, так і в потоці газу;
- помірна вартість і тимчасові витрати на дослідження.

До основних недоліків чисельних методів можна віднести наступне:

- дані методи вимагають удосконалення моделей турбулентності для розрахунків в'язких течій (тому що вони побудовані на основі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса);
- недостатня точність розв'язку, що залежить від досвіду дослідника;
- необхідні швидкодіючі ЕОМ з більшим об'ємом пам'яті.

Однак безсумнівна перевага позитивних якостей чисельних методів над їхніми недоліками є причиною зростаючої ролі таких методів дослідження при проектуванні ГТД, особливо при створенні нових компонувань. А завдяки тому, що результати чисельних досліджень по своїй науковій і практичній цінності близькі до експериментальних досліджень, а їх вартість значно менша, популярність чисельних методів стрімко зростає. Так, крім газодинамічних

досліджень, методи чисельної газодинаміки відіграють важливу роль у метеорології, ядерній фізиці й різних інженерних дисциплінах [67, 70-73].

Перелік якостей розглянутих методів дослідження течії газového потоку в проточній частині гвинтовентилятора представлено в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1

Якості методів	Розрахункові методи	Експериментальні методи	Аналітичні методи	Чисельні методи
Допущення фізичного характеру	є	немає	є (занадто грубі)	є (менш грубі)
Точність результатів дослідження	невисока	висока	невисока	недостатня
Час проведення дослідження	кілька годин	кілька місяців	швидко	кілька днів-тижнів
Простота застосування методу	просто	складно	просто	складно
Надання результатів дослідження	зручне	незручне		
Експлуатаційний діапазон застосування	достатній	недостатній	недостатній	достатній
Вартість застосування методу	дешево	дорого		помірна

Отже, найбільш оптимальним є комплексний метод дослідження течії газу у гвинтовентиляторі, який базується на фізичному та математичному моделюванні одночасно. Цей метод включає моделі та алгоритми різного рівня складності та є найбільш ефективним серед різноманітних підходів до розв'язування проблеми дослідження течії у гвинтовентиляторах.

2.2 Обґрунтування параметрів чисельного експерименту

2.2.1 Основні складові чисельного експерименту

Чисельні методи дослідження здатні дати інформацію експериментального характеру. Разом із цим, за своїми властивостями вони мають багато спільного як з аналітичними методами дослідження, так і з експериментальними. Внаслідок чого такі методи часто називають чисельним експериментом.

Чисельний експеримент – метод дослідження складних течій газу, що заснований на побудові за допомогою ЕОМ математичних моделей явища, що досліджується. При цьому за одними параметрами математичної моделі обчислюються інші її параметри, а потім на цій основі робляться висновки щодо властивостей явища, яке описується математичною моделлю [67, 70-73].

На початковому етапі чисельного експерименту формулюються основні закони, що впливають на об'єкт дослідження (у нашому випадку об'єктом дослідження є потік газу через ступінь гвинтовентилятора). Потім у формі системи рівнянь (алгебраїчних, диференціальних, інтегральних і т. д.) будується математична модель цих законів. При математичному моделюванні прийнято приймати деякі допущення фізичного характеру, якщо вони суттєво не впливають на хід досліджуваного явища.

За допомогою чисельного методу створюється скінченнорізницевий аналог прийнятої системи рівнянь (у випадку, якщо математична модель представлена системою диференціальних рівнянь, то похідні в такому рівнянні замінюються скінченними різницями). При цьому дискретизується область

дослідження, тобто будується розрахункова сітка, і знаходиться розв'язок для кожного вузла сітки. Після формулювання завдання в математичній формі переходимо до її розв'язку з використанням ЕОМ. Для цього розробляється алгоритм обчислень і створюється програма, що реалізує цей алгоритм [67, 70-73].

Після установки програми задаються початкові й граничні умови – починається етап проведення обчислень і аналізу результатів. Отримані результати аналізують на їхню відповідність явищу, що досліджується. При необхідності корегуються основні закони, що впливають на об'єкт дослідження, уточнюється математична модель, вносяться зміни в чисельний метод, коректується алгоритм обчислень.

Таким чином, схему реалізації чисельного експерименту загалом можна представити як: Модель - Метод - Програма (рис. 2.1) [67, 70-73].

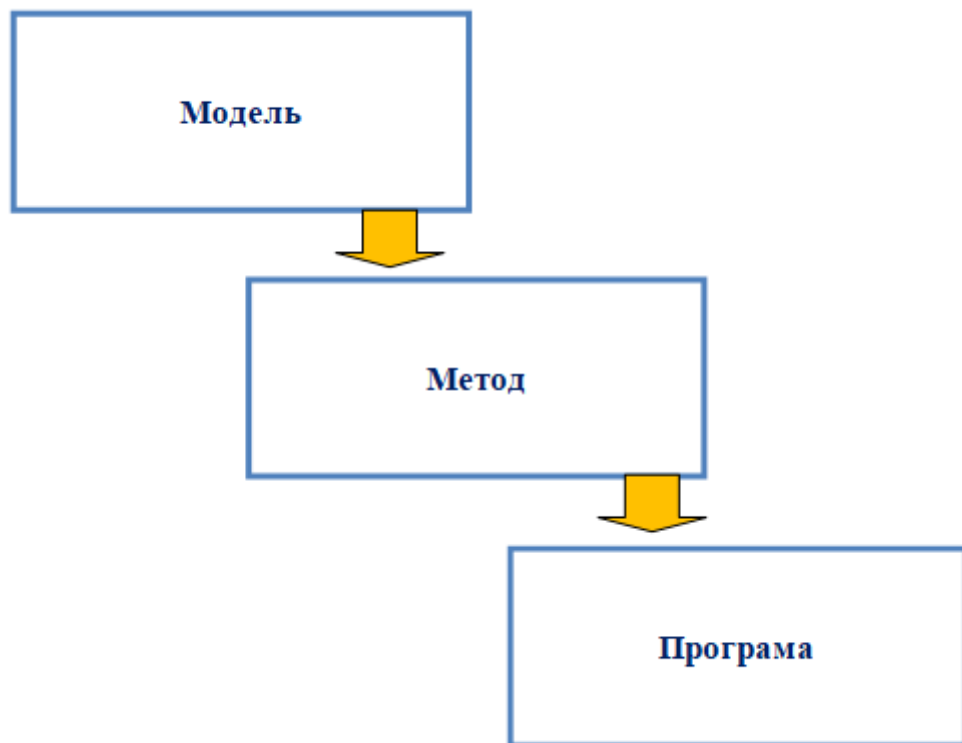


Рис. 2.1. Схема реалізації чисельного експерименту

2.2.2 Система рівнянь Нав'є-Стокса

Відомо, що течія реального газу в проточній частині без яких-небудь геометричних спрощень із прийнятним рівнем точності описується рівняннями Нав'є-Стокса – диференціальними рівняннями руху в'язкої рідини (газу) [67, 70-73].

В'язкість – ця властивість рідин і газів чинити опір переміщенню однієї їх частини щодо іншої. В'язкість газового потоку обумовлює наявність примежевого шару, характер течії в якому відрізняється від течії у ядрі потоку. Це викликано тим, що газовий потік у примежевому шарі гальмується й втрачає кінетичну енергію руху в напрямку ліній потоку на зовнішній межі примежевого шару. Між шарами, що рухаються з різними швидкостями, діють дотичні сили внутрішнього тертя: шар, що рухається швидше, захоплює за собою шар, що рухається повільніше, а той у свою чергу гальмує перший [66, 67, 70-73].

Для опису руху газового потоку необхідно знати швидкість $V(x, y, z, t)$ і тиск $P(x, y, z, t)$ газу в точці (x, y, z) простору в момент часу t . Таким чином, рівняння Нав'є-Стокса, названі на честь французького фізика Клода-Луї Нав'є (1785-1836) і англійського фізика Джорджа Габрієля Стокса (1819-1903), представляють собою систему диференціальних рівнянь, що зв'язують зміни швидкості, тиску й в'язкості газу (рідини) і використовуються в теоретичній гідрогазодинаміці [66, 67, 70-73].

Для визначення залежності швидкості та тиску в потоці газу від координат і часу рівняння Нав'є-Стокса вирішують разом з рівнянням нерозривності, рівнянням закону збереження енергії, рівнянням стану газу. Крім того, повинна бути задана залежність в'язкості газу від параметрів стану [74-76]:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + 1/Re \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) + f_x, \\
\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + 1/Re \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) + f_y, \\
\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + 1/Re \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) + f_z, \\
\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} &= 0.
\end{aligned} \tag{2.1}$$

де (x, y, z) – точка простору;

u, v, w – три компоненти швидкості, відповідні до кожної координати;

ρ – густина газу;

$P(x, y, z)$ – тиск газу;

$f(f_x, f_y, f_z)$ – векторне поле масових сил;

Re – число Рейнольдса – критерій подібності для течії в'язких газів (рідин), що характеризує відношення сил інерції до сил в'язкості.

З огляду складності рівнянь Нав'є-Стокса їх точні розв'язки вдається одержати тільки для деяких найпростіших завдань газо- і гідродинаміки, що взагалі не представляють фізичного інтересу або малоцікаві. У більшості реальних випадків наближені розв'язки знаходяться за допомогою математичного моделювання, що вимагає величезних обчислювальних витрат. Важливим завданням на шляху розвитку чисельної газодинаміки є подальше вдосконалення методів і способів розрахунку просторової течії реального газу.

2.2.3 Побудова просторових розрахункових сіток і їх види

Система диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса, що описує течію газу, є досить складною, і розв'язати її аналітично поки неможливо. Тому на практиці досліджень газових потоків широко застосовуються чисельні методи розв'язку таких рівнянь. Для цього суцільну розрахункову область, через яку протікає

газовий потік, представляють як сукупність ізольованих вузлів або у вигляді сітки, тобто суцільна розрахункова область представляється як дискретна. Розв'язок рівнянь знаходиться тільки в цих вузлах, при цьому застосовується не система диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса, а її скінченнорізницевий аналог. Його одержують шляхом заміни всіх часткових похідних скінченними різницями, у результаті чого кожне диференціальне рівняння записується як лінійне алгебраїчне рівняння. Однак, розв'язок системи отриманих алгебраїчних рівнянь не є розв'язком системи диференціальних рівнянь, тому що при побудові її скінченнорізницевого аналога застосовуються деякі спрощення. Разом із цим, при коректно побудованому скінченнорізницевому аналогу й правильному його застосуванні розв'язок виходить із достатньою для практики точністю [66, 74-76].

Розглянемо квадратну область $0 \leq x \leq 1$, $0 \leq y \leq 1$, через яку протікає газовий потік, для прикладу переходу від суцільної області до дискретної (рис. 2.2) [66].

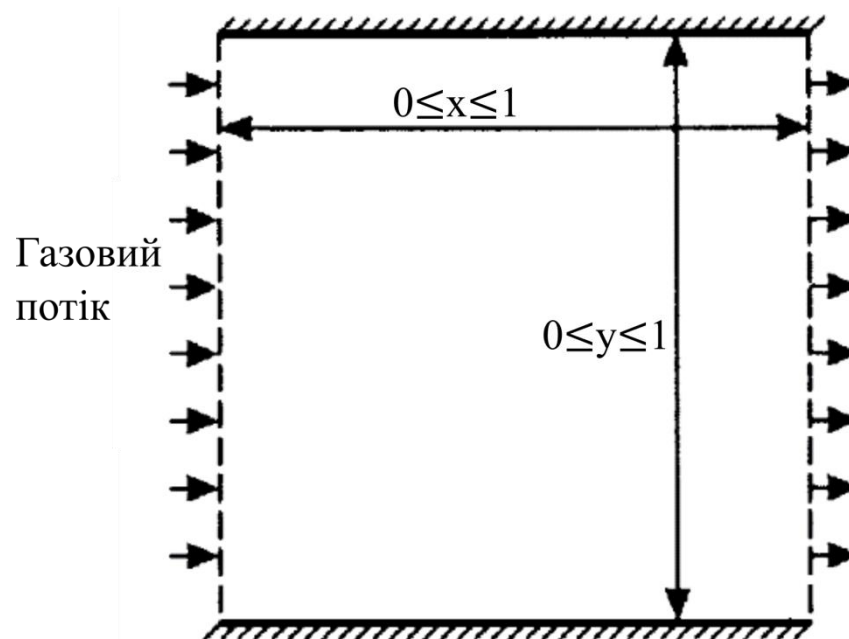


Рис. 2.2. Область течії газу

У цій області необхідно знайти значення швидкості u у довільному місці, тобто знайти розв'язок $u(x, y)$ рівняння в часткових похідних. Для цього введемо

сітку й будемо шукати розв'язок не у вигляді $u(x, y)$, а у вигляді $u(i\Delta x, j\Delta y)$. Отримана просторова розрахункова сітка називається скінченнорізницева сітка (рис. 2.3) [66].

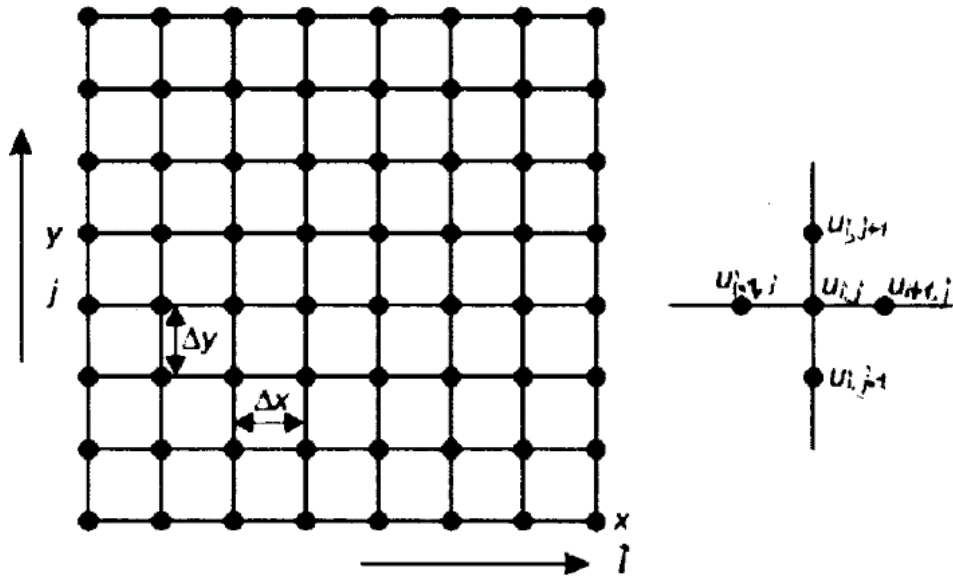


Рис. 2.3. Приклад скінченнорізницевої сітки

Положення вузлів сітки усередині області визначається величинами i, j , тому різницеві рівняння записуються для довільного вузла (i, j) , при цьому використовуються значення функції u і в цьому вузлі сітки, і в сусідніх вузлах. Тому якщо $u_{i,j} = u(x_0, y_0)$, то [66, 74-76]:

$$\begin{aligned} u_{i+1,j} = u \quad u_{i-1,j} = u, \\ u_{i,j+1} = u, \quad u_{i,j-1} = u. \end{aligned} \quad (2.2)$$

Щоб краще зрозуміти ідею заміни часткових похідних скінченними різницями, згадаємо визначення похідної від функції $u(x, y)$ у вузлі (x_0, y_0) [66, 74-76]:

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{u(x_0 + \Delta x, y_0) - u(x_0, y_0)}{\Delta x} \quad (2.3)$$

Якщо функція $u(x, y)$ безперервна, а Δx – досить мале, але скінченне, то до значення похідної $\frac{\partial u}{\partial x}$ буде близьким значення різниці $\frac{u(x_0 + \Delta x, y_0) - u(x_0, y_0)}{\Delta x}$.

Описані вище (рис. 2.2, 2.3) регулярні сітки зі сталими кроками $\Delta x, \Delta y$ у всій розрахунковій області є найбільш зручними для проведення розрахунків. Однак, на практиці такі сітки не вдається використовувати через те, що межа розрахункової області не збігається з вузлами регулярної сітки внаслідок геометричної складності обтічного тіла (наприклад, лопаткового вінця). Тому застосовувати квадратну або навіть прямокутну розрахункову область практично ніколи не вдається. Замість цього широко застосовуються нерегулярні сітки, які повторюють форму обтічного тіла [66, 74,77].

Нерегулярні сітки також використовують і внаслідок того, що при розрахунках течії газу чисельними методами вони працюють не на суцільному розрахунковому полі, а на дискретизованому, тобто розв'язок шукається не по всьому розрахунковому полю, а тільки у вузлах розрахункової сітки.

Параметри течії газу в різних зонах розрахункової області, а також у різних напрямках змінюються з різною інтенсивністю. Так, у ядрі потоку параметри течії міняються незначно, тому тут не потрібна занадто щільна сітка. Однак у примежевих шарах навпаки – параметри течії газу міняються на малих відстанях у напрямку нормального до поверхні лопатки. Тому для раціонального використання ресурсів обчислювальної техніки в деяких підобластях сітку роблять більш щільною. Таким чином, відбувається адаптація просторової розрахункової сітки до газового потоку, у результаті чого утворюється адаптивна сітка [66, 74,77].

Вдалий розподіл вузлів в розрахунковій області багато в чому визначає рівень точності результатів розрахунків. Тому одержати адаптивну сітку щодо газового потоку можна тільки в автоматичному режимі, коли без втручання дослідника алгоритм адаптації здійснює раціональний розподіл вузлів уздовж ліній сітки відповідно до поточного розв'язку.

У результаті відображення просторової розрахункової області на одиничний куб у перетвореному просторі виходить одноблочна сітка. Незважаючи на те, що дана сітка є простою та популярною при розрахунках просторового обтікання тіла, вона не завжди забезпечує раціональний розподіл вузлів по розрахунковій області, оскільки геометрія обтічного тіла (наприклад, гвинтовентилятора) дуже часто досить складна. У більшості випадків при використанні одноблочної сітки доводиться робити її занадто щільною у тих областях, де умови течії газу цього і не потребують. Внаслідок чого, нераціонально використовуються ресурси ЕОМ (оперативна пам'ять, час обчислення). При використанні багатоблочної сітки це можна уникнути [66, 74,77].

В областях, де потрібна щільна сітка, будується один або кілька блоків, а в інших областях – інші блоки. Таким чином, багатоблочна сітка складається з декількох з'єднаних між собою блоків, кожний з яких являє собою одноблочну сітку, що покриває частину розрахункової області. Така сітка дозволяє раціонально розподілити вузли по розрахунковій області, але її побудова значно складніша, чим побудова одноблочної сітки. Крім того, виникає проблема стикування розв'язку між різними блоками [66, 74,77].

Вибір типу просторової розрахункової сітки залежить від багатьох факторів і, зокрема, від того, чи буде враховуватися вплив в'язкості. Найбільш придатними для розрахунків в'язких течій, що описуються системою диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса, є сітки, межі яких повторюють форму обтічного тіла. У цих сітках [66, 74,77]:

- координатні лінії одного сімейства повинні бути приблизно ортогональними поверхні тіла;
- вузли вздовж цього координатного напрямку повинні згущатися при наближенні до поверхні тіла;
- координатні лінії двох інших сімейств повинні охоплювати обтічну поверхню.

Все це необхідно для забезпечення потрібної точності розрахунків тонкого в'язкого шару близько поверхні тіла.

Отже, розрахункова сітка вважається оптимальною, якщо помилка чисельного рішення, що викликана дискретністю опису явища, однаково розподілена у всіх вузлах сітки. Так як помилка в розв'язку заздалегідь невідома, то єдиним способом одержання оптимальної розрахункової сітки є її адаптація до поточного розв'язку [66, 74,77].

2.2.4 Методи розв'язку системи диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса

Чисельний розв'язок задач, що пов'язані не тільки із течією газу, але й з теплообміном і іншими супутніми процесами, можна виконувати, коли закони, що управляють цими процесами, виражені в математичній формі (звичайно у вигляді диференціальних рівнянь). Як уже було сказано раніше, течія газу (рідини) описується системою диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса. Основна ідея чисельного розв'язку полягає в апроксимації диференціальних рівнянь поставленої задачі, тобто в побудові дискретного аналога розв'язуваної задачі. У результаті чого розв'язок задачі зводиться до розв'язку систем лінійних алгебраїчних рівнянь [66, 70-77].

Існують різні методи розв'язку системи диференціальних рівнянь [66, 70-77] :

- метод скінченних різниць;
- метод скінченних об'ємів;
- метод скінченних елементів;
- метод згладжених частинок;
- метод з використанням функції розподілу імовірності.

Зараз найбільшу поширеність одержали метод скінченних об'ємів і метод скінченних елементів. Під час розрахунків в дисертаційній роботі використовувався метод скінченних об'ємів (англ. – Finite Volume Method,

FVM), який представляє собою головний спосіб розв'язку зв'язаних рівнянь переносу імпульсу та турбулентності. Даний метод використовує формулювання рівнянь в інтегральній формі та є одним з найбільш часто застосовуваних в інженерних додатках. Перевага цього методу полягає у виконанні як локальних, так і глобальних законів збереження, що є надзвичайно важливо.

Основна ідея методу скінченних об'ємів [66, 70-77]:

- розрахункову область розбивають на деяке число непересічних контрольних об'ємів таким чином, що кожна вузлова точка знаходиться в одному контрольному об'ємі;
- диференціальне рівняння інтегрують по кожному контрольному об'єму;
- для обчислення інтегралів використовують кускові профілі, що описують зміну шуканої функції між вузловими точками;
- знаходять дискретний аналог диференціального рівняння, у який входять значення шуканої функції в декількох вузлових точках.

При цьому отриманий таким чином дискретний аналог виражає закон збереження шуканої функції для скінченного контрольного об'єму точно також, як диференціальне рівняння виражає закон збереження для нескінченного малого контрольного об'єму.

Однією з важливих властивостей методу скінченних об'ємів є те, що в ньому закладене точне інтегральне збереження таких величин, як маса, кількість руху та енергія на будь-якій групі контрольних об'ємів і, отже, на всій розрахунковій області. Ця властивість проявляється при будь-якому числі вузлових точок, а не тільки в граничному випадку дуже великого їхнього числа. Таким чином, навіть розв'язок на грубій сітці задовольняє точним інтегральним балансам. При цьому метод скінченних об'ємів може застосовуватися з будь-яким типом сітки (сітка визначає тільки межі контрольного об'єму та немає потреби в прив'язці до системи координат), так що він застосовний для складних геометрій [66, 70-77].

Метод скінченних об'ємів має переваги нескладного програмування, математичної простоти та фізичної адекватності. Внаслідок цих достоїнств,

даний метод більш прийнятний для більшості дослідників-програмістів і використовується у великій кількості комерційних програм чисельного розв'язку завдань гідро- і газодинаміки.

2.2.5 Моделі турбулентності

В аеродинаміці виділяють дві основні течії газу – ламінарну й турбулентну. Особливі труднощі для вивчення й моделювання викликає саме турбулентна течія [66, 70-77].

Турбулентна течія (від лат. *turbulentus* – бурхливий, безладний) – течія газу, при якій частинки газу роблять несталі безладні рухи по складним траєкторіям. При турбулентній течії швидкість газу та його тиск у кожній точці потоку хаотично пульсують. На відміну від ламінарної течії, при турбулентній течії відбувається інтенсивне перемішування газу, що рухається, за рахунок зародження, взаємодії і зникнення в ньому вихрових рухів різних масштабів, а також лінійних і нелінійних хвиль і токів. Турбулентна течія виникає внаслідок втрати сталості ламінарної течії, що настає при значеннях числа Рейнольдса *Re* вище критичного, характерного для даних умов течії. Моделювання турбулентної течії газу – одна з найбільш важких і невирішених проблем у гідрогазодинаміці та теоретичній фізиці [66, 74].

На сьогоднішній день моделювання турбулентності можливо різними способами. Найбільш перспективний підхід заснований на статистичних методах, однак поки ще він далекий від практичного застосування. Тому в розрахунковій практиці зараз домінує напівемпірична теорія турбулентності, заснована на розв'язку рівнянь Нав'є-Стокса (рівняння руху в'язкого газу (рідини)), осереднених за Рейнольдсом (англ. Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS). Ці рівняння виведені Осборном Рейнольдсом у 1895 році й описують осереднену за часом турбулентну течію газу (рідини). Метод осереднення за Рейнольдсом полягає у заміні випадково мінливих характеристик потоку

(швидкості, тиску, щільності) сумами осереднених і пульсаційних складових [66, 74].

Особливість рівнянь Рейнольдса (у порівнянні з вихідними рівняннями Нав'є-Стокса) полягає в тому, що в них з'явилися нові невідомі функції, які характеризують уявні турбулентні напруги (напруги Рейнольдса). Система рівнянь Рейнольдса містить шість невідомих і виявляється незамкненою, у зв'язку із чим для її розв'язку доводиться залучати додаткову інформацію. Напруження Рейнольдса є випадковими величинами, тому в розрахунках використовують статистичні дані про їхню величину (моделі турбулентності), які одержують шляхом аналізу результатів експерименту. Також необхідно відзначити, що напруження Рейнольдса є властивістю течії (а не властивістю газу), тому, якщо умови розглянутого завдання будуть суттєво відрізнятися від умов, у яких були отримані статистичні дані про величину напружень Рейнольдса, результати розрахунків можуть виявитися якісно невірними. На сьогодні розроблена значна кількість моделей турбулентності різної складності, що дозволяють оцінити (змоделювати) величину турбулентних напружень у різних умовах [66,74, 77-81].

Моделі для розрахунків турбулентних течій відрізняються одна від одної складністю розв'язку та точністю опису течії, однак спільною для них є основна ідея – припущення про існування середньої швидкості потоку й середнього відхилення від нього, тобто $\mathbf{u} = \underline{\mathbf{u}} + \mathbf{u}'$. Після спрощення рівнянь Нав'є-Стокса в них, крім невідомих середніх швидкостей, з'являються добутки середніх відхилень $u'_i u'_j$. Різні моделі по-різному їх моделюють [66, 78-81].

При осередненні рівнянь Нав'є-Стокса турбулентний потік з характерними для нього хаотично переплетеними лініями струменя та траєкторіями замінюється впорядкованим шаруватим (але не ламінарним) потоком. Сталий осереднений турбулентний потік газу в примежевому шарі (рис. 2.4) представляється як ряд шарів еквідистантних твердій стінці [66, 78-81].

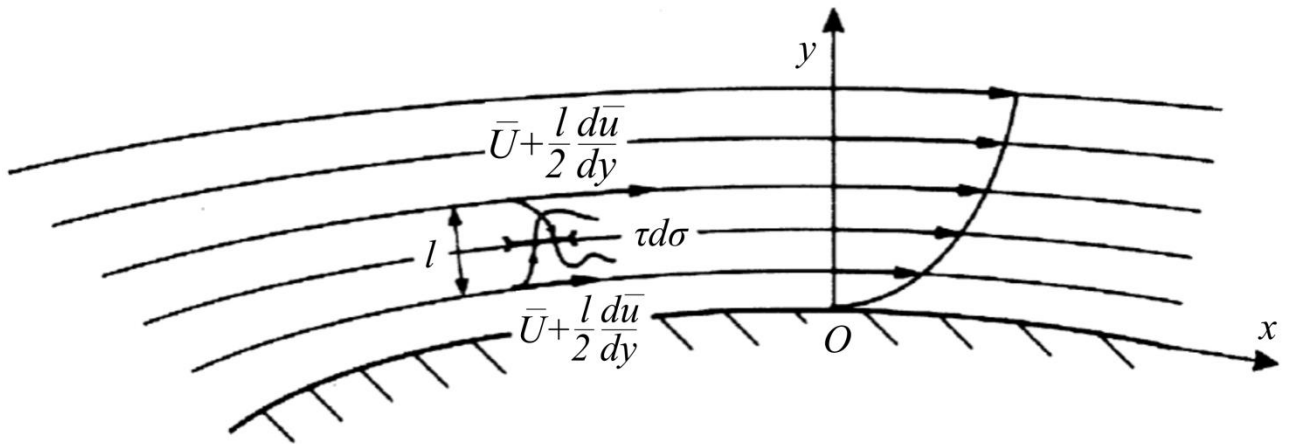


Рис. 2.4. Сталий осереднений турбулентний потік

Лінії потоку цього умовно введеного осередненого руху непроникні одна для одної. У той же час, вони проникні для пульсаційного руху, який переносить із шару в шар крізь лінії потоку імпульс (кількість руху), тепло, речовину й інші види фізичних субстанцій. У ламінарному потоці носіями цих фізичних субстанцій є молекули, а перенос здійснюється за рахунок молекулярного переносу. У турбулентному потоці носіями субстанцій виступають кінцеві об'єми газу (молі), а перенос відбувається за рахунок молярного переносу. Тому і самі процеси турбулентного переносу називають молярними, на відміну від молекулярних процесів переносу в ламінарних потоках.

Лінії потоку пульсаційного руху перетинають лінії потоку осередненого руху, проникають із одного шару осередненого руху в інший і створюють при цьому перемішування газу крізь площинки, розташовані уздовж ліній потоку осередненого руху. Таке перемішування називається турбулентним або молярним і супроводжується переносом крізь межу між шарами імпульсу (кількості руху), тепла й інших механічних або термодинамічних параметрів осередненого руху газу.

Перенос імпульсу (кількості руху) створює турбулентне тертя між шарами, а перенос тепла обумовлює турбулентну теплопровідність. Механізм турбулентного перемішування однаковий як для тертя, так і для теплопровідності; різниця тільки в особливих властивостях перенесеної пульсаційним рухом субстанції – імпульсу (кількості руху) або тепла.

Ще в 1877 році Жозеф Буссінеск висунув гіпотезу на підставі аналогії між ламінарним рухом в'язкого газу й турбулентним осередненим його рухом, що турбулентна дотична напруга (зсувна напруга) визначиться співвідношенням [66, 78-81]:

$$\mu_t = -\rho \overline{u'v'} = A \frac{du}{dy}, \quad (2.4)$$

у якій замість дійсної швидкості u треба використовувати осереднену \underline{u} , а замість коефіцієнта в'язкості μ – коефіцієнт турбулентного обміну A , який можна приймати як турбулентну (уявну) в'язкість μ_t , тобто $A = \mu_t$.

Величина A у формулі 2.4 є динамічним коефіцієнтом турбулентної в'язкості та має різні значення в різних місцях течії газу: в області нев'язкої течії (ядро потоку) – близький до нуля, а в області домінуючого впливу в'язкості (примежевий шар) – на кілька порядків перевищує динамічний коефіцієнт в'язкості газу. Таким чином, моделі турбулентності для замикання рівнянь Рейнольдса, у яких використовується гіпотеза Буссінеска, називаються моделями турбулентної в'язкості [66, 78-81].

Найчастіше при інженерних розрахунках застосовуються прості алгебраїчні моделі турбулентності, що використовують гіпотезу Буссінеска. Одна з найбільш успішних моделей була запропонована Людвігом Прандтлем в 1925 році. Сутність її в тому, що динамічний коефіцієнт в'язкості складається з динамічного коефіцієнта в'язкості, що характеризує ламінарний потік μ_λ , і динамічного коефіцієнта в'язкості, що характеризує турбулентний потік, який називають динамічним коефіцієнтом турбулентної в'язкості μ_t [66, 78-81]:

$$\mu = \mu_\lambda + \mu_t. \quad (2.5)$$

Для ламінарного потоку динамічний коефіцієнт в'язкості μ_t залежить від температури та знаходиться за простим співвідношенням [66, 78-81]:

$$\mu_t = \nu \rho, \quad (2.6)$$

де ν – кінематична в'язкість речовини;

ρ – густина речовини при робочих умовах.

Для турбулентного потоку динамічний коефіцієнт в'язкості μ_t . Прандтль запропонував визначити як [66, 78-81]:

$$\mu_t = \rho l^2 \left| \frac{\partial u}{\partial y} \right|, \quad (2.7)$$

де l – довжина шляху змішування (рис. 2.3), яку можна трактувати як відстань у поперечному напрямі, на якому турбулентні частинки ще зберігають свій власний імпульс (дорівнює довжині вільного пробігу частинок до зіткнення або змішування).

Обчислення l залежить від типу течії (примежевий шар, потік, слід і т. п.) і є функцією координати y . Емпірична формула Прандтля має вигляд [66, 78-81]:

$$\frac{l}{\delta} = 0,14 - 0,08 \left(1 - \frac{y}{\delta} \right)^4, \quad (2.8)$$

де δ – товщина примежевого шару;

y – поперечна координата.

Формула 2.7 дає задовільні результати для течії у примежевому шарі, однак у зовнішньому шарі необхідне уточнення моделі турбулентності.

Таким чином, найбільш прості моделі турбулентності, використовувані в розрахунковій практиці, засновані на емпіричних співвідношеннях для коефіцієнта турбулентної в'язкості або довжини шляху змішування Прандтля.

У першому випадку вважають, що турбулентні напруження тертя зв'язані із властивостями осередненої течії такою ж залежністю, якою звичайне

молекулярне в'язке тертя пов'язане з полем швидкостей (гіпотеза Буссінеска) [66, 78-81].

Модель же Прандтля розглядає рух частинок рідини при турбулентній течії подібно руху молекул газу. Тоді масштаб турбулентності відповідає довжині вільного пробігу молекули, а пульсаційна швидкість – її тепловій швидкості. Прандтль зв'язав турбулентну в'язкість з осередненою швидкістю за допомогою деякої відстані, названої їм довжиною шляху змішування l , на якій частинки зберігають осереднені значення імпульсу (кількості руху), температури, концентрації. Таким чином, моделювання турбулентних потоків зводиться до підбору придатних емпіричних виражень для зв'язку турбулентної в'язкості з осередненими параметрами течії. У найпростішому випадку вирішується тільки одне диференціальне рівняння переносу (у західній літературі моделі з одним рівнянням відомі за назвою «zero equation models») [66, 78-81].

Незважаючи на відомі недоліки обох моделей, при розумному використанні вони дають прийнятні результати й заощаджують час.

Модель Спаларта-Аллмараса (модель SA) заснована на гіпотезі Буссінеска та відноситься до класу однопараметричних моделей турбулентності, тому що в ній вирішується одне додаткове рівняння переносу коефіцієнта турбулентної в'язкості. Це низькорейнольдсова модель, яка описує всю область течії газу, включаючи пристінні шари. Первісно модель була запропонована для розв'язку аеродинамічних задач і показала гарні результати для межових шарів, що піддаються значним градієнтам тиску. Модель SA вигідно відрізняють відносно гарна стійкість і надійність, а також не занадто високі вимоги до щільності розрахункової сітки. Досвід показує, що дана модель не дуже добре описує зсувні та відривні течії, а також затухання турбулентності. Перевагою цієї моделі є її сталість і добра збіжність [66, 78-81].

Донедавна найбільшою популярністю серед диференціальних моделей турбулентності користувалися двопараметричні моделі турбулентності, засновані на розгляді кінетичної енергії турбулентних пульсацій k . Так ці моделі називаються тому, що в них коефіцієнт турбулентної в'язкості μ_t визначається

через два параметри, для яких вирішуються додаткові диференціальні рівняння в часткових похідних. У якості другого рівняння використовують або рівняння переносу швидкості дисипації енергії ε , або питомої швидкості дисипації енергії ω .

Модель k - ε широко використовується для вільних течій (струмінь, шар змішування і т. п.), але погано описує пристінні течії. Справа в тому, що при виводі основних рівнянь, що відносяться до швидкості дисипації ε , використовувалося допущення про більші значення локального числа Рейнольдса. Біля стінки це допущення порушується – локальне число Рейнольдса наближається до нуля [66, 78-81].

Модель k - ω добре описує пристінні течії, але вкрай незручна для вільних течій: залежно від завдання параметра частоти турбулентних пульсацій ω , прийнятого на межі розрахункової області, може бути отриманий значний розкид у результатах розрахунків. Крім того, розглянутий метод має низьку точність рішення в області вільної течії.

Головний недолік двопараметричних диференціальних моделей турбулентності полягає у використанні припущення про ізотропію турбулентної в'язкості (пульсаційні компоненти швидкості течії не залежать від напрямку) і моделюванні її у вигляді скалярної величини [66, 78-81].

Значною мірою складність моделей турбулентності, що використовують рівняння для Рейнольдсових напружень, пов'язана з необхідністю коректного урахування впливу стінки при розрахунках пристінних течій. Первісно k - ε моделі розроблялися для опису течій з розвинутою турбулентністю при значних турбулентних числах Рейнольдса. Однак у пристінній області, близько самої стінки, розташований дуже тонкий в'язкий підшар, у якому течія визначається молекулярною в'язкістю [66, 78-81].

Найбільш розповсюджений підхід до моделювання пристінних течій пов'язаний з використанням пристінних функцій – напівемпіричних співвідношень, які зв'язують параметри течії з відстанню від стінки. У результаті

моделюється тільки зовнішня область примежевого шару, що дозволяє скоротити обчислювальні ресурси [66, 78-81].

Інший підхід передбачає заміну пристінних функцій на двошарові моделі турбулентності. Моделі цього типу справедливі для розрахунків турбулентних течій у всій розрахунковій області, однак вимагають високого сіткового розділення в області примежевого шару [66, 78-81].

У розвиток двошарових моделей турбулентності великий внесок внесли роботи Флоріана Ментера [82-83]. Ґрунтуючись на тому, що моделі турбулентності типу $k-\varepsilon$ з високим ступенем вірогідності описують зсувні течії на віддаленні від стінки, а моделі типу $k-\omega$ мають перевагу при моделюванні пристінних течій, Ментер в 1993 році запропонував модель, що поєднує кращі властивості зазначених моделей.

Для цього $k-\varepsilon$ модель була переформульована в термінах k і ω , а потім в отримані рівняння була додана спеціальна функція, що відповідає за перемикання з однієї моделі турбулентності на іншу. По мірі віддалення від твердої стінки та наближення до межі примежевого шару функція наближається до нуля, а поблизу стінки має значення одиниці. Надалі цей прийом з успіхом застосовувався й в інших моделях турбулентності із двома рівняннями [82-83].

Розглянуті вище моделі турбулентності в ряді випадків виявляються малоприматними. Результати експериментів зі складними течіями свідчать про істотну різницю в розвитку окремих складових напружень Рейнольдса, що суперечить ідеї про ізотропність турбулентної в'язкості.

Перспективною моделлю, що дозволяє відмовитися від застосування турбулентної в'язкості й урахувати при цьому анізотропію турбулентності, є модель, у якій для замикання рівнянь Нав'є-Стокса використовуються рівняння переносу Рейнольдсових напружень разом з рівнянням для швидкості дисипації турбулентних пульсацій. Незалежно від форми запису рівнянь для Рейнольдсових напружень, невідомою величиною в рівнянні руху є швидкість турбулентної дисипації. Для її визначення, як правило, використовують емпіричні співвідношення. На жаль, диференціальні моделі Рейнольдсових

напружень (англ. – Reynolds Stress Model, RSM) вимагають значного уточнення для пристінних течій [82-83].

Таким чином, були описані найпоширеніші в інженерній практиці моделі турбулентності (від найпростіших алгебраїчних моделей, побудованих на аналітичних співвідношеннях, до більш складних, заснованих на концепції осереднення по Рейнольдсу), але існують і нові підходи до моделювання турбулентних течій: моделювання великих вихорів (англ.– Large Eddy Simulation, LES) і пряме чисельне моделювання (англ. – Direct Numerical Simulation, DNS).

Дрібномасштабна турбулентність є слабкою й містить менше Рейнольдсових напружень, ніж великомасштабні вихрові структури, а тому вона виключається з розрахунку. Головна проблема в моделюванні великих вихорів полягає в тому, що поблизу стінки всі вихори настільки малі, що розміри енергоємних і дисипуючих вихорів збігаються. Це, звичайно, створює серйозні обмеження по числу Рейнольдса для даного моделювання [82-83].

Значне місце в сучасних дослідженнях займає пряме чисельне моделювання, суть якого полягає в розв'язку повних тривимірних нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса без використання яких-небудь спеціальних моделей турбулентності. Однак навіть приблизна оцінка кількості вузлів і кроку за часом, що необхідні для точного прямого чисельного моделювання, означає додаткові проблеми в обчислювальному плані. Очевидно, що обмеження по об'єму комп'ютерної пам'яті роблять усі розрахунки прямого чисельного моделювання нереалізованими, за винятком малих чисел Рейнольдса [82-83].

Останнім часом компанії, що займаються розробкою та виробництвом турбомашин, активно впроваджують у процес проєктування методи обчислювальної гідродинаміки. Список завдань, що вирішуються методами обчислювальної гідродинаміки, постійно розширюється, з'являються нові моделі для опису фізичних явищ, удосконалюються чисельні методи, росте продуктивність обчислювальної техніки. Все це дає підстави вже зараз говорити

про пряме чисельне моделювання турбулентних течій. Правда, зазначений спосіб моделювання поки ще мало придатний для розв'язку інженерних завдань.

Отже, перелічені вище моделі (по зростанню складності) застосовуються в різних інженерних розрахунках залежно від необхідної точності [66, 80-83]:

1. модель Буссінеска – рівняння Нав'є-Стокса перетворюються до виду, в якому доданий вплив турбулентної в'язкості;
2. модель Спаларта-Аллмараса – вирішується одне додаткове рівняння переносу коефіцієнта турбулентної в'язкості;
3. $k - \varepsilon$ модель – вирішується два додаткові рівняння для транспорту кінетичної енергії турбулентності k і транспорту дисипації турбулентності ε ;
4. $k - \omega$ модель – схожа на попередню модель, але замість рівняння дисипації турбулентності ε вирішується рівняння для швидкості дисипації турбулентної енергії ω ;
5. осереднені рівняння Рейнольдса – вирішується сім додаткових рівнянь для переносу Рейнольдсових напружень;
6. метод великих вихорів – вплив вихорів менше, ніж розміри комірки розрахункової сітки, замінюється емпіричними моделями;
7. пряме чисельне моделювання – вирішуються нестационарні рівняння Нав'є-Стокса з дуже дрібним кроком за часом на дрібній просторовій сітці.

На жаль, на даний момент не існує універсальної моделі турбулентності для широкого діапазону течій. Вибір моделі турбулентності залежить від характеру турбулентного потоку, необхідної точності, доступних обчислювальних ресурсів і тимчасових витрат необхідних на процес моделювання. Для адекватного вибору моделі турбулентності необхідно чітко представляти властивості й обмеження кожної моделі турбулентності.

2.2.6 Модель Ментера SST

У даній роботі виконані інженерні розрахунки з використанням моделі турбулентності Ментера, що отримала назву «перенос зсувної напруги» (англ. –

Shear Stress Transport, SST). Ця модель запропонована Ментером в 1993 р. майже одночасно з моделлю Спаларта-Аллмараса (SA моделлю) і, таким чином, досвід її експлуатації також нараховує вже 30 років. Цей досвід свідчить про те, що дана модель по сукупності своїх якостей є однією із кращих серед існуючих моделей турбулентності.

SST модель Ментера – це широко використовувана й надійна модель турбулентності із двома рівняннями вихрової в'язкості, що застосовується в обчислювальній гідродинаміці. Вона комбінує в собі дві моделі турбулентності: $k - \varepsilon$ та $k - \omega$. При чому $k - \omega$ модель використовується у внутрішній області примежевого шару та перемикається на $k - \varepsilon$ модель у потоці вільного зсува [82-83].

Турбулентна SST модель не просто поєднує розповсюджені $k - \varepsilon$ та $k - \omega$ моделі, але й ураховує перенос зсувних напружень [82-83]:

- моделі типу $k - \omega$ забезпечують правильний опис пристінної турбулентності, однак чутливі до граничних умов у зовнішньому потоці;
- моделі типу $k - \varepsilon$ добре передбачають властивості вільних зсувних течій, але існують проблеми при розрахунках пристінних течій;
- у значній частині примежевого шару зсувна напруга SST пропорційна кінетичній енергії турбулентності k .

Таким чином, SST модель Ментера – гібридна модель: у пристінній області використовується $k - \omega$ модель, у зовнішньому потоці використовується $k - \varepsilon$ модель і в'язкість обмежена зсувною напругою SST.

Стандартна $k - \omega$ модель і перетворена $k - \varepsilon$ модель об'єднуються за допомогою емпіричної функції змішування F_1 , яка конструюється таким чином, що в пристінній області вона приймає одиничне значення ($F_1 = 1$ – межа примежевого шару в основному потоці), тобто в ній активізується стандартна $k - \omega$ модель, а вдалині від стінки дорівнює нулю ($F_1 = 0$ – це повне прилипання потоку до стінки) і тоді переважає використання перетвореної $k - \varepsilon$ моделі [82-83].

У першій редакції формулювання цієї “гібридної” моделі, записаної в термінах k (кінетична енергія турбулентності) і ω (питома швидкість її дисипації), виглядає в такий спосіб [82-83]:

$$\frac{D(\rho k)}{Dt} = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k] + P_k - \beta^* \rho \omega k \quad (2.9)$$

$$\frac{D(\rho \omega)}{Dt} = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_T) \nabla \omega] + \gamma \frac{\rho}{\mu_T} P_k - \beta \rho \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega} \quad (2.10)$$

Розрахунок генераційного члена P_k в рівняннях переносу (2.9) і (2.10) проводиться по формулі [82-83]:

$$P_k = \min(\mu_t S^2, 20 \beta^* \rho k \omega), \quad S^2 = 2 S_{ij} S_{ij} \quad (2.11)$$

а останній член $D_{k\omega}$ у правій частині рівняння переносу ω (так званий член з перехресною дифузійною – cross-diffusion term) визначається співвідношенням [82-83]:

$$D_{k\omega} = \frac{2 \rho \sigma_{\omega^2}}{\omega} (\nabla k) \cdot (\nabla \omega) \quad (2.12)$$

Для визначення турбулентної в'язкості за відомими значенням k і ω в SST моделі використовується нестандартне співвідношення $\mu_t = \rho k / \omega$ а вираз, що базується на відомій гіпотезі Бредшоу про пропорційність напруги зсува в пристінній частині примежевого шару енергії турбулентних пульсацій [82-83]:

$$\mu_T = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)}, \quad (2.13)$$

яке дозволяє уникнути характерного для k - ε моделей затягування відриву. Саме введення цього обмежувача (Shear Stress Transport або SST-обмежувач) визначило назву моделі Ментера.

Емпірична функція F_2 , що входить в (2.13), розраховується по формулі [82-83]:

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2), \quad (2.14)$$

де

$$\arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{0.09\omega d_w}, \frac{500\nu}{d_w^2\omega}\right),$$

d_w – відстань від розглянутої точки до найближчої точки твердої поверхні.

Нарешті, емпіричні константи моделі визначаються через відповідні константи k - ε і k - ω моделей за допомогою емпіричної функції F_1 [82-83]:

$$\sigma_k = F_1\sigma_{k1} + (1 - F_1)\sigma_{k2}, \quad \sigma_\omega = F_1\sigma_{\omega1} + (1 - F_1)\sigma_{\omega2}, \quad \beta = F_1\beta_1 + (1 - F_1)\beta_2 \quad (2.15)$$

де

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4), \quad \arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega d_w}, \frac{500\nu}{d_w^2\omega}\right), \frac{4\rho\sigma_{\omega2}k}{CD_{k\omega}d_w^2}\right]$$

$$CD_{k\omega} = \max\{D_{k\omega}, 10^{-20}\}. \quad (2.16).$$

Індекси “1” і “2” у формулі (2.15) відносяться відповідно до констант k - ω і k - ε моделей [82-83]:

$$\begin{aligned}\sigma_{k1} &= 0.85, \sigma_{\omega1} = 0.5, \beta_1 = 0.075, \\ \sigma_{k2} &= 1.0, \sigma_{\omega2} = 0.856, \beta_2 = 0.0828,\end{aligned}\quad (2.17)$$

а інші константи дорівнюють [82-83]:

$$\beta^* = 0.09, \kappa = 0.41, a_1 = 0.31, \gamma = \beta / \beta^* - \sigma_{\omega} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*}. \quad (2.18)$$

Граничні умови до рівнянь SST моделі (2.9), (2.10) задаються в такий спосіб. На твердій стінці кінетична енергія турбулентності за звичаєм дорівнює нулю, а її питома дисипація визначається по формулі [82-83]:

$$\omega_w = 10 \frac{6\nu}{\beta_1 \Delta y_1^2}, \quad (2.19)$$

де ν – молекулярна кінематична в'язкість;

$$\beta_1 = 0,075;$$

Δy_1 – величина першого пристінного кроку сітки.

На вхідних ділянках зовнішньої границі розрахункової області задається значення питомої дисипації [82-83]:

$$\omega_{\infty} = C \frac{U_{\infty}}{L} \quad (2.20)$$

де U_{∞} і L – характерні для даної течії швидкісний і лінійний масштаби, а рекомендовані значення константи C знаходяться у діапазоні 1÷10.

Що стосується величини кінетичної енергії турбулентності на вхідних границях, те її значення k_{∞} або задається безпосередньо (якщо воно відомо з експерименту чи визначене, виходячи з якихось інших фізичних міркувань), або

розраховується за величиною кінематичної турбулентної в'язкості на вхідній границі $(\nu_t)_\infty$, яка передбачається заданою [82-83]

$$k_\infty = \rho_\infty (\nu_t)_\infty \omega_\infty$$

SST модель на протязі багатьох років не зазнала будь-яких змін, і лише відносно недавно в неї були внесені деякі незначні зміни. Так, при обчисленні генераційного члена й члена з перехресною дифузією в рівнянні переносу кінетичної енергії турбулентності (2.11) пропонується замінити обмежники у виразі для функції F_1 (2.16) [82-83]:

$$P_k = \min(\mu_t S^2, 10\beta^* \rho k \omega), \quad CD_{k\omega} = \max\{D_{k\omega}, 10^{-10}\}, \quad (2.21)$$

а також трохи видозмінити формулу для розрахунків турбулентної в'язкості (2.13), замінивши в ній величину завихреності Ω на швидкість деформації S [82-83]:

$$\mu_T = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (2.22)$$

Треба, однак, відзначити, що при розрахунках більшості течій ці зміни не надають скільки-небудь значного впливу на одержувані результати.

Таким чином, використання $k - \varepsilon$ моделі у внутрішніх частинах примежевого шару дозволяє використовувати модель Ментера навпрост, аж до стінки через в'язкий підшар, в той час як $k - \omega$ модель з успіхом застосовується й для розрахунків надзвукових струминних течій. У вільному турбулентному потоці модель Ментера поводитья як $k - \varepsilon$ модель, тим самим уникаючи звичайної проблеми $k - \omega$ моделі, що полягає в тому, що вона занадто чутлива до початкових умов турбулентного потоку. При цьому у турбулентних шарах

змішування $k - \omega$ модель, що є складовою моделі Ментера, при середніх градієнтах тиску поводить себе як комбінація $k - \omega$ (у дозвукових областях шару) і $k - \varepsilon$ (у надзвукових областях). При більших нормальних напругах, наприклад, у застійних течіях і при русі газу з високими прискореннями, стандартна SST $k - \omega$ модель генерує занадто великі рівні турбулентності. Проте, ця тенденція значно слабкіше, ніж у нормальної $k - \varepsilon$ моделі. Стандартна SST $k - \omega$ модель успішно використовується при розрахунках взаємодії стрибків ущільнення із примежевими шарами й турбулентними шарами змішування [82-83].

2.3 Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик гвинтовентилятора ГТД. Тестові задачі

Сучасний стан розвитку і практичного використання методів обчислювальної гідрогазодинаміки (англ. Computational Fluid Dynamics – CFD) дозволяє на початкових етапах дослідження отримувати експертні оцінки щодо удосконалення складних технічних систем, що обумовлено відносною простотою постановки завдання і незалежності методики вирішення від робочого процесу, що досліджується.

Одним з ключових елементів газодинамічного розрахунку є обґрунтування та вибір найбільш раціональної, з точки зору тривалості розрахунку та адекватності одержуваних результатів, моделі турбулентної в'язкості і розрахункової сітки. Кожній моделі турбулентності відповідає своє коло завдань, для яких вона є найбільш прийнятною. Крім того, кожна модель турбулентності вимагає підбору параметрів і типу розрахункової сітки певної якості [74-75].

Нажаль, поки що, не існує універсальної моделі турбулентності для визначення параметрів примежевого шару, втрати енергії в потоці, ламінарно-турбулентного переходу і т. п.

Для отримання адекватного результату розрахунку потоку в лопатях рядів гвинтовентилятора (чи в іншому елементі силової установки) необхідно визначити раціональну, найбільш прийнятну модель. Саме тому дослідження

можливостей ряду визначених моделей турбулентної в'язкості при моделюванні обтікання співвісного гвинтовентилятора є актуальною науковою задачею.

Турбулентність залишається одним з надскладних явищ механіки рідини і газу. Методи дослідження турбулентності спираються на ряд фундаментальних теорій. Теорія турбулентності на даний час не є завершеною, збільшується кількість нових моделей, що враховують різноманітні фактори і властивості.

Практика чисельного експерименту показує, що існує необхідність вибору і обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для кожного типу об'єктів дослідження.

Об'єктом дослідження першої тестової задачі є дві компресорні решітки аеродинамічних профілів серії КР-33.

Решітки склалися з однакових профілів, відмінність полягає в куті установки цих профілів $63,5^\circ$ та $89,5^\circ$. Хорда профілю становила – 52 мм, крок решітки – 52 мм.

Для кожної компресорної решітки аеродинамічних профілів будувалася розрахункова область, що складається з 5 млн. комірок.

Робочим тілом обрано повітря за нормальних атмосферних умов.

Режим обтікання решіток змінювався в діапазоні приведеної швидкості $\lambda = 0,26 \dots 0,9$ та $\lambda = 0,265 \dots 0,8$.

При замиканні рівнянь Нав'є - Стокса використовувалась модель турбулентності SST Ментера.

За результатами моделювання течії у решітках побудовано залежність коефіцієнта втрат повного тиску σ від приведеної швидкості λ для решітки з кутом установки $63,5^\circ$ (рис.2.5) та залежність коефіцієнта втрат повного тиску σ від приведеної швидкості λ для решітки з кутом установки $89,5^\circ$ (рис.2.5).

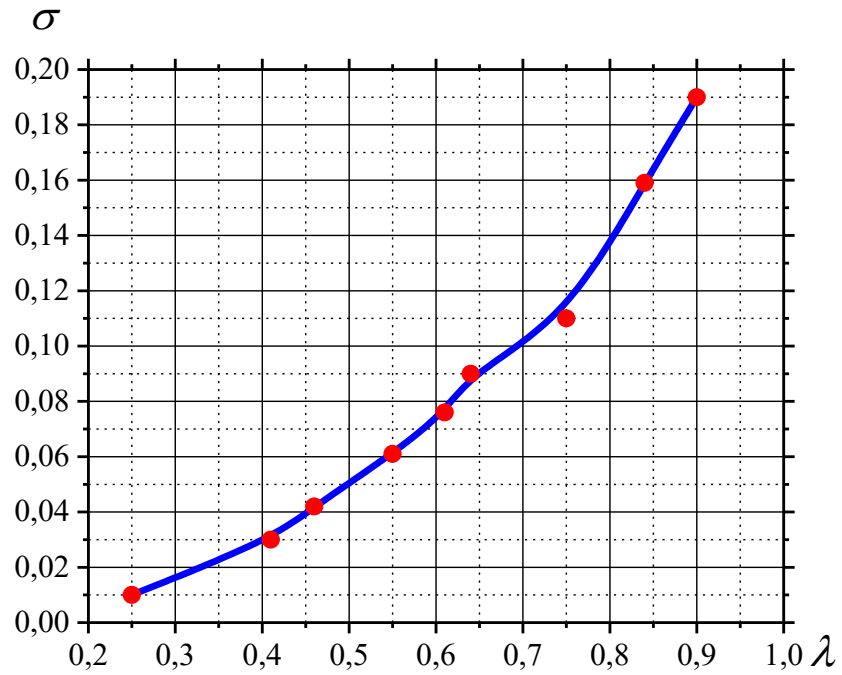


Рис.2.5. Залежність коефіцієнта втрат повного тиску σ від приведеної швидкості λ для решітки з кутом установки $63,5^\circ$

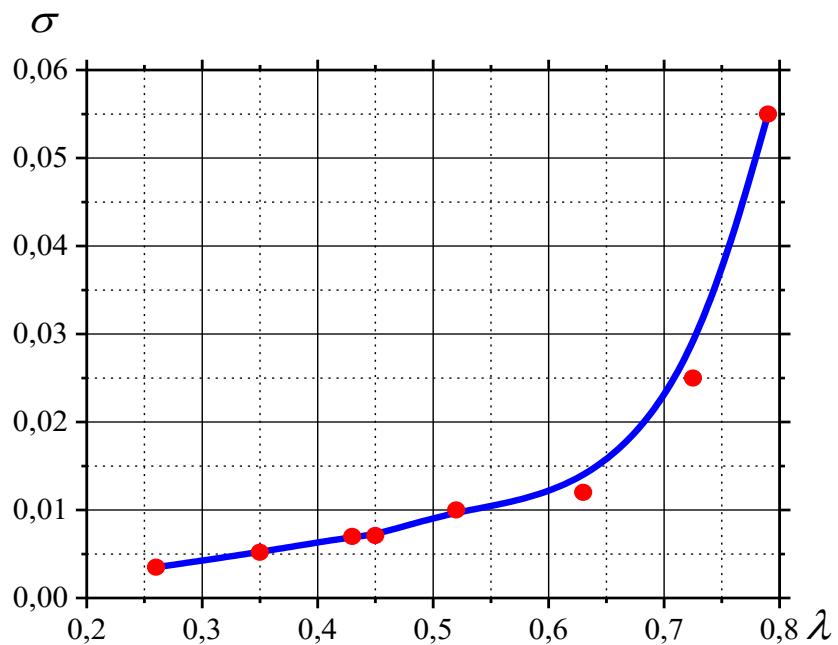


Рис.2.6. Залежність коефіцієнта втрат повного тиску σ від приведеної швидкості λ для решітки з кутом установки $89,5^\circ$

На графіках крапками позначено результати експериментальних даних [84], лініями – результати чисельного експерименту.

Для варіанта №1 компресорної решітки з кутом установки $63,5^\circ$ для аналізованого діапазону приведеної швидкості $\lambda = 0,26 \dots 0,9$ похибка розрахунку становить $2,3 \dots 4,6 \%$. Для варіанта №2 компресорної решітки з кутом установки $89,5^\circ$ для аналізованого діапазону приведеної швидкості $\lambda = 0,265 \dots 0,8$ похибка розрахунку становить $3,7 \dots 4,9 \%$.

З метою візуалізації обтікання досліджуваних решіток, побудовано поле швидкості (2.7 та 2.8).

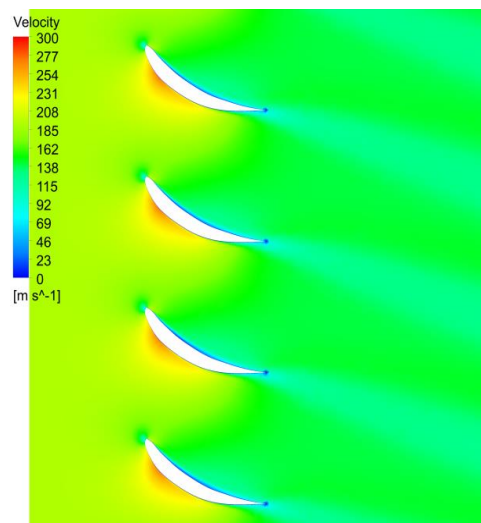


Рис.2.7. Поле швидкості для решітки профілів з кутом установки $63,5^\circ$,
 $\lambda = 0,6$

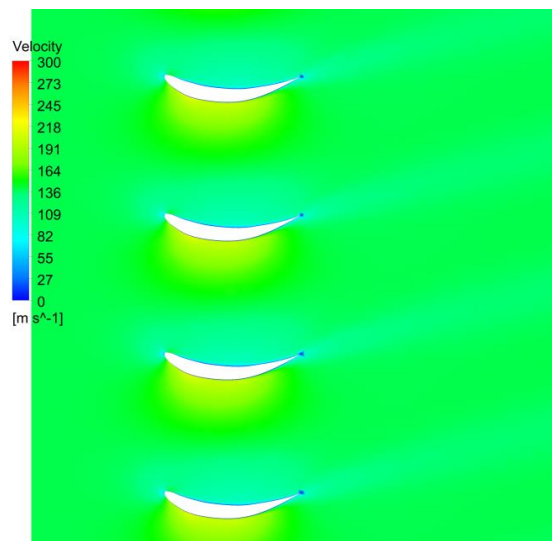


Рис.2.8. Поле швидкості для решітки профілів з кутом установки $89,5^\circ$,
 $\lambda = 0,445$

Аналіз візуалізації обтікання течії досліджуваних решіток показує, що за аеродинамічними решітками утворюється аеродинамічні сліди.

Отже, порівняння результатів чисельного та фізичного експерименту для двох варіантів компресорних решіток показує, що похибка моделювання течії з використанням моделі турбулентності SST Ментера становить менше ніж 5%, тобто модель SST Ментера можна застосовувати для подальших задач з лопатковими машинами.

Об'єктом дослідження другої тестової задачі виступав відкритий гвинтовентилятор двигуна Д-27 з периферійним діаметром 4,5 м. Твердотільна модель досліджуваного гвинтовентилятора показано на рис. 2.9.

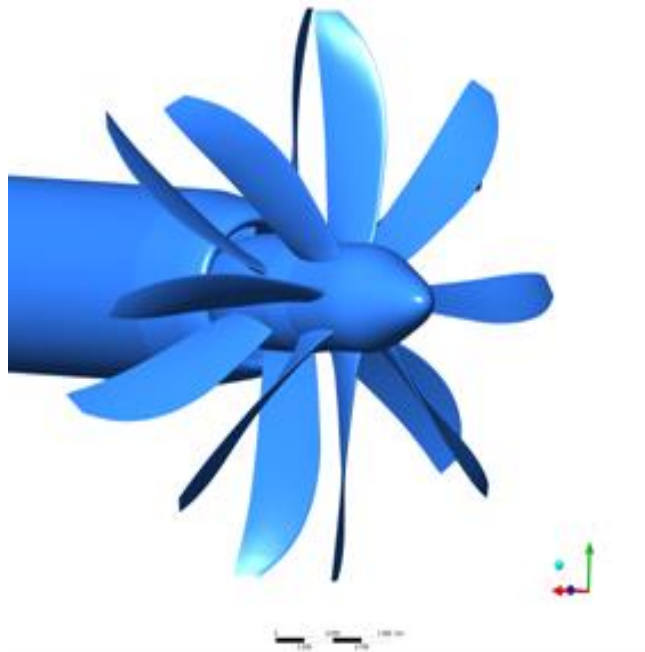


Рис.2.9. Твердотільна модель досліджуваного гвинтовентилятора

При дослідженні проведено розрахунки моделювання течії у гвинтовентиляторі з 7 моделями турбулентної в'язкості: k - ω , SST (shear stress transport) Model Ментера, SST Transitional No1 Fully Turbulence, SST Transitional No2 Specified Intermittency, SST Transitional No3 Gamma Model, SST Transitional No4 Gamma Theta Model, SST Transitional No5 Intermittency.

Результати моделювання порівнювались з результатами льотних випробувань [85] (рис.2.10).

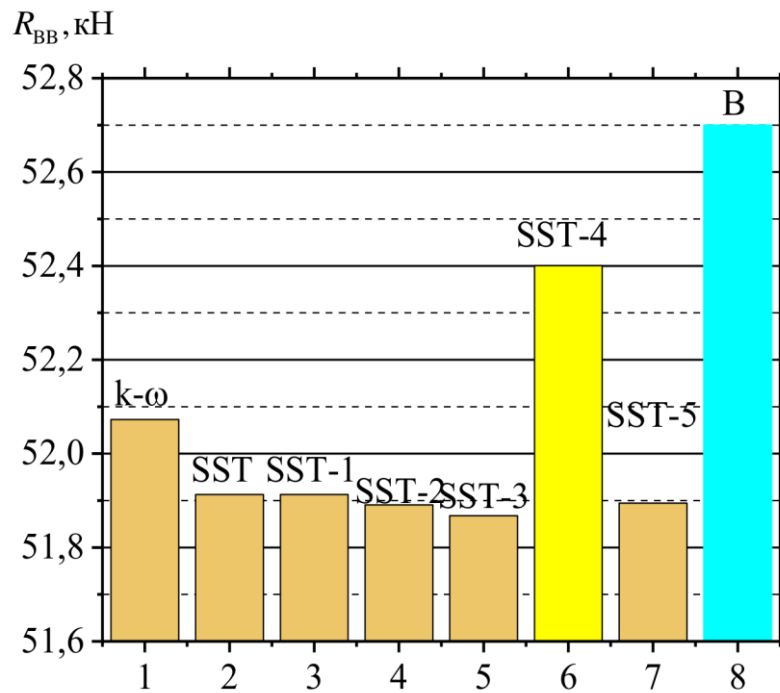


Рис.2.10. Порівняння результатів чисельного експерименту і результатів льотних випробувань

Порівняння результатів чисельного експерименту та експериментальних даних, що отримані під час льотних випробувань, показало, що розбіжність даних льотних випробувань з моделлю турбулентної в'язкості SST Transitional No4 Gamma Theta Model становить 0,57%, а з моделлю SST-Model Ментера - 1,51%, що є прийнятним і дає можливість використовувати модель SST Ментера для подальших досліджень течії у відкритих та за капотованих гвинтовентиляторах з надвеликим ступенем двоконтурності.

Висновки за другим розділом

Проаналізовано основні методи дослідження течії у відкритих та за капотованих гвинтовентиляторах. Показано, що важливе місце займають експериментальні методи дослідження, але вони мають ряд недоліків, які приводять до неможливості і нераціональності використання їх на етапах розробки і модернізації відкритих та за капотованих гвинтовентиляторів.

Експериментальні методи доцільно використовувати на останніх етапах доводки відкритих та закапотованих гвинтовентиляторів.

Метод чисельного експерименту дозволяє досліджувати характеристики відкритих та закапотованих гвинтовентиляторів при будь-яких режимах роботи з будь-якими геометричними характеристиками, має високу точність і надійність. Важливими етапами чисельного експерименту є вибір розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості. Для подальших досліджень обрано неструктуровану розрахункову сітку з адаптацією примежевого шару.

В результаті проведених тестових задач моделювання течії у компресорних решітках і відкритому гвинтовентиляторі двигуна Д-27 для наступних досліджень течії у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі обрано модель турбулентної в'язкості SST Ментера, що показала себе надійною і не вимогливою до обчислювальної потужності.

Матеріали розділу опубліковані в роботах автора [86-91].

РОЗДІЛ 3

ОЦІНКА ВПЛИВУ КІЛЬКОСТІ ЛОПАТЕЙ ВІДКРИТОГО І ЗАКАПОТОВАНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА НА ТЯГУ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ДВИГУНА З НАДВИСОКИМ СТУПЕНЕМ ДВОКОНТУРНОСТІ

3.1. Методика аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна

Боротьба за високий рівень економічності літаків спонукає виробників авіаційних двигунів вдосконалювати основні вузли двигунів, створювати нові схеми двигунів, розробляти конструкційні доробки елементів двигунів. Однією з основних тенденцій сучасного авіаційного двигунобудування є зростання ступеня двоконтурності. Це збільшує діаметральні розміри вентилятора і відповідно збільшує вагу мотогондолої двигуна, що негативно впливає на економічність літака. Одним із можливих вирішень цієї проблеми є застосування відкритого ротора. Це, так звані двигуни Open Rotor. Поряд з тим, що ці двигуни мають високу паливну економічність, але двигуни Open Rotor мають з іншу проблему - високий рівень шуму, що генерує відкритий гвинтовентилятор [92].

Закапотований гвинтовентилятор - це можливе вирішення проблеми зменшення шуму, що генерує гвинтовентилятор. При застосуванні закапотованого гвинтовентилятора для двигуна з надвеликим ступенем двоконтурності вага мотогондолої такого двигуна буде значно менше, ніж вага мотогондолої класичного турбореактивного двоконтурного двигуна, однак при цьому зберігаються вагомні переваги щодо підвищення економічності літака при застосуванні двигунів з надвеликим ступенем двоконтурності.

В роботах [93-96] надано результати досліджень закапотованих гвинтовентиляторів та гвинтів. В роботі [93] авторами встановлено, що наявність капоту дозволяє підвищити ККД гвинта. В роботі показано, що наявність капоту сприяє перерозподілу вихрового обтікання в периферійній частині лопаті. В

роботі [94] представлені результати дослідження течії в закапотованому гвинті методами чисельного і фізичного експерименту, доведено доцільність використання чисельного експерименту на перших етапах проектування закапотованих гвинтів і гвинтовентиляторів. Авторами роботи [95] представлені результати оптимізації форми лопатей закапотованого гвинта. Показано, що застосування оптимізації дозволяє покращити характеристики закапотованих гвинтів і гвинтовентиляторів.

Наявність капоту сприяє покращенню аеродинаміки лопаткового вінця гвинтовентилятора (гвинта), підвищує його характеристики. Однак, існує необхідність розробки методики проектування закапотованого гвинтовентилятора для турбореактивного двоконтурного двигуна надвисоким ступенем двоконтурності.

В даному підрозділі роботи ставиться задача розробити методику аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора для турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Методика аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора для турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності складається з декількох послідовних операцій.

На рис. 3.1 представлено алгоритм удосконаленої методики аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора для турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Розглянемо більш детально алгоритм методики аеродинамічного проектування закапотованого гвинтовентилятора для турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Блок «Вихідні дані газогенератора». Для початку розрахунку необхідно задати вихідні дані: режим польоту (число M), висота (параметри атмосфери), режим роботи – кут установлення лопасті або потужність, що забезпечує роботу гвинтовентилятора та витрату повітря у газогенераторі.

Блок «Вибір ступеня двоконтурності». Під час цієї операції задається ступінь двоконтурності газотурбінного двигуна, що розглядається.



Рис. 3.1. Алгоритм удосконаленої методики проектування закапотованого гвинтовентилятора для турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності

Під час вибору цього параметру слід керуватись додатковими дослідженнями, що показують діапазон оптимального ступеня двоконтурності з урахуванням економічності і масових характеристик двигуна.

Блок «Розрахунок діаметральних розмірів закапотованого гвинтовентилятора». На основі вибраного значення ступеня двоконтурності розраховується витрата повітря на вході у закапотований гвинтовентилятор. Далі, використовуючи дані з вибору розрахункового режиму і параметрів атмосфери, за допомогою рівняння витрати розраховується площа поперечного перерізу, через яку буде подаватись повітря. Далі розраховуються діаметр втулки та периферійний діаметр гвинтовентилятора. Після цього розраховують висоту лопаті гвинтовентилятора.

Блок «Теоретичний газодинамічний розрахунок робочого колеса гвинтовентилятора». На основі попередніх даних для вихідних даних, прийнятих у перших трьох блоках, роблять теоретичний газодинамічний розрахунок робочого колеса гвинтовентилятора, параметри розраховують за трьома перерізами – втулковим, середнім і периферійним.

Блок «Створення 3D-моделі лопаті гвинтовентилятора». На основі отриманих всіх попередніх розрахунків (кутів установки, аеродинамічних профілів, висоти лопаті, втулкового і периферійного діаметрів, форми лопаті) будується лопать гвинтовентилятора. Для побудови 3D-моделі лопаті гвинтовентилятора використовується спеціальне програмне середовище для 3D-проекування та креслення моделей.

Блок «Вибір кількості лопатей лопаткового вінця гвинтовентилятора». На основі теоретичного газодинамічного розрахунку вибирається кількість лопатей робочого колеса закапотованого гвинтовентилятора.

Блок «Створення 3D-моделі лопаткового вінця робочого колеса гвинтовентилятора». Маючи дані щодо геометрії лопаті та кількості лопатей, вибирається форма і параметри коку та створюється 3D-модель лопаткового вінця робочого колеса гвинтовентилятора з коком.

Блок «Моделювання течії у закапотованому гвинтовентиляторі». Використовуючи всі дані, що були отримані, проводять моделювання течії у закапотованому гвинтовентиляторі на розрахунковому режимі роботи. Моделювання течії у робочому колесі проводять у спеціальному програмному середовищі.

Блок «Оцінка параметрів закапотованого гвинтовентилятора». За результатами моделювання течії здійснюють оцінку параметрів закапотованого гвинтовентилятора. На основі проведеної оцінки встановлюється відповідність між заданим ступенем підвищення тиску й отриманим в результаті розрахунку, заданою ефективною роботою гвинтовентилятора й отриманою, заданим ККД гвинтовентилятора й отриманим, заданими потужністю і тягою закапотованого гвинтовентилятора й отриманими в результаті розрахунку. Якщо отримані параметри закапотованого гвинтовентилятора задовольняють вимогам, тоді розрахунок закінчується, а отриманий закапотований гвинтовентилятор необхідно досліджувати за іншими характеристиками. Якщо отримані параметри закапотованого гвинтовентилятора не задовольняють вимогам, тоді розрахунок переходить до системи блоків з вибору геометричних параметрів лопаті, лопаткового вінця, вибору кількості лопатей і т. д.

3.2. Визначення закономірностей впливу кількості лопатей закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на тягу гвинтовентилятора

3.2.1 Постановка задачі дослідження визначення закономірностей впливу кількості лопатей закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на тягу гвинтовентилятора

Наявність капота гвинта чи гвинтовентилятора дозволяє частково вирішити проблему зниження шуму та покращення тягових характеристик. Існуючі дослідження показують, що форма та кількість лопатей впливають на тягу закапотованого гвинта. Гвинтовентилятор, на відміну від гвинта має більшу

кількість лопатей. Гвинт, зазвичай, має 2–5 лопатей, гвинтовентилятор – 6–19. Результати досліджень, представлені в першому розділі показали, що кількість лопатей впливає на аеродинамічні характеристики та аеродинамічну навантаженість (тягу) лопатевих машин (гвинт, гвинтовентилятор, вентилятор, компресор). Однак залишаються до кінця не визначеними питання щодо виявлення закономірностей впливу кількості лопатей на зміну тяги закапотованого і відкритого гвинтовентилятора.

Метою даного підрозділу є визначення закономірностей впливу кількості лопатей закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на силу тяги гвинтовентилятора для двигунів з надвеликим ступенем двоконтурності.

Це дасть можливість підвищити ефективність авіаційного двигуна з гвинтовентилятором.

Для досягнення мети вирішені наступні задачі:

- оцінка впливу кількості лопатей від 8 до 14 в закапотованому та відкритому гвинтовентиляторі на силу тяги та ККД гвинтовентилятора
- оцінка характеру обтікання закапотованого та відкритого гвинтовентилятора, з діаметром гвинтовентилятора 2,924 м та кількістю лопатей 8, 10, 12, 14.

Об'єктом дослідження є гвинтовентилятор. Досліджувалось чотири варіанти гвинтовентилятора з 8, 10, 12 та 14 лопатями. Геометричні параметри лопатей не змінювались. Діаметр втулки складав – 0,6 м, кінцевий діаметр гвинтовентилятора – 2,924 м, ступінь двоконтурності – $m=30$.

Дослідження проводились для наступних режимів роботи. Частота обертання гвинтовентилятора становила 1500-1650 об/хв. Висота польоту – 11 км та 0 км. Діапазон чисел Маха на вході варіювався від 0,5 до 0,8. Для дослідження обрана висота $H=11$ км відповідає крейсерському режиму роботи, на цьому режимі двигун працює більше 40% часу. Обраний для дослідження діапазон чисел Маху також відповідає характерним числам Маха для турбогвинтовентиляторних (турбогвинтових) двигунів.

У роботі висувається наступна гіпотеза – збільшення кількості лопатей у

гвинтовентиляторі дозволить підвищити силу тяги гвинтовентилятора та покращити ефективність двигуна за рахунок збільшення ККД гвинтовентилятора.

У роботі використовуються методи теорії лопаткових машин, теорії теплових двигунів та теорії повітряних гвинтів.

На рис. 3.2 представлено тривимірні моделі досліджуваного лопаткового вінця гвинтовентилятора.

Згідно із поставленими задачами в роботі проводилось спочатку дослідження параметрів відкритого гвинтовентилятора з різною кількістю лопатей, а потім закапотованого гвинтовентилятора з різною кількістю лопатей. Для оцінки впливу капоту порівняно силу тяги для закапотованого та відкритого гвинтовентилятора при однакових умовах роботи.

Дослідження проводились з використанням методу чисельного експерименту в програмному середовищі ANSYS Workbench. Достовірність результатів, що отримані за допомогою чисельного експерименту забезпечувалась попередньо проведеними тестовими дослідженнями щодо налаштування чисельного експерименту. Результати тестових задач представлені в розділі 2. Моделювання течії у гвинтовентиляторі здійснювалось за допомогою вирішення осередненої системи рівнянь Нав'є – Стокса, що замикалась моделлю турбулентної в'язкості. Для розрахунку течії в лопаткових машин створено багато моделей турбулентної в'язкості, кожна з них має свої недоліки та переваги.

Для моделювання течії у гвинтовентиляторі застосовано програмне середовище Ansys Workbench. Розрахунок течії проводився у модулі CFX. Всі граничні умови для моделювання течії (тиск, температура, осьова швидкість на вході, частота обертання) задавались у підмодулі CFX Pre. В підмодулі CFX Post за допомогою вбудованих інструментів проводились отримання необхідних розрахованих даних: сили тяги, повного тиску, повної температури на вході та на виході з гвинтовентилятора.

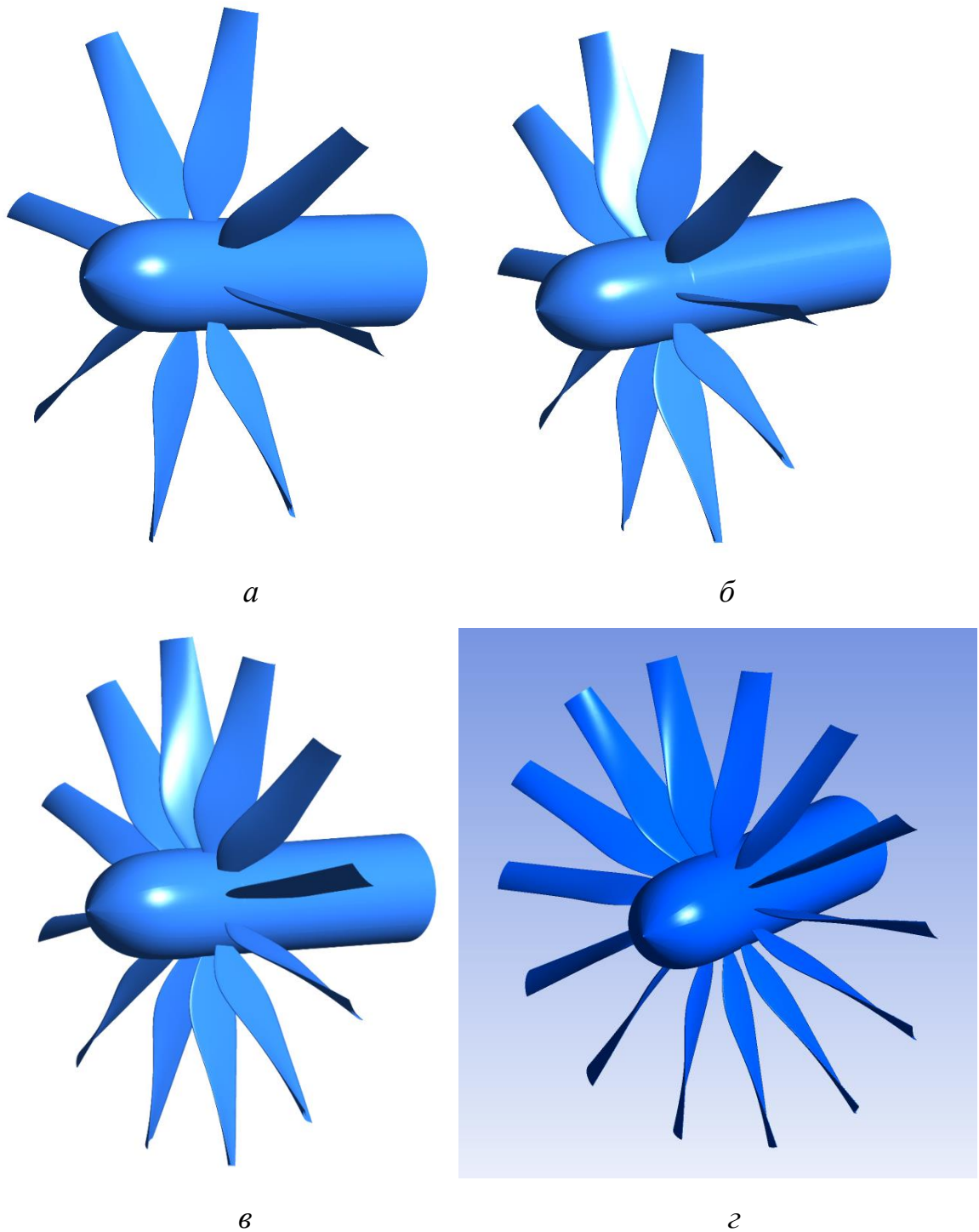


Рис. 3.2. 3D моделі досліджуваного лопаткового вінця гвинтовентилятора:
a – лопатковий вінець гвинтовентилятора з 8 лопатями; *б* – лопатковий вінець гвинтовентилятора з 10 лопатями; *в* – лопатковий вінець гвинтовентилятора з 12 лопатями; *г* - лопатковий вінець гвинтовентилятора з 14 лопатями

Для моделювання течії побудовано розрахункову сітку неструктурованого типу з метою якнайкращого опису геометричних параметрів гвинтовентилятора.

Під час дослідження враховано вплив примежевого шару за допомогою використання адаптації розрахункової сітки в місцях утворення примежевого шару (поверхні лопатей, втулки, капоту).

При розрахунку задавався рівень нев'язок при $RMS < 10^{-5}$. В залежності від числа Маху на вході розрахунок мав збіжність результатів при досягненні 70–200 ітерацій.

В роботі використані наступні припущення та обмеження:

- При моделюванні течії використовується гіпотеза Бусінеска.
- З метою прискорення часу моделювання використано умову періодичності. Досліджувана модель складалася з лопаті і міжлопаткового каналу. Тобто характер обтікання і параметри течії у всіх міжлопаткових каналах однакові.
- Всі лопаті в лопатковому вінці однакові, хоча в реальних двигунах кожна лопать має допустимі відхилення у геометричних розмірах.
- Всі стінки в моделі приймаються адіабатичними (лопаті, капот, втулка).
- Повітряний потік на вході приймався рівномірним без збурень (на вході задавалась ступінь турбулентності 5%).
- Розрахунки велись для умов стандартної атмосфери.

3.3.2 Вплив кількості лопатей у гвинтовентиляторі на силу тяги гвинтовентилятора

Сила тяги лопаті гвинтовентилятора залежить від багатьох факторів. Серед них можна відзначити кут установки елемента лопаті, форма аеродинамічного профілю, форма лопаті, кількість лопатей, діаметр гвинтовентилятора, кількість лопатей, частота обертання валу гвинтовентилятора та інші. При оцінці впливу кожного параметру всі інші параметри повинні залишатися незмінні. Досліджується вплив кількості лопатей гвинтовентилятора на силу тяги закапотованого та відкритого гвинтовентилятора. А також вплив кількості лопатей на ККД закапотованого гвинтовентилятора. Отже, для оцінки одного з

важливих факторів впливу на ефективність гвинтовентилятора – кількість лопатей, всі інші параметри лопаті є незмінні.

Для проведення дослідження створено моделі відкритого і закапотованого гвинтовентилятора з 8 лопатями, 10 лопатями, 12 лопатями та 14 лопатями.

Розрахунок течії проводився за допомогою програмного середовища Ansys Workbench, модуль CFX. Моделювання течії проводилось для двох режимів роботи: на землі $H=0$ км та $H=11$ км.

При моделюванні течії у гвинтовентиляторі на землі $H=0$ км на вході задавались параметри атмосфери на висоті 0км: температура $15,15^{\circ}\text{C}$; тиск навколишнього середовища 101325 Па.

При моделюванні течії у гвинтовентиляторі на вході задавались параметри атмосфери на висоті 11 км: температура $-56,35^{\circ}\text{C}$; тиск навколишнього середовища 22699 Па.

Осьова швидкість регулювалась за рахунок задавання значення осьової швидкості повітря на вході у гвинтовентилятор. Після виконання розрахунку за допомогою вбудованих інструментів у підмодулі CFX Post розраховувались сила тяги гвинтовентилятора та ККД. Топологія розрахункової сітки і модель турбулентності досліджуваного об'єкта не змінювалась. Тому для кожного варіанту гвинтовентилятора розрахунок моделювання течії проводився один раз для кожного значення осьової швидкості на вході, всього виконано 512 розрахунків.

Отримані результати розрахунку сили тяги відкритого і закапотованого гвинтовентилятора для крейсерського режиму роботи, висота польоту $H=11$ км представлено на графіках, зображених на рис. 3.3-3.6.

Для 14-ти лопатевого гвинтовентилятора наявність капоту дозволяє підвищити силу тяги на 25,7...48,5% для діапазону частоти обертання від 1650 об/хв до 1500 об/хв. В дослідженому діапазоні частот обертання і чисел Маху на вході від 0,54 до 0,8 для відкритого гвинтовентилятора сила тяги становить від 9,81кН до 20,375 кН, для закапотованого – від 17,296кН до 34, 531 кН. При частоті обертання ротора $n=1650$ об/хв. тяга закапотованого гвинтовентилятора

збільшується на 40,9%...48,5%, при $n=1600$ об/хв. – на 25,7%...41,5%, при $n=1550$ об/хв. – на 25,9%...44,9%, при $n=1500$ об/хв. – на 38,7%...43,3%.

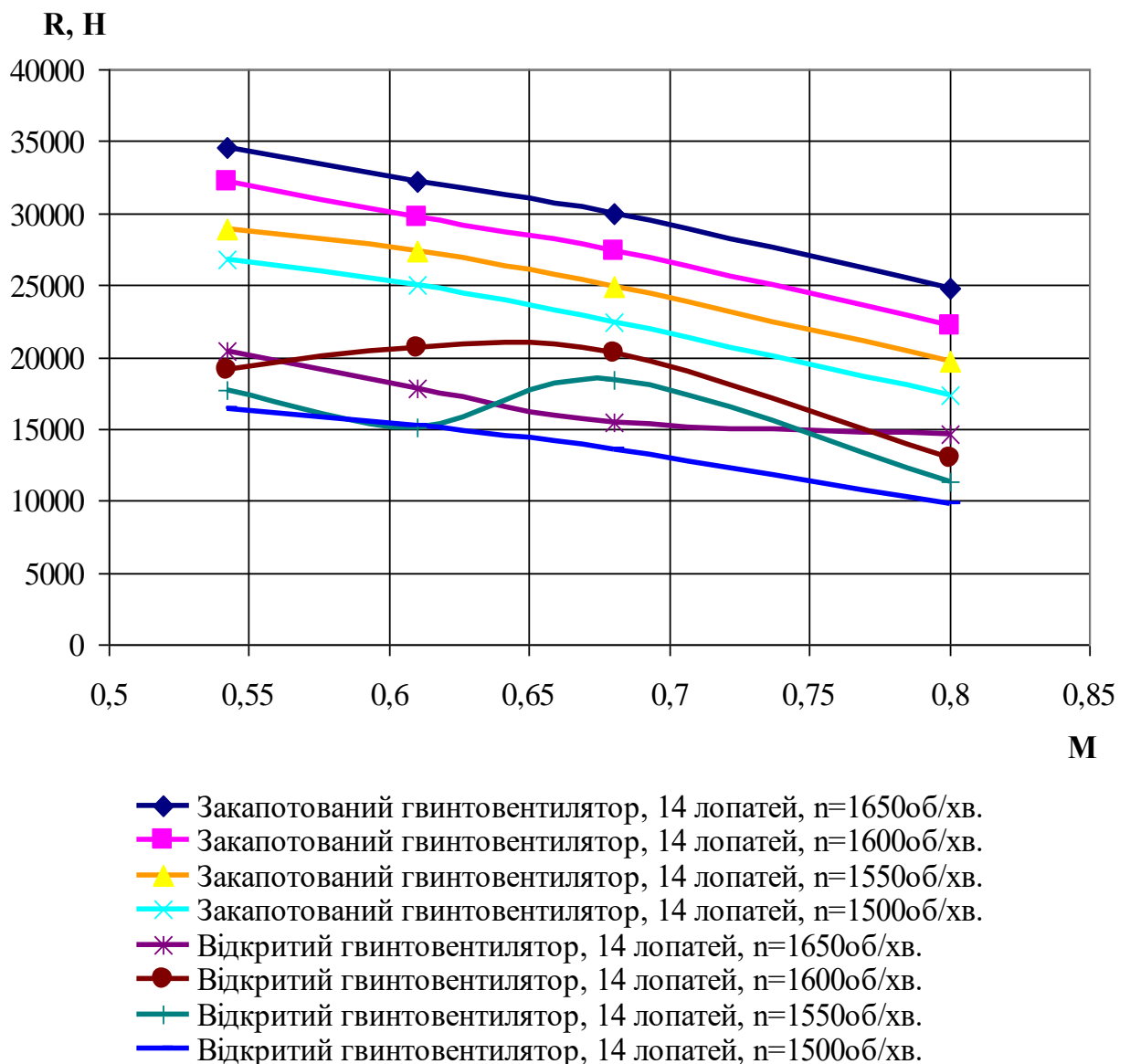


Рис. 3.3. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 14 лопатями, $H=11$ км

Для 12-ти лопатевого гвинтовентилятора наявність капоту дозволяє підвищити силу тяги на 41,7...32,7% для діапазону частоти обертання від 1650 об/хв до 1500 об/хв. В дослідженому діапазоні частот обертання і чисел Маху на вході від 0,54 до 0,8 для відкритого гвинтовентилятора сила тяги становить від 9,227 кН до 19,71 кН, для закапотованого – від 15,816 кН до 29,406 кН. При частоті обертання ротора $n=1650$ об/хв. тяга закапотованого гвинтовентилятора

збільшується на 33%...38,8%, при $n=1600$ об/хв. – на 33%...39,6%, при $n=1550$ об/хв. – на 34,2%...40,5%, при $n=1500$ об/хв. – на 32,7%...41,7%.

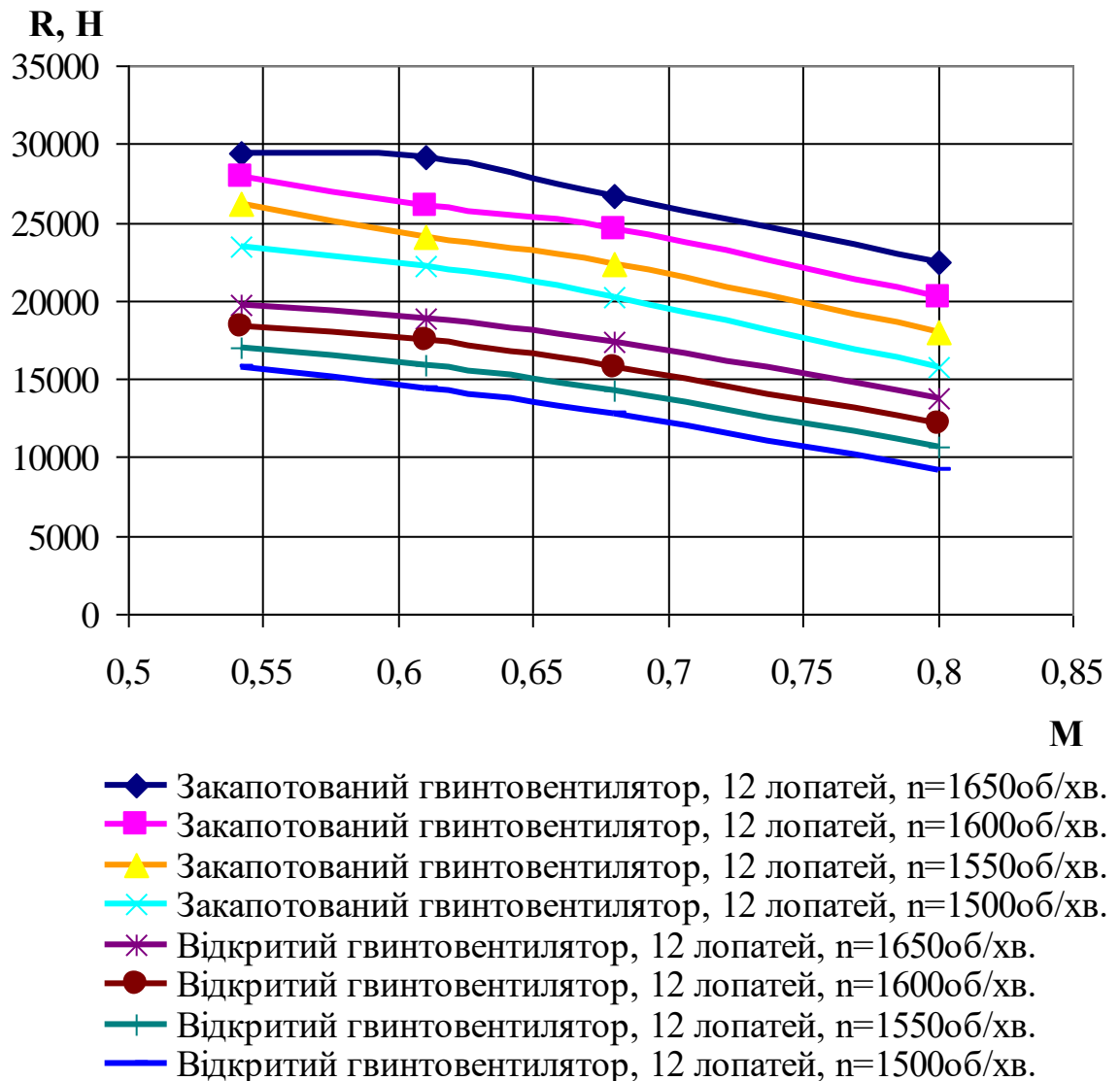


Рис. 3.4. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 12 лопатями, $H=11$ км

У випадку дослідження 10-ти лопатевого гвинтовентилятора наявність капоту дозволяє підвищити силу тяги на 51,1...31,1% для діапазону частоти обертання від 1650 об/хв до 1500 об/хв. В дослідженому діапазоні частот обертання і чисел Маху на вході від 0,54 до 0,8 для відкритого гвинтовентилятора сила тяги становить від 7,629 кН до 18,204 кН, для закапотованого – від 13,452 кН до 26,465 кН. При частоті обертання ротора $n=1650$ об/хв. тяга

закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 31,2%...39,5%, при $n=1600$ об/хв. – на 32,2%...30,6%, при $n=1550$ об/хв. – на 31,1%...51,1%, при $n=1500$ об/хв. – на 33,8%...43,3%.

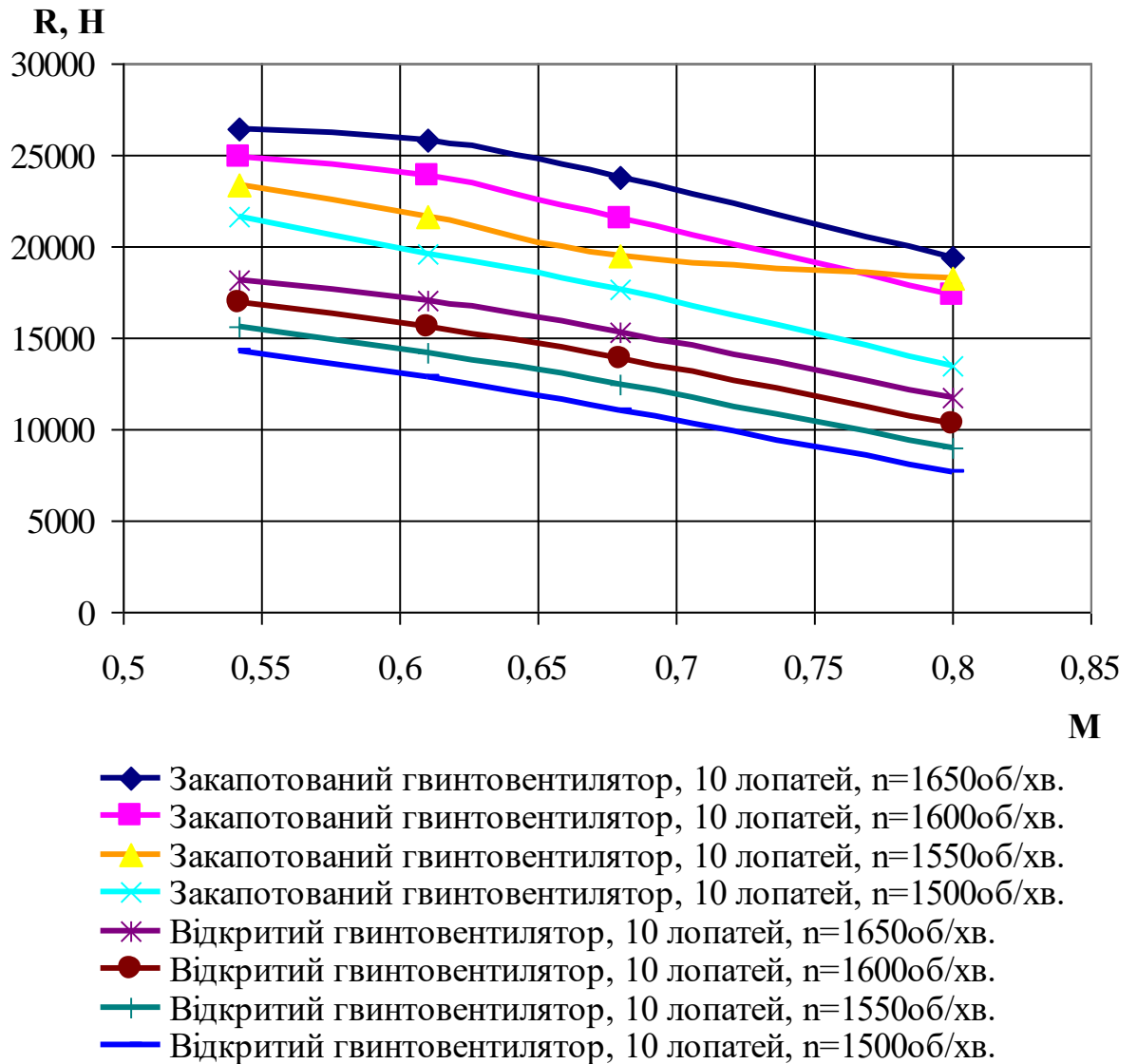


Рис. 3.5. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 10 лопатями, $H=11$ км

Для 8-ти лопатевого гвинтовентилятора наявність капоту дозволяє підвищити силу тяги на 69,2...23,2% для діапазону частоти обертання від 1650 об/хв до 1500 об/хв. В дослідженому діапазоні частот обертання і чисел Маху на вході від 0,54 до 0,8 для відкритого гвинтовентилятора сила тяги становить від 6,423 кН до 16,345 кН, для закапотованого – від 15,458 кН до 21,286 кН. При

частоті обертання ротора $n=1650$ об/хв. тяга закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 23,2%...41,4%, при $n=1600$ об/хв. – на 25,8%...61,3%, при $n=1550$ об/хв. – на 27,6%...65,3%, при $n=1500$ об/хв. – на 29,8%...69,2%.

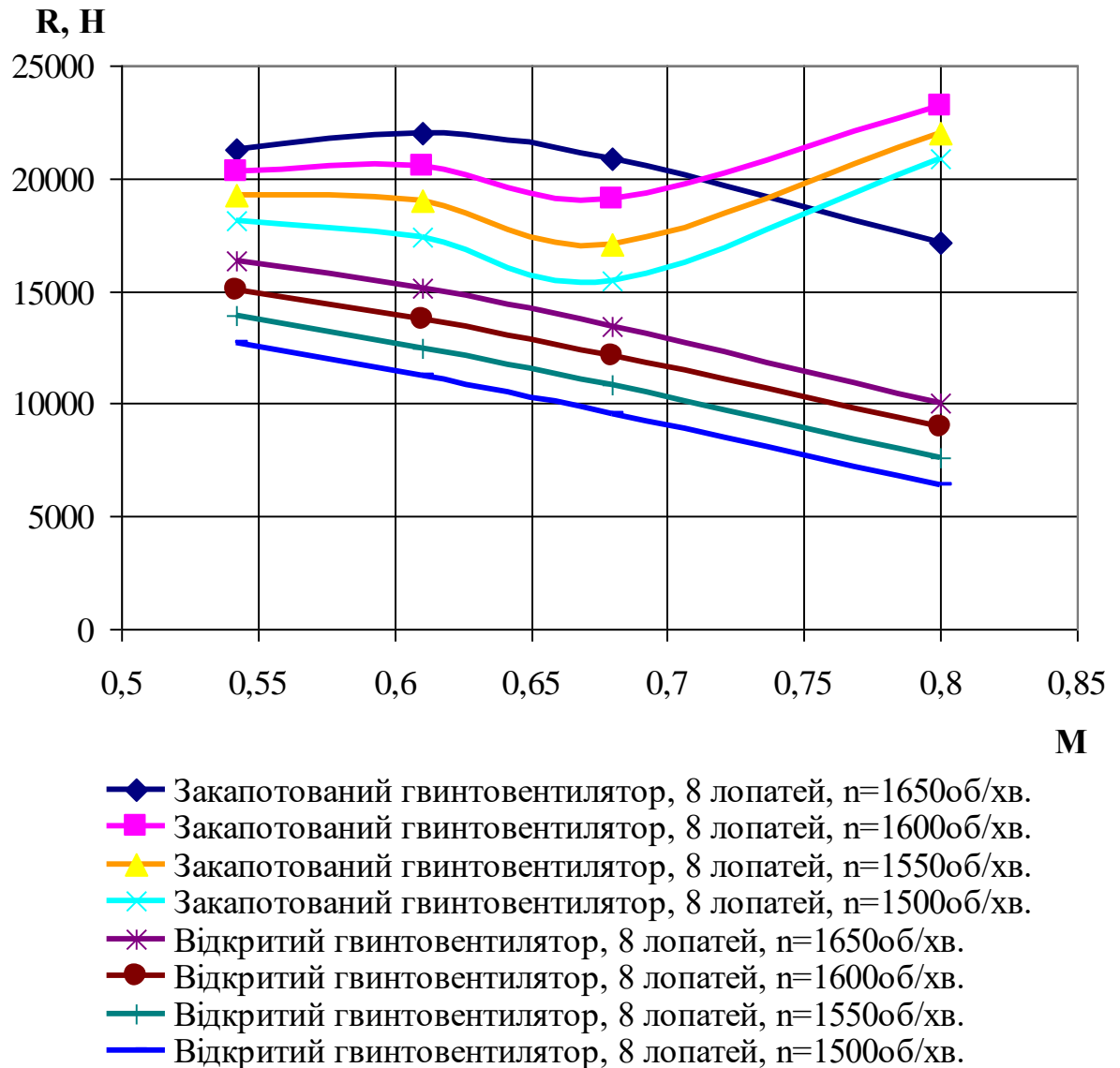


Рис. 3.6. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 8 лопатями, $H=11$ км

Аналіз отриманих залежностей сили тяги від числа Маха на вході для закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи показує, що капот дає суттєвий приріст у тязі від 23,2% до 69,2%. Найбільші значення сили тяги для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора

спостерігаються для частоти обертання 1650 об/хв. для гвинтовентилятора, який має з 14 лопатей. Найбільший відносний приріст у тязі в закапотованому гвинтовентиляторі спостерігається у 8-ми лопатевого гвинтовентилятора і сягає до 69,2%.

На рис. 3.7-3.10 представлено отримані результати розрахунку сили тяги відкритого і закапотованого гвинтовентилятора для режиму роботи на землі, висота $H=0$ км. Взагалі, для режиму роботи на землі при $H=0$ км сила тяги як відкритого так і закапотованого гвинтовентилятора значно збільшується.

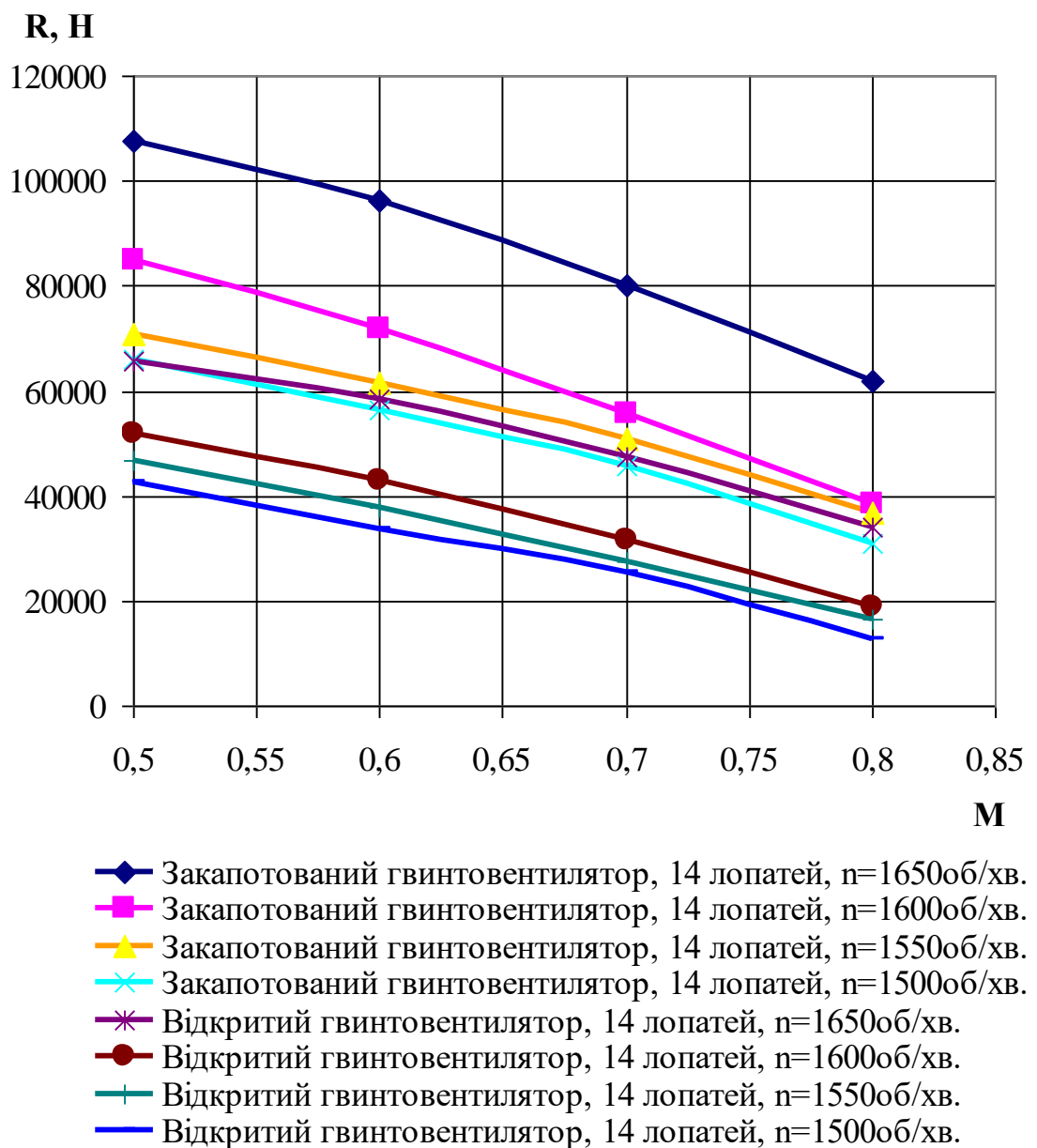


Рис. 3.7. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та

закапотованого гвинтовентилятора з 14 лопатями, $H=0$ км

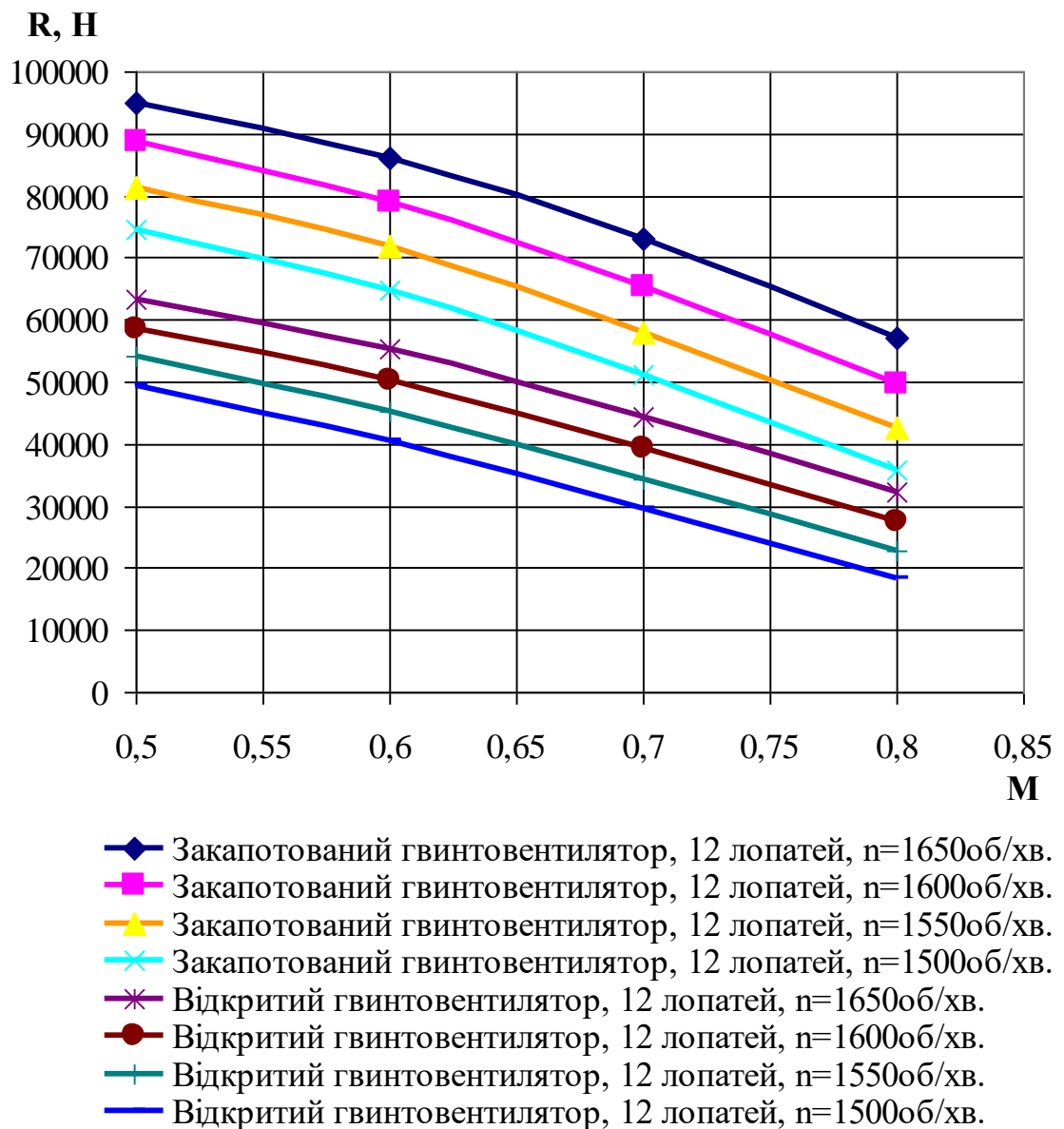


Рис. 3.8. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 12 лопатями, $H=0$ км

Для 14-ти лопатевого гвинтовентилятора наявність капоту дозволяє підвищити силу тяги на 58,6%...33,7% для діапазону частоти обертання від 1650 об/хв до 1500 об/хв. В дослідженому діапазоні частот обертання і чисел Маху на вході від 0,5 до 0,8 для відкритого гвинтовентилятора сила тяги становить від 12,758 кН до 65,608 кН, для закапотованого – від 30,809 кН до 107,7 кН. При частоті обертання ротора $n=1650$ об/хв. тяга закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 39,1%...44,9%, при $n=1600$ об/хв. – на 39,1%...50,5%, при $n=1550$

об/хв. – на 33,7%...55%, при $n=1500$ об/хв. – на 35,6%...58,6%.

Для 12-ти лопатевого гвинтовентилятора наявність капоту дозволяє підвищити силу тяги на 48,9%...33,5% для діапазону частоти обертання від 1650 об/хв до 1500 об/хв. В дослідженому діапазоні частот обертання і чисел Маху на вході від 0,5 до 0,8 для відкритого гвинтовентилятора сила тяги становить від 18,339 кН до 63,211 кН, для закапотованого – від 35,87 кН до 94,996 кН. При частоті обертання ротора $n=1650$ об/хв. тяга закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 33,5%...43,5%, при $n=1600$ об/хв. – на 34%...44,9%, при $n=1550$ об/хв. – на 33,6%...46,5%, при $n=1500$ об/хв. – на 33,5%...48,9%.

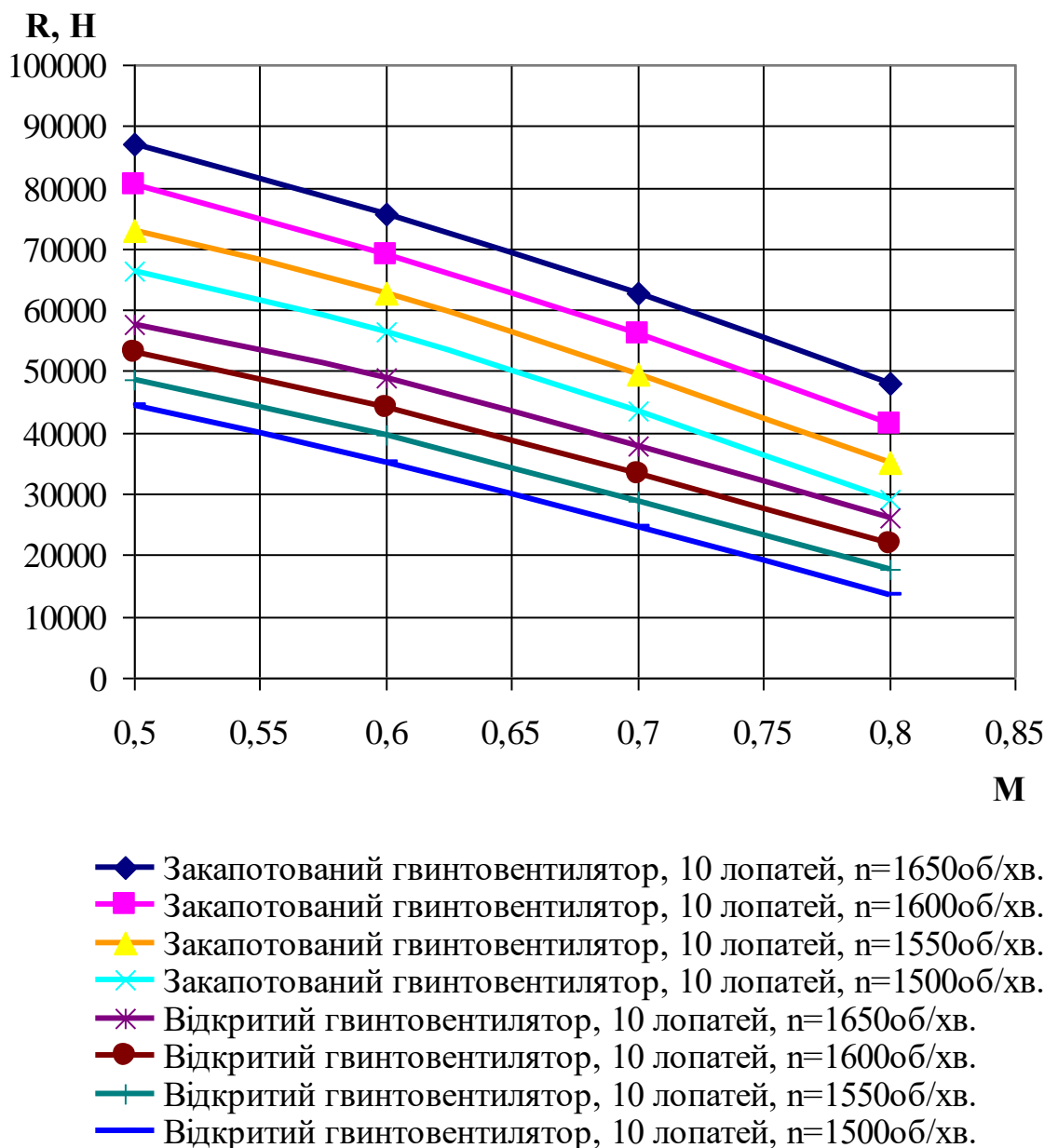


Рис. 3.9. Залежність сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 10 лопатями, $H=0$ км

Для 10-ти лопатевого гвинтовентилятора наявність капоту дозволяє підвищити силу тяги на 53%...33% для діапазону частоти обертання від 1650 об/хв до 1500 об/хв. В дослідженому діапазоні частот обертання і чисел Маху на вході від 0,5 до 0,8 для відкритого гвинтовентилятора сила тяги становить від 13,645 кН до 57,72 кН, для закапотованого – від 29,016 кН до 87,061 кН. При частоті обертання ротора $n=1650$ об/хв. тяга закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 33,7%...45,4%, при $n=1600$ об/хв. – на 33,9%...47,3%, при $n=1550$ об/хв. – на 33,1%...49,7%, при $n=1500$ об/хв. – на 33%...53%.

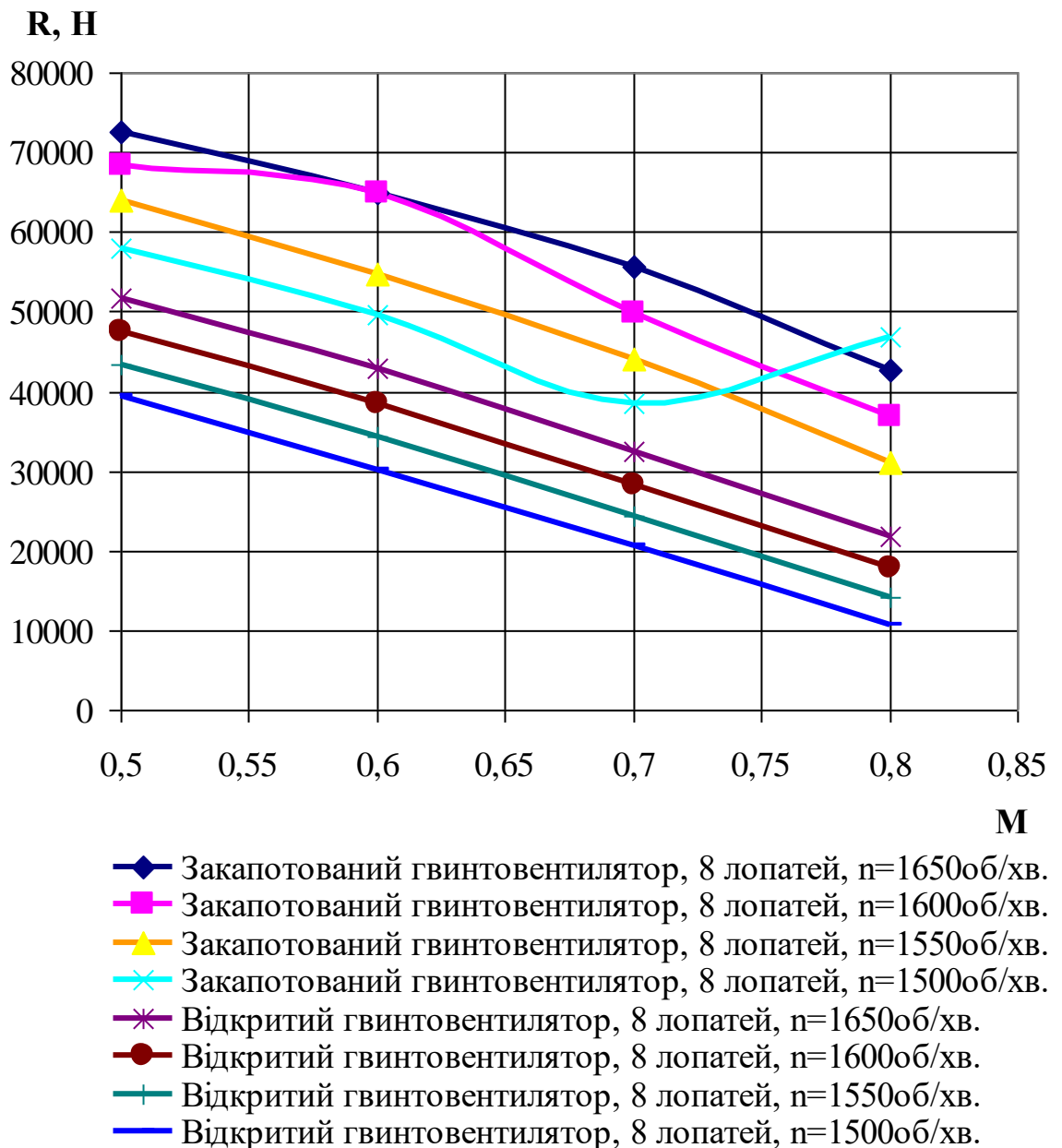


Рис. 3.10. Залежність сили тяги від числа Маху на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора з 8 лопатями, $H=0$ км

Для 8-ти лопатевого гвинтовентилятора наявність капоту дозволяє підвищити силу тяги на 77,2%...28,8% для діапазону частоти обертання від 1650 об/хв до 1500 об/хв. В дослідженому діапазоні частот обертання і чисел Маха на вході від 0,5 до 0,8 для відкритого гвинтовентилятора сила тяги становить від 10,691 кН до 51,674 кН, для закапотованого – від 31,148 кН до 72,571 кН. При частоті обертання ротора $n=1650$ об/хв. тяга закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 28,8%...48,9%, при $n=1600$ об/хв. – на 30,6%...51,3%, при $n=1550$ об/хв. – на 32,3%...54,4%, при $n=1500$ об/хв. – на 32,1%...77,2%.

Аналіз отриманих залежностей сили тяги від числа Маха на вході для закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на режимі роботи на землі показує, що капот дає суттєвий приріст у тязі від 28,8% до 77,2%. Як і для крейсерського режиму роботи гвинтовентилятора на висоті $H=11$ км найбільші значення сили тяги для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора спостерігаються для частоти обертання 1650 об/хв. для гвинтовентилятора, який має з 14 лопатей. Найбільший відносний приріст у тязі в закапотованому гвинтовентиляторі спостерігається у 8-ми лопатевого гвинтовентилятора і сягає до 77,2%.

Отримані залежності сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора показують, що збільшення лопатей з 8 до 14 приводить до зростання сили тяги як в закапотованому, так і у відкритому гвинтовентиляторі на крейсерському режимі роботи та на землі.

3.3.3 Вплив кількості лопатей у гвинтовентиляторі на ККД закапотованого гвинтовентилятора

Задля оцінки ефективності закапотованого гвинтовентилятора побудовано залежності його ККД від числа Маха на вході для діапазону частот від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. для режиму роботи на землі та на висоті $H=11$ км (рис. 3.11-3.18). ККД закапотованого гвинтовентилятора розраховувався на основі отриманих даних в підмодулі CFX Post. Інструментами підмодуля CFX Post

розраховано повний тиск та температуру на вході і виході з гвинтовентилятора. ККД гвинтовентилятора розраховано за формулою [96].

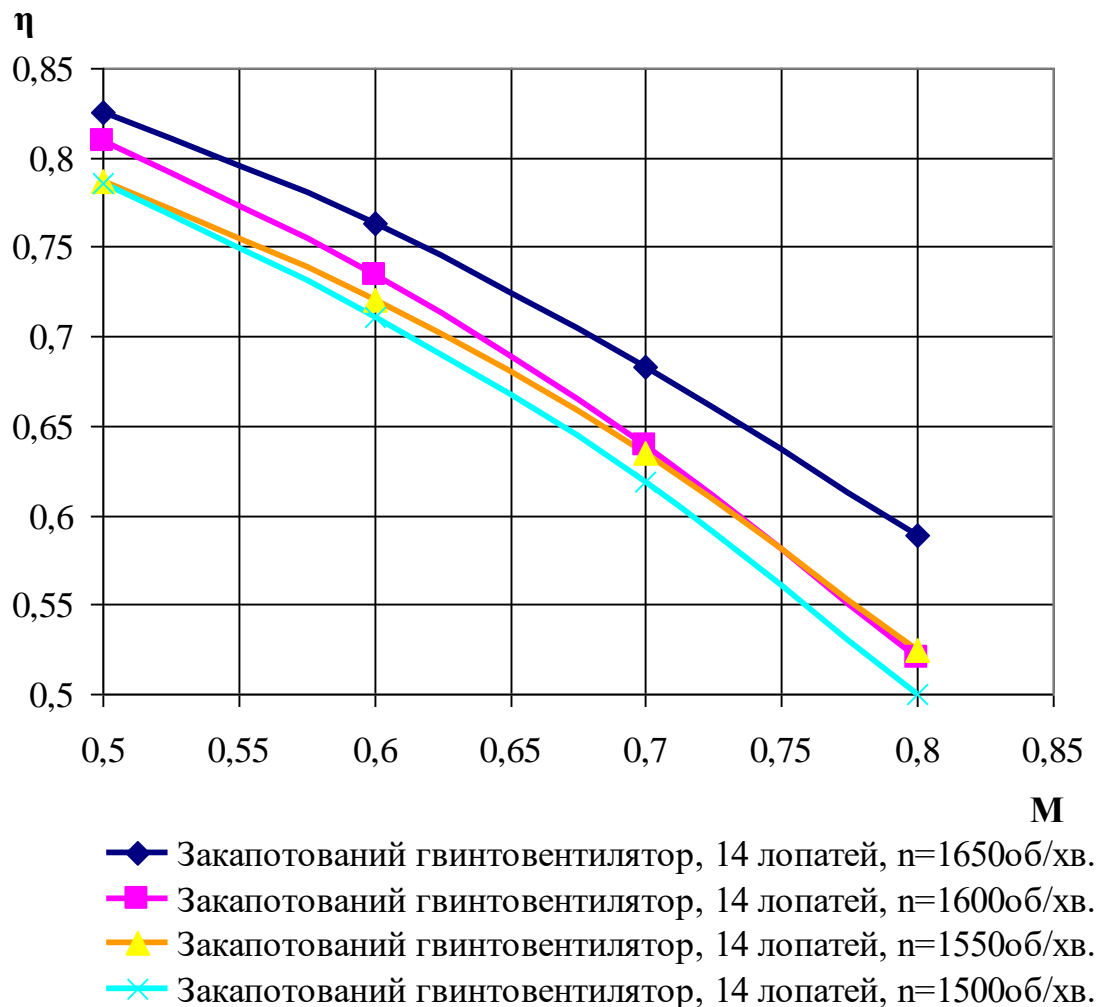


Рис. 3.11. Залежність ККД від числа Маха на вході для закапотованого гвинтовентилятора з 14 лопатями, $H=0$ км

Для 14 лопатевого гвинтовентилятора при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. в діапазоні чисел Маха на вході від 0,5 до 0,8 на режимі роботи на землі $H=0$ км ККД змінюється в діапазоні від 0,5 до 0,83. Мінімальні значення ККД відповідають числу Маха $M=0,8$, максимальні - $M=0,5...0,6$. Також, можна відзначити, що при збільшенні частоти обертання гвинтовентилятора, ККД зростає.

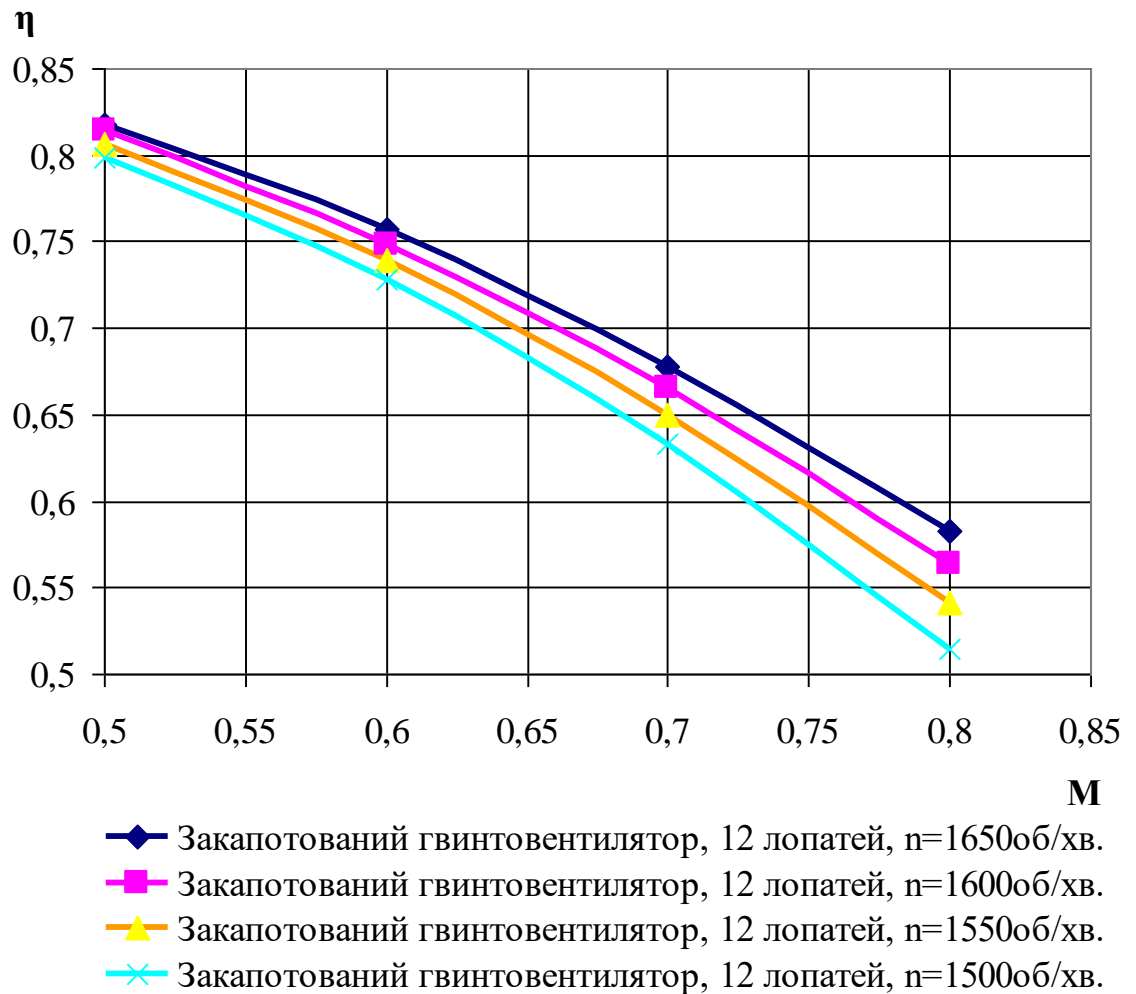


Рис. 3.12. Залежність ККД від числа Маха на вході для закапотованого гвинтовентилятора з 12 лопатями, $H=0$ км

Для 12 лопатевого гвинтовентилятора при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. в діапазоні чисел Маха на вході від 0,5 до 0,8 на режимі роботи на землі $H=0$ км ККД змінюється в діапазоні від 0,52 до 0,82. Мінімальні значення ККД відповідають числу Маха $M=0,8$, максимальні - $M=0,5...0,6$. Також, як і для 14 лопатевого гвинтовентилятора, при збільшенні частоти обертання гвинтовентилятора, ККД зростає.

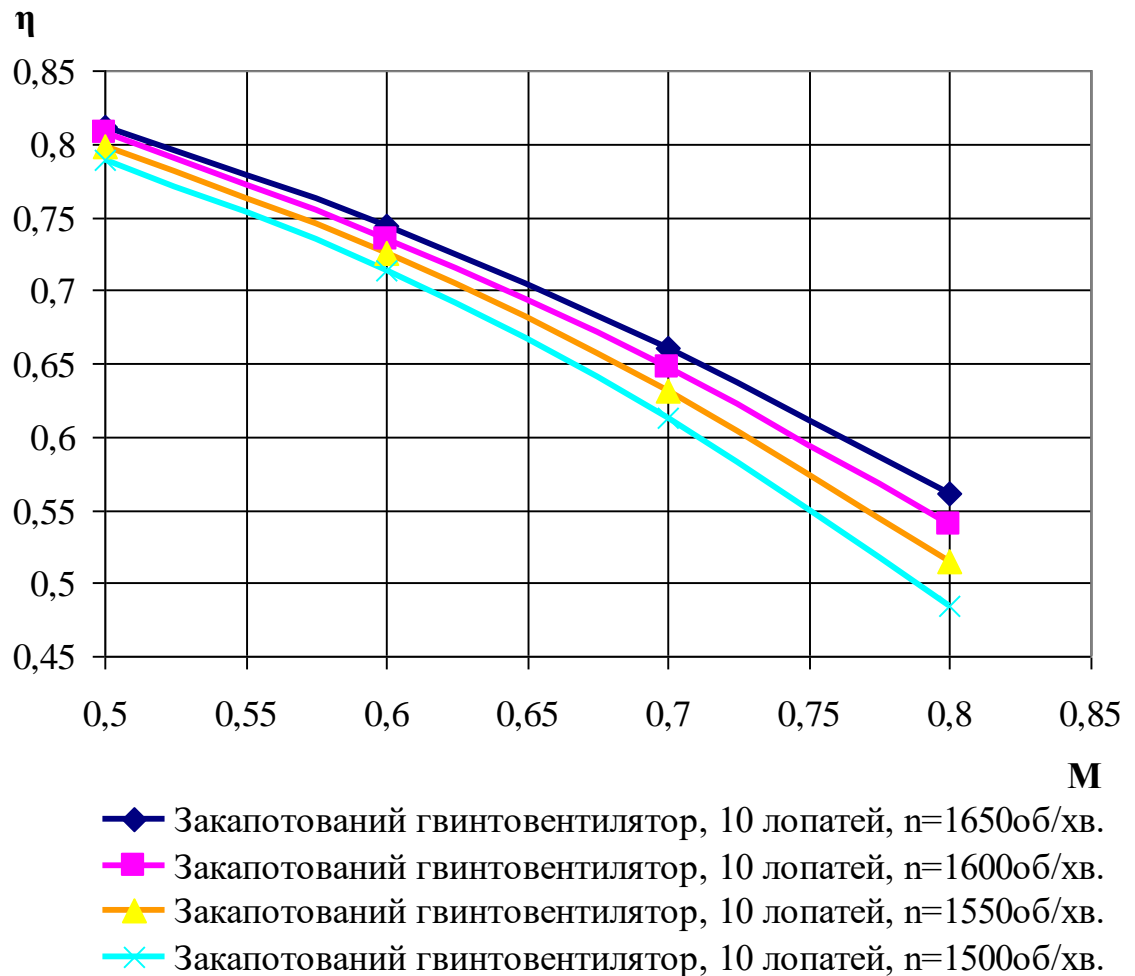


Рис. 3.13. Залежність ККД від числа Маха на вході для закапотованого гвинтовентилятора з 10 лопатями, $H=0$ км

Для 10 лопатевого гвинтовентилятора при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. в діапазоні чисел Маха на вході від 0,5 до 0,8 на режимі роботи на землі $H=0$ км ККД змінюється в діапазоні від 0,49 до 0,81. Мінімальні значення ККД відповідають числу Маха $M=0,8$, максимальні - $M=0,5...0,6$. Також, як і для 14 та 12 лопатевого гвинтовентилятора, при збільшенні частоти обертання гвинтовентилятора, ККД зростає.

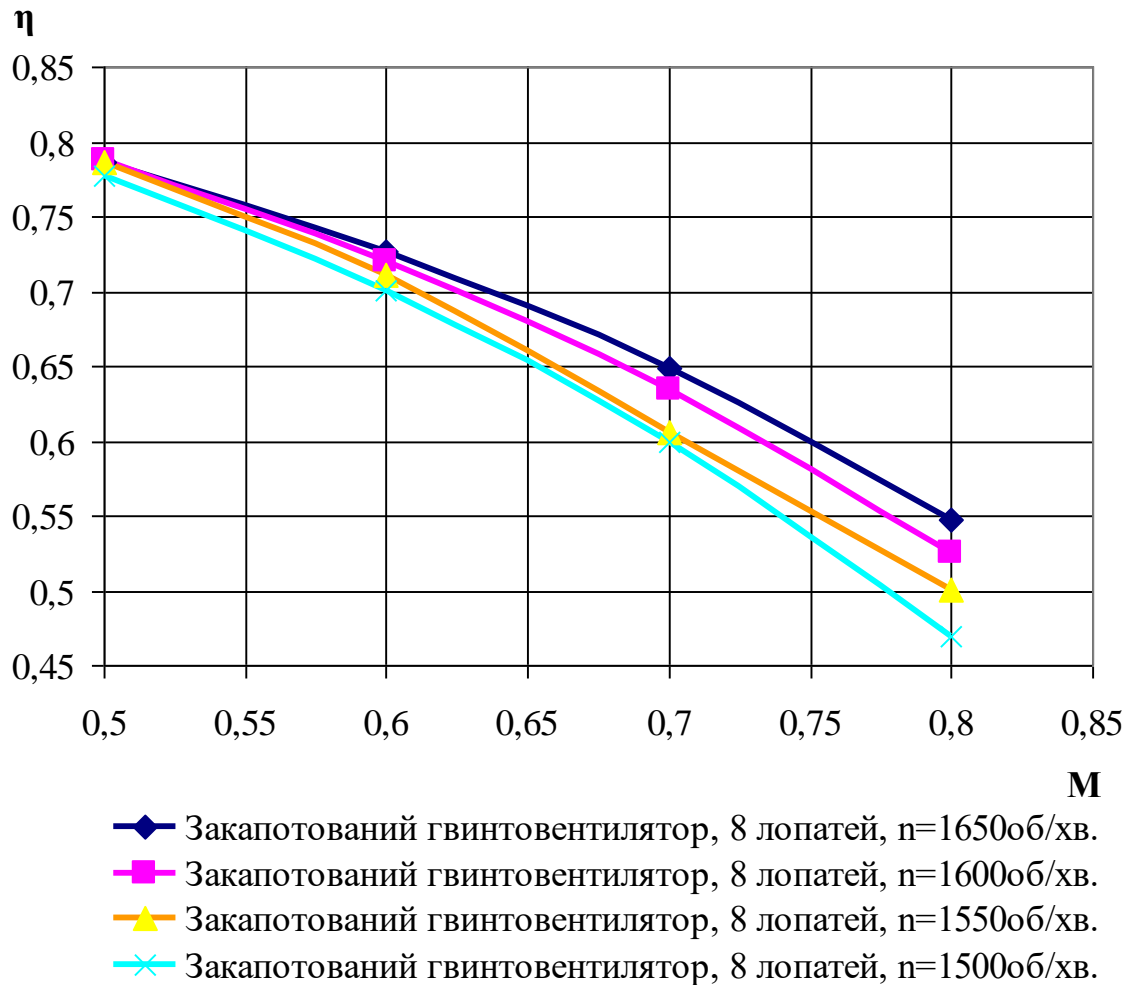


Рис. 3.14. Залежність ККД від числа Маха на вході для закапотованого гвинтовентилятора з 8 лопатями, $H=0$ км

Отже, для 8 лопатевого гвинтовентилятора при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. в діапазоні чисел Маха на вході від 0,5 до 0,8 на режимі роботи на землі $H=0$ км ККД змінюється в діапазоні від 0,47 до 0,79. Мінімальні значення ККД відповідають числу Маха $M=0,8$, максимальні - $M=0,5 \dots 0,6$.

При збільшенні частоти обертання ККД закапотованого гвинтовентилятора збільшується. Найбільші значення ККД має гвинтовентилятор з 14 лопатями. При роботі на землі $H=0$ км при зменшенні кількості лопатей від 14 до 8 ККД зменшується від 0,5...0,83 до 0,47...0,79 в розглянутому діапазоні чисел Маху $M=0,5 \dots 0,8$ і частоті обертання ротора від 1650 об/хв. до 1500 об/хв.

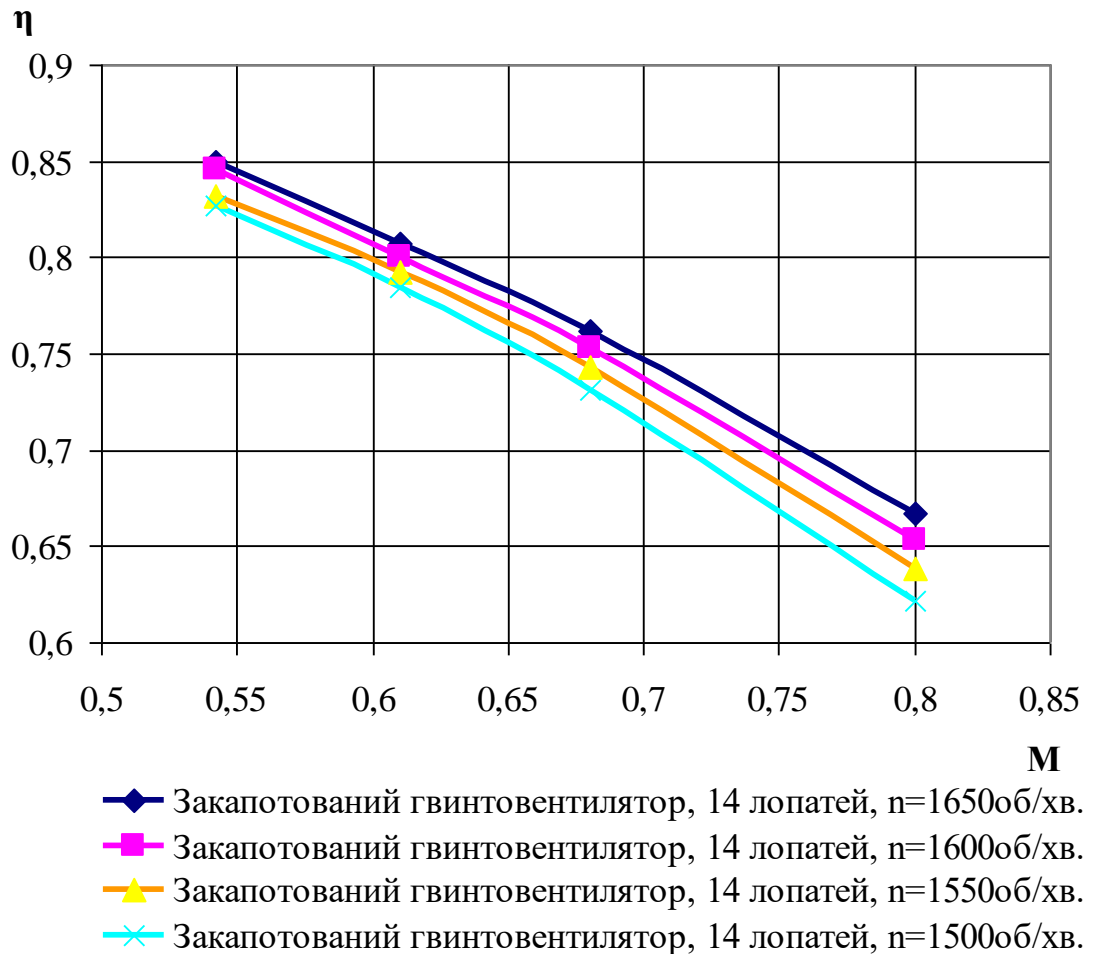


Рис. 3.15. Залежність ККД від числа Маха на вході для закапотованого гвинтовентилятора з 14 лопатями, $H=11$ км

Для 14 лопатевого гвинтовентилятора при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. в діапазоні чисел Маха на вході від 0,54 до 0,8 на крейсерському режимі роботи на висоті $H=11$ км ККД змінюється в діапазоні від 0,62 до 0,85. Мінімальні значення ККД відповідають числу Маха $M=0,8$, максимальні - $M=0,54 \dots 0,65$.

Для 12 лопатевого гвинтовентилятора при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. в діапазоні чисел Маха на вході від 0,54 до 0,8 на крейсерському режимі роботи на висоті $H=11$ км ККД змінюється в діапазоні від 0,62 до 0,83. Мінімальні значення ККД відповідають числу Маха $M=0,8$, максимальні - $M=0,54 \dots 0,65$.

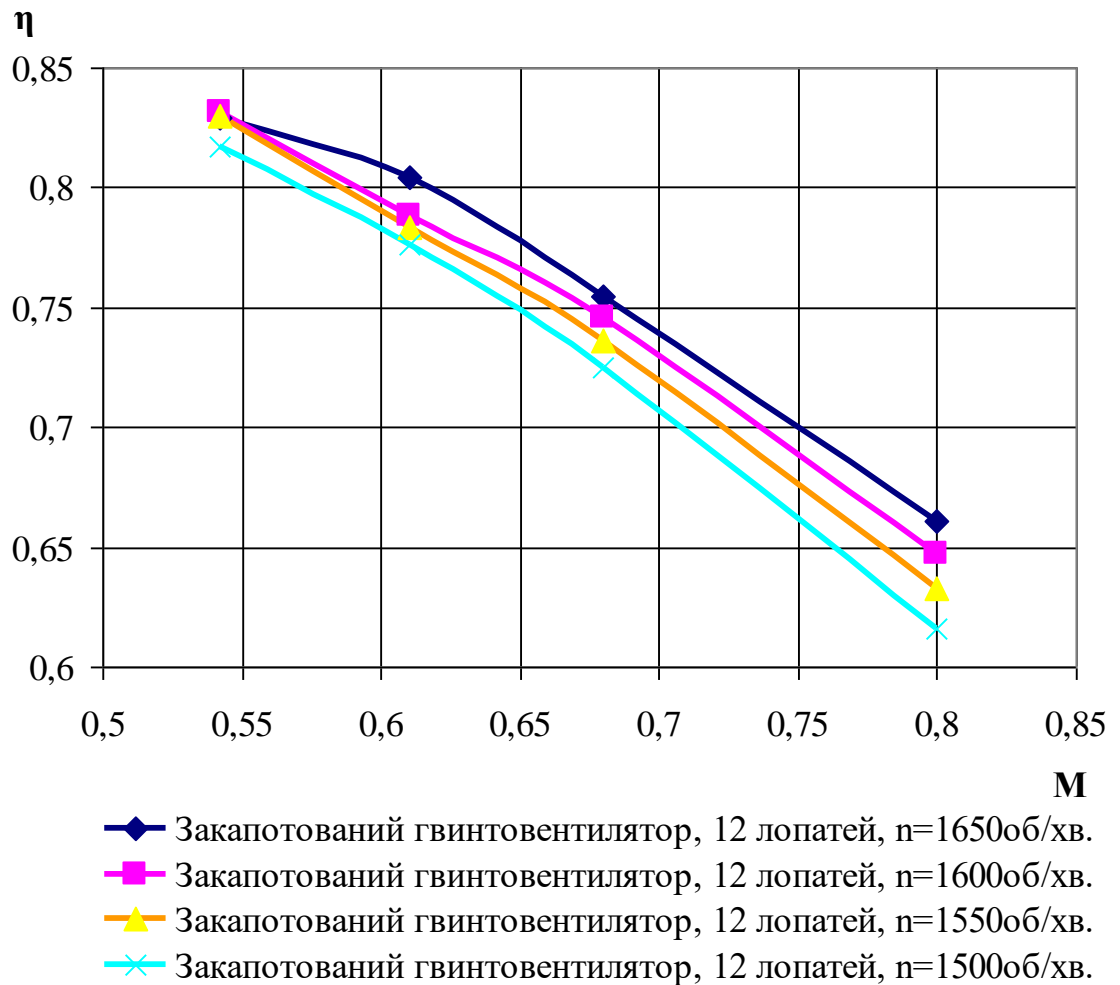


Рис. 3.16. Залежність ККД від числа Маха на вході для закапотованого гвинтовентилятора з 12 лопатями, $H=11$ км

Для 10 лопатевого гвинтовентилятора при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. в діапазоні чисел Маха на вході від 0,54 до 0,8 на крейсерському режимі роботи на висоті $H=11$ км ККД змінюється в діапазоні від 0,6 до 0,82. Мінімальні значення ККД відповідають числу Маха $M=0,8$, максимальні - $M=0,54\dots 0,65$.

Для 8 лопатевого гвинтовентилятора при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. в діапазоні чисел Маха на вході від 0,54 до 0,8 на крейсерському режимі роботи на висоті $H=11$ км ККД змінюється в діапазоні від 0,58 до 0,77. Мінімальні значення ККД відповідають числу Маха $M=0,8$, максимальні - $M=0,54\dots 0,65$.

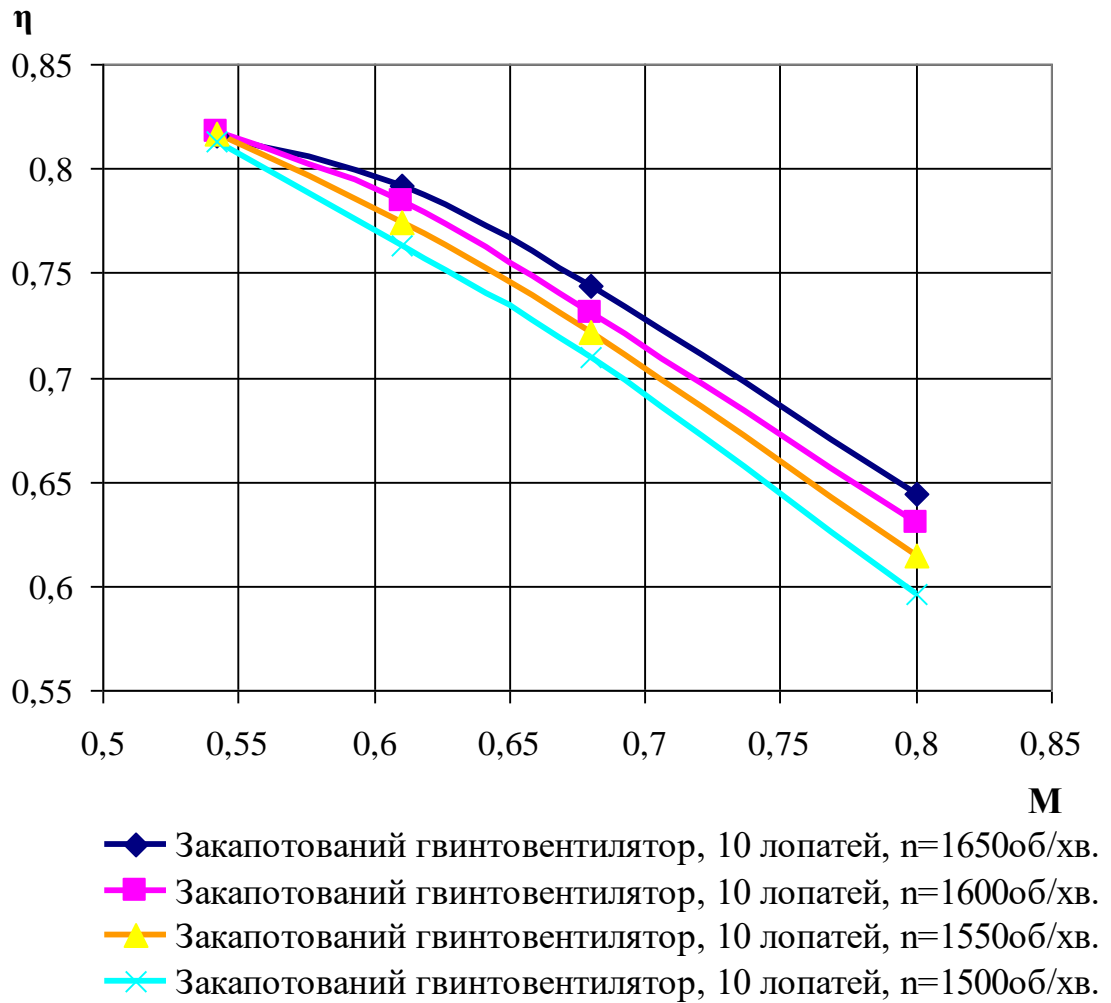


Рис. 3.17. Залежність ККД від числа Маха на вході для закапотованого гвинтовентилятора з 10 лопатями, $H=11$ км

Проаналізувавши отримані результати щодо ККД закапотованого гвинтовентилятора, можна відзначити, що при роботі на землі ККД знижується. При збільшенні частоти обертання ККД закапотованого гвинтовентилятора збільшується. Найбільші значення ККД має гвинтовентилятор з 14 лопатями. При роботі на крейсерському режимі роботи на висоті $H=11$ км при зменшенні кількості лопатей від 14 до 8 ККД зменшується від 0,62...0,85 до 0,58...0,77 в розглянутому діапазоні чисел Маху $M=0,5...0,8$ і частоті обертання ротора від 1650 об/хв. до 1500 об/хв.

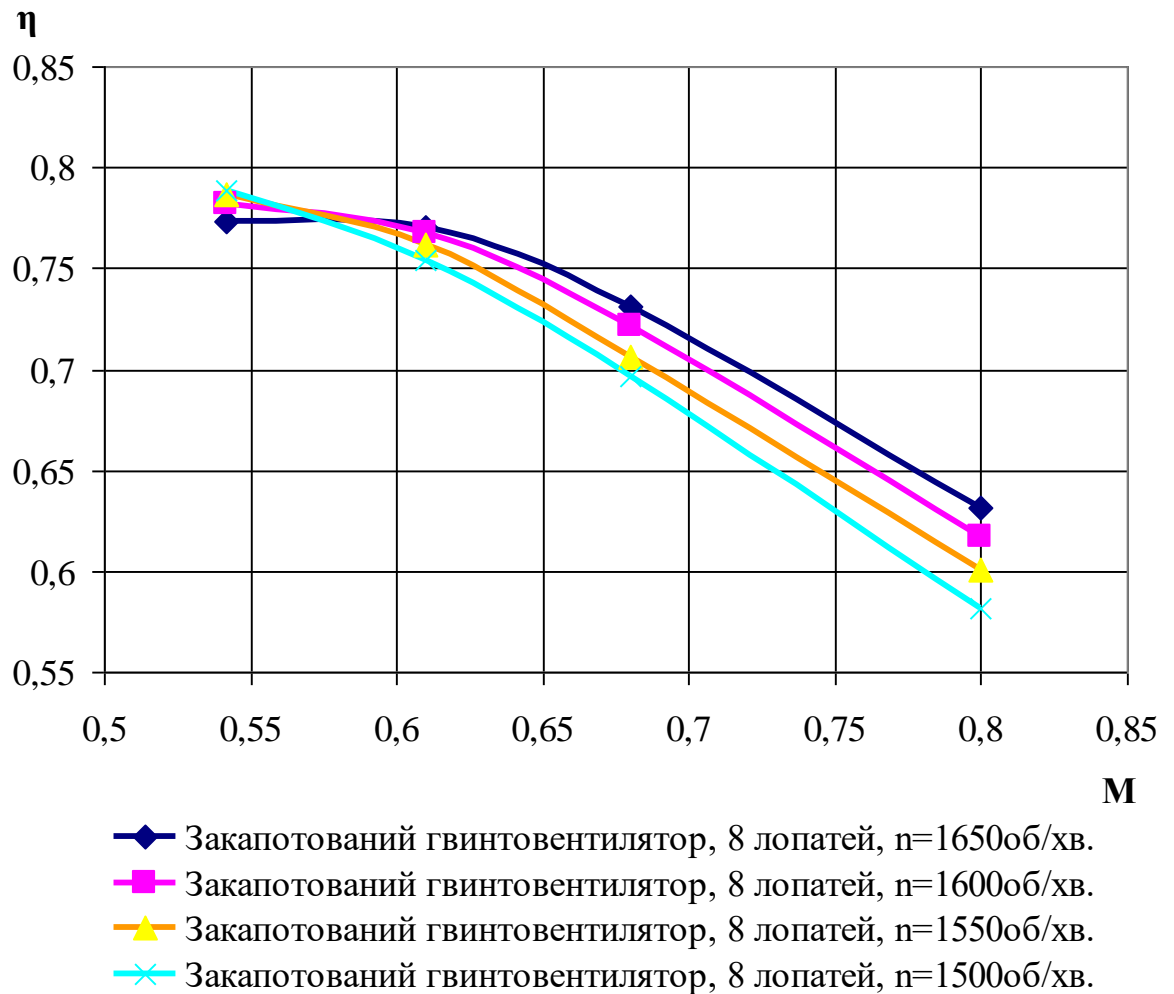
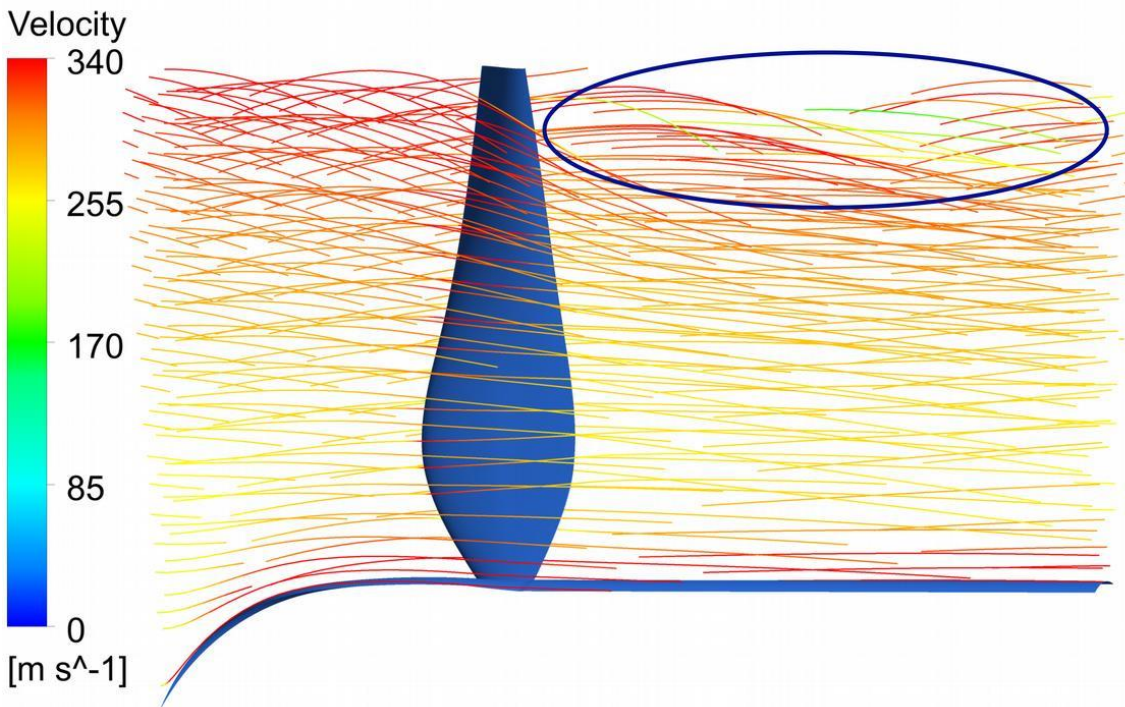
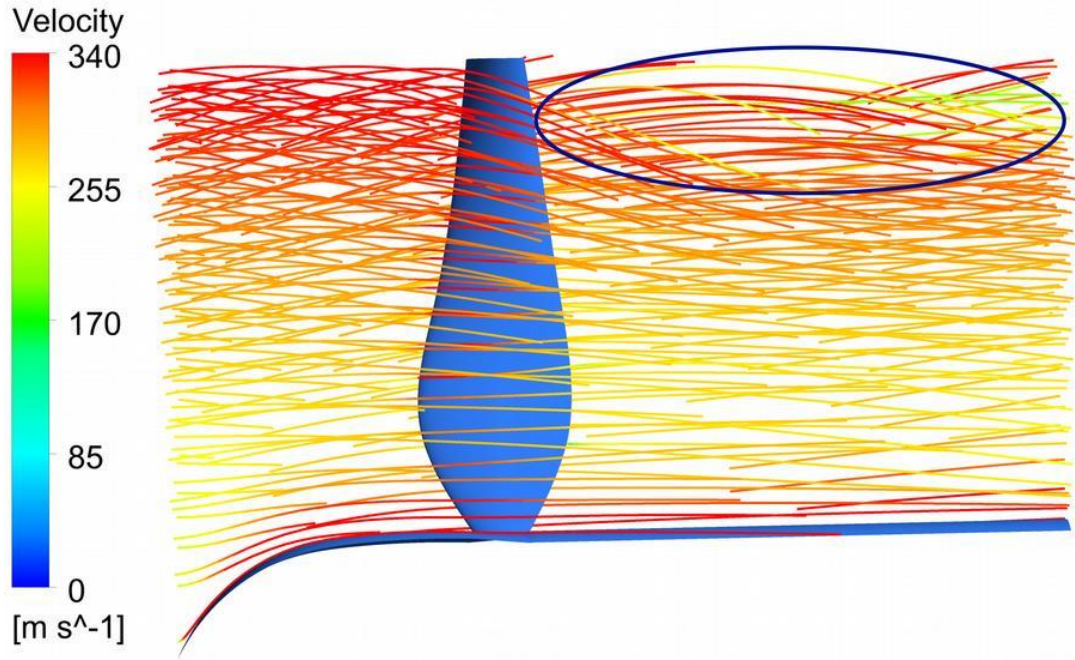


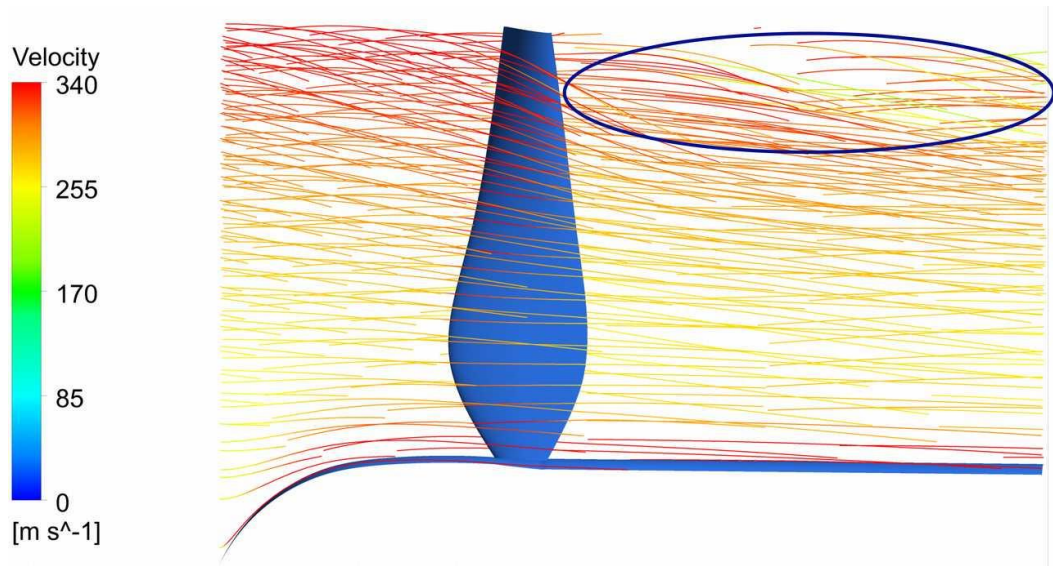
Рис. 3.18. Залежність ККД від числа Маха на вході для закапотованого гвинтовентилятора з 8 лопатями, $H=11$ км

Тобто, закапотований гвинтовентилятор з 14 лопатями буде більш ефективний, ніж закапотований гвинтовентилятор з 8 лопатями.

3.4. Оцінка характеру обтікання відкритого та закритого гвинтовентилятора

Якісний характер зміни обтікання при зміні кількості лопатей демонструє візуалізація ліній струменя при обтіканні відкритого гвинтовентилятора (рис. 3.19) при числі Маха на вході $M=0,7$.

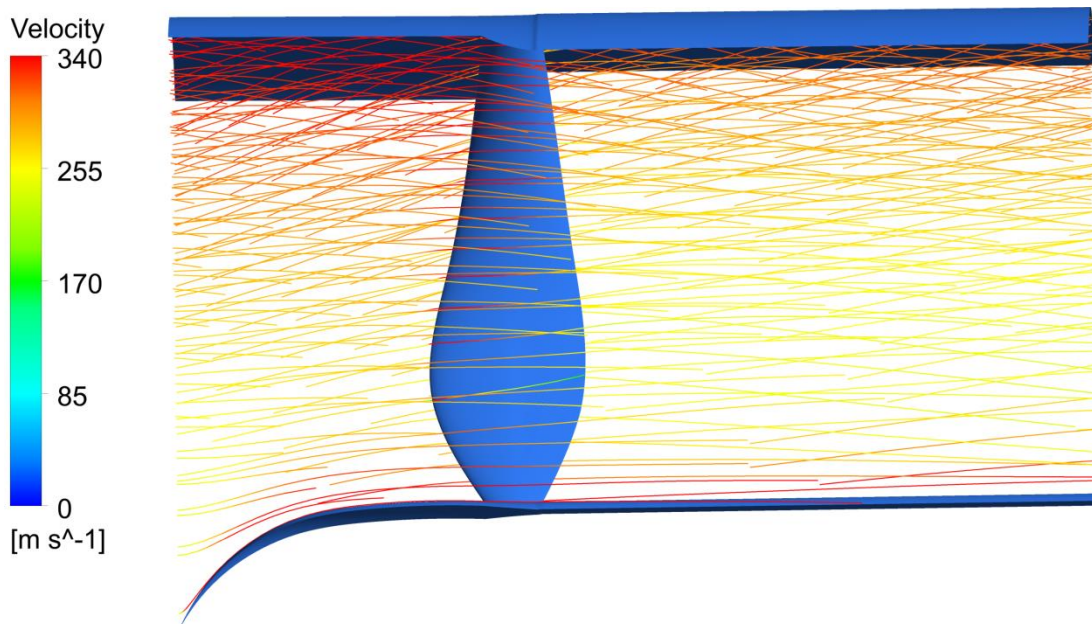




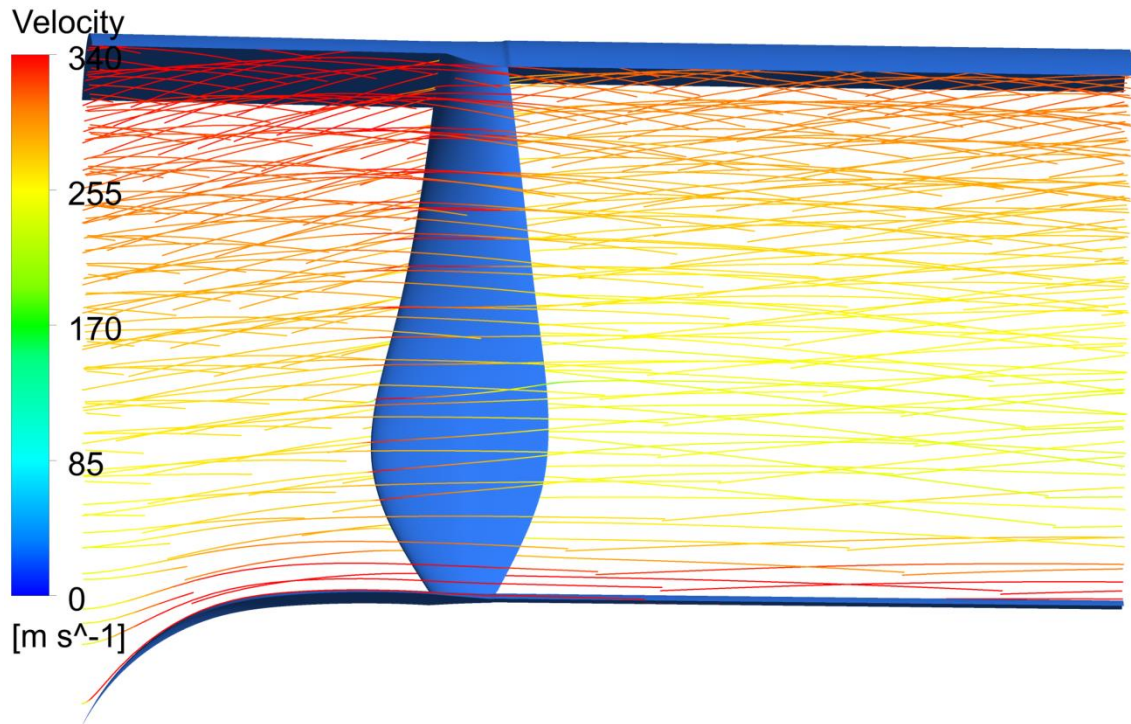
в

Рис. 3.19. Візуалізація ліній струменя в меридіональному розрізі при обтіканні відкритого гвинтовентилятора: *а* – відкритий гвинтовентилятор з 8 лопатями; *б* – відкритий гвинтовентилятор з 10 лопатями; *в* – відкритий гвинтовентилятор з 12 лопатями

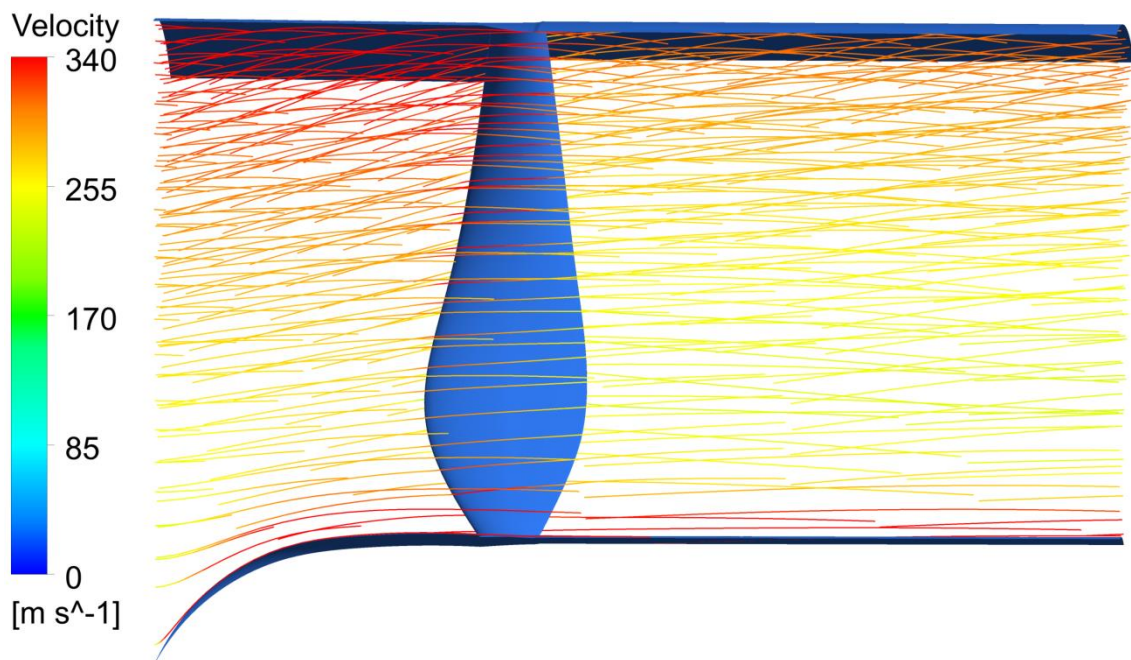
На рис. 3.20 представлено візуалізацію обтікання при зміні кількості лопатей закапотованого гвинтовентилятора при числі Маха на вході $M=0,7$.



а



б



в

Рис. 3.20. Візуалізація ліній струменя в меридіональному розрізі при обтіканні закапотованого гвинтовентилятора: *а* – закапотований гвинтовентилятор з 8 лопатями; *б* – закапотований гвинтовентилятор з 10 лопатями; *в* – закапотований гвинтовентилятор з 12 лопатями

Аналіз представлених результатів моделювання течії в закапотованому та відкритому гвинтовентиляторі показує, що характер обтікання змінюється. На рис. 3.19 еліпсами виділено зони, де характер течії зазнає змін. Наявність капоту сприяє зменшенню вихрового обтікання в периферійній зоні лопаті.

Обтікання лопатей відкритого та закритого гвинтовентилятора мають складний характер обтікання. Перерізи лопатей при цьому обтікаються зі змінними за радіусом лопатей кутами атаки і відносними числами Маха.

При обтіканні відкритого гвинтовентилятора можна відмітити особливість, що має місце при обтіканні всіх трьох досліджуваних варіантів – вихрові сліди за лопатями в периферійній частині (рис. 3.19). Це спричинює нерівномірність потоку за гвинтовентилятором у радіальному та коловому напрямку (на рис. 3.19 характерні зони виділені еліпсом). Якщо за таким гвинтовентилятором розмістити двигун, то відстань між гвинтовентилятором і двигуном повинна бути достатньо суттєва для можливості максимально вирівняти потік повітря, що буде подаватися на вхід у двигун. Збільшення відстані між відкритим гвинтовентилятором і двигуном призведе до збільшення габаритів літака та підвищення ваги, що негативно вплине на його економічність.

Візуалізація ліній струменя при обтіканні закапотованого гвинтовентилятора для всіх досліджуваних варіантів з 8, 10 та 12 лопатями має схожий характер обтікання (рис. 3.19). На периферії наявні зони підвищеної швидкості, однак при цьому не спостерігається зон з вихроутворення. Також слід відмітити, що нерівномірність потоку за закапотованим гвинтовентилятором значно нижче, тому відстань між гвинтовентилятором і вхідним пристроєм силової установки може бути зменшено на відміну від силової установки з відкритим гвинтовентилятором. Зменшення відстані позитивно вплине на вагу та економічність двигуна.

Висновки за третім розділом

Удосконалена методика аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності. Методика дозволяє проєктувати лопатковий вінець закапотованого гвинтовентилятора з урахуванням заданих параметрів газогенератора, проводити вибір кількості лопатей та оцінювати його характеристики.

Отримані залежності сили тяги від числа Маха на вході для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора показують, що збільшення лопатей з 8 до 14 приводить до зростання сили тяги як в закапотованому, так і у відкритому гвинтовентиляторі на крейсерському режимі роботи та на землі.

Збільшення кількості лопатей в закапотованому гвинтовентиляторі з 8 до 14 дозволяє збільшити силу тяги гвинтовентилятора до 57 % на крейсерському режимі роботи і до 48% на режимі роботи на землі.

Аналіз отриманих залежностей сили тяги від числа Маха на вході для закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи показує, що капот дає суттєвий приріст у тязі від 23,2% до 69,2%. Найбільші значення сили тяги для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора спостерігаються для частоти обертання 1650 об/хв. для гвинтовентилятора, який має з 14 лопатей. Найбільший відносний приріст у тязі в закапотованому гвинтовентиляторі спостерігається у 8-ми лопатевого гвинтовентилятора і сягає до 69,2%.

Аналіз отриманих залежностей сили тяги від числа Маха на вході для закапотованого і відкритого гвинтовентилятора на режимі роботи на землі показує, що капот дає суттєвий приріст у тязі від 28,8% до 77,2%. Як і для крейсерського режиму роботи гвинтовентилятора на висоті $H=11$ км найбільші значення сили тяги для відкритого та закапотованого гвинтовентилятора спостерігаються для частоти обертання 1650 об/хв. для гвинтовентилятора, який має з 14 лопатей. Найбільший відносний приріст у тязі в закапотованому

гвинтовентиляторі спостерігається у 8-ми лопатевого гвинтовентилятора і сягає до 77,2%.

При роботі на землі ККД знижується. При збільшенні частоти обертання ККД закапотованого гвинтовентилятора збільшується. Найбільші значення ККД має гвинтовентилятор з 14 лопатями.

При роботі на землі $H=0$ км при збільшенні кількості лопатей від 8 до 14 ККД збільшується від 0,47...0,79 до 0,5...0,83 в розглянутому діапазоні чисел Маху $M=0,5...0,8$ і частоті обертання ротора від 1650 об/хв. до 1500 об/хв.

При роботі на крейсерському режимі роботи на висоті $H=11$ км при зменшенні кількості лопатей від 14 до 8 ККД зменшується від 0,62...0,85 до 0,58...0,77 в розглянутому діапазоні чисел Маху $M=0,5...0,8$ і частоті обертання ротора від 1650 об/хв. до 1500 об/хв.

Тобто, закапотований гвинтовентилятор з 14 лопатями є більш ефективним, ніж закапотований гвинтовентилятор з 8 лопатями.

Якісний характер зміни обтікання при зміні кількості лопатей демонструє візуалізація ліній струменя при обтіканні відкритого і закапотованого гвинтовентилятора. При обтіканні відкритого гвинтовентилятора можна відмітити особливість, що має місце при обтіканні всіх трьох досліджуваних варіантів – вихрові сліди за лопатями в периферійній частині. Візуалізація ліній струменя при обтіканні закапотованого гвинтовентилятора має схожий характер обтікання. На периферії наявні зони підвищеної швидкості, однак при цьому не спостерігається зон з вихроутвореннями.

Матеріали розділу опубліковані у роботах автора [97-103].

РОЗДІЛ 4

ОЦІНКА ВПЛИВУ ОПОРУ КАПОТУ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ПРИ РОЗРАХУНКУ ЕФЕКТИВНОЇ ТЯГИ ЗАКАПОТОВАНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ДВИГУНА З НАДВИСОКИМ СТУПЕНЕМ ДВОКОНТУРНОСТІ

4.1. Методика урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності

Одним із важливих напрямів удосконалення повітряних гвинтів та гвинтовентиляторів є збільшення коефіцієнта корисної дії. Сучасне двигунобудування виділяє ряд напрямів досліджень щодо підвищення коефіцієнта корисної дії повітряних гвинтів та гвинтовентиляторів. Насамперед, це скорочення індуктивних осьових та окружних втрат у потоці за гвинтовентилятором (гвинтом). Важливу роль відіграє зменшення профільних втрат. При проведенні заходів зниження профільних втрат використовують у перерізах лопатей гвинтовентилятора (гвинта) більш досконалі аеродинамічні профілі. Зниженню окружних індуктивних втрат сприяє використання співвісних гвинтів протилежного напрямку обертання, або установкою за гвинтовентилятором (гвинтом) спрям них лопатей або стійок. Також можливе удосконалення конструкції гвинта шляхом встановлення перед ним напрямних лопатей. Мінімізації осьових індуктивних втрат сприяє при заданій тязі відкидання більшої маси повітря гвинтовентилятором (гвинтом) з меншою швидкістю. Реалізувати цей ефект можна зі збільшенням діаметральних розмірів гвинтовентилятора (гвинта). Але при збільшенні діаметральних розмірів гвинта вага гвинтовентилятора збільшиться, що може негативно позначитися на характеристиках літального апарату та призвести до зниження економічності. Також при збільшенні діаметра гвинтовентилятора може виникнути проблема з його компонуванням літаком.

Одним із можливих шляхів вирішення проблеми зниження гідравлічних втрат гвинтовентилятора та гвинта є використання закапотованих гвинтовентиляторів (гвинтів). Капот закапованого гвинтовентилятора є профільованим кільцем. Основна перевага закапованого гвинтовентилятора перед відкритим гвинтовентилятором (гвинтом) полягає у значному збільшенні тяги при одній і тій же витраченій потужності. При обтіканні закапованого гвинтовентилятора на носовій частині профільованого капота виникає значна за величиною підсмоктувальна сила, проекція якої на напрям руху забезпечує додатню тягу капота. Крім того, наявність капота як природного огороження лопатей приводить до зниження кінцевих втрат гвинтовентилятора. Проблема додаткової ваги рушія через наявність капота вирішується використанням в його конструкції легких композитних матеріалів.

Для наступного покоління сімейств авіаційних двигунів необхідні подальше зниження витрати палива та викидів, зниження рівня акустичної емісії. Одним з перспективних напрямів розвитку двигунобудування є розробка турбогвинтовентиляторних двигунів з відкритим або закапованим гвинтовентилятором великим або надвеликим ступенем двоконтурності. Турбовинтовентиляторні двигуни мають високу паливну економічність в порівнянні з іншими газотурбінними двигунами. Наявність відкритого гвинтовентилятора спричиняє збільшення акустичного випромінювання силовою установкою. Однак, використання закапованого гвинтовентилятора, певною мірою, дозволяє вирішити питання зниження шуму. Крім того, як показали результати дослідження представлені в третьому розділі, наявність капота дозволяє суттєво збільшити тягу гвинтовентилятора. Однак, варто також відзначити, що при розрахунку характеристик закапованого гвинтовентилятора для турбогвинтовентиляторного двигуна з великим і надвеликим ступенем двоконтурності залишаються актуальними питання оцінки урахування опору капота гвинтовентилятора. У роботі [104] представлений огляд опублікованих робіт з каналних (закапованих) гвинтовентиляторів (вентиляторів) для літальних апаратів. Розглянуто ранні та недавні експерименти

з повнорозмірними або модельними каналними (закапотованими) гвинтовентиляторами (вентиляторами). Також узагальнюються теоретичні дослідження, моделювання нижчого порядку та високоточне моделювання CFD. Складено та обговорено тестові матриці кількох експериментальних та чисельних досліджень. Авторами запропоновано бачення проблем майбутніх досліджень каналних гвинтовентиляторів (вентиляторів). Представлені результати показують переваги та недоліки закапотованих гвинтовентиляторів, однак автори упускають з розгляду питання щодо ефективної тяги, оцінки розрахунку ефективної тяги для каналних (закапотованих) гвинтовентиляторів і вентиляторів.

Авторами роботи [105] запропоновано метод оптимізації закапотованого гвинтовентилятора з метою збільшення тяги. Однак, при розрахунку автори не враховували опір капота.

У статті [106] представлений метод моделювання рухових установок з каналним вентилятором для невеликих літаків з електричним гібридним приводом, заснований на методах аналізу середнього потоку. Дослідження основних проєктних параметрів забезпечують основу для обговорення потенційних переваг у порівнянні з відкритими гвинтовентиляторами (гвинтами), а також можливі нові сфери застосування каналного гвинтовентилятора (вентилятора). Робочі характеристики вентилятора отримані за допомогою методів аналізу середнього аеродинамічного потоку та напівемпіричних кореляцій втрат. Методи, засновані на фізиці процесу, застосовуються для оцінки опору гондоли та рівня шуму. Вивчаються змінні конструкції каналного вентилятора, щоб визначити основні компроміси та сприятливі конструкції для реалізації цільового призначення літака, приділяючи особливу увагу шуму. У роботі [106] автори особливу увагу приділяють розрахунку опору гондоли для повнішої оцінки результатів параметричних досліджень у геометрії каналного вентилятора. Однак, через складну взаємодію з аеродинамікою літального апарату автори роблять лише початкову оцінку, в

основному з урахуванням вкладу адитивного опору, опору тертя та опору задньої (хвостової) частини.

У роботі [107] представлені результати випробувань двох двигунів із високим ступенем двоконтурності. Показано, що двигуни демонструють досить великий опір мотогондоли та пілону, а також збільшення опору із збільшенням тяги двигуна. Що свідчить про обов'язкове урахування опору мотогондоли під час розрахунку ефективної тяги двигуна. У роботі [108] зроблено огляд різних концепцій силових установок з великим ступенем двоконтурності з однорядним та дворядним закапотованим гвинтовентилятором. При цьому бралися до уваги такі важливі аспекти, як питома витрата палива на крейсерських швидкостях польоту, що включає опір гондоли, основні геометричні розміри, масу, умови установки та особливо дані про шум. Автори наголошують на тому, що великий вплив на значення параметра опір капота надає співвідношення вхідного та максимального діаметра капота.

В роботі [109] представлені результати моделювання течії для оцінки тяги закапотованого та відкритого співвісного гвинтовентилятора, які проводилися за однакових умов польоту. Результати дослідження показали, що наявність капота дає досить значний приріст тяги – тяга співвісного гвинтовентилятора збільшується на 82%. Збільшення тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора дозволяє знизити частоту обертання гвинтовентилятора для забезпечення тяги як у відкритого гвинтовентилятора, що призведе до покращення акустичних характеристик гвинтовентилятора. Також, автори відзначають, що зменшення акустичного випромінювання можна досягти за рахунок розміщення в капоті конструкцій, що поглинають звук. Однак при розрахунках автори не враховували опір капота співвісного гвинтовентилятора.

Аналіз матеріалу, представленого в роботах [104-109] показує, що оцінка урахування опору капота при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвеликим ступенем двоконтурності є актуальним науково-прикладним завданням.

Тяга закапотованого гвинтовентилятора R - тяга, яку розвивав би закапотований гвинтовентилятор, якщо б його зовнішнє обтікання було б ідеальним (тобто без тертя, відривів потоку і стрибків ущільнення). Для визначення тяги можна використати формулу Б.С. Стечкина [96]:

$$R = G_2 c_2 - G_1 V + (p_2 - p_H) F_2, \quad (4.1)$$

де G_1, G_2 - витрата повітря на вході і виході із закапотованого гвинтовентилятора, c_2, V - осьова швидкість потоку на виході із закапотованого гвинтовентилятора і швидкість польоту, F_2 - площа прохідного перерізу на виході із закапотованого гвинтовентилятора, p_2, p_H - тиск на виході із закапотованого гвинтовентилятора і атмосферний тиск.

При повному розширенні газу у соплі до атмосферного тиску ($p_2 = p_H$) і при незмінній витраті повітря через вхідний та вихідний переріз ця формула тяги набуває наступного вигляду [96]:

$$R = G_1 (c_2 - V). \quad (4.2)$$

Однак, при польоті літака на капот будуть діяти сили опору, що знижує силу тяги закапотованого гвинтовентилятора.

При розрахунку ефективної тяги R_{ef} закапотованого гвинтовентилятора враховуються всі зовнішні сили опору, які генеруються капотом.

За фізичним змістом R_{ef} є рівнодіючою всіх сил тиску і тертя, що діють на елементи проточної частини капоту зі сторони потоку повітря, який протікає через закапотований гвинтовентилятор всередині, і зовнішнього потоку повітря, що обтікає закапотований гвинтовентилятор ззовні. Задача визначення ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора зводиться до знаходження векторної суми всіх вищезгаданих сил. Ці сили можна умовно поділити на внутрішні та зовнішні.

Внутрішні сили представляють собою суму сил тиску і тертя, які діють на робочі поверхні закапотованого гвинтовентилятора зі сторони повітря, яке протікає через закапотований гвинтовентилятор.

Зовнішні сили представляють собою сукупність сил тиску і тертя, які діють на закапотований гвинтовентилятор зі сторони обтікаючого його зовнішнього потоку. Ці сили суттєво залежать від розмірів і форми капоту, а також уого установки.

Розглянемо обтікання в польоті закапотованого гвинтовентилятора (рис. 4.1) по аналогії з мотогондолюю [110], коли вектори швидкості польоту V і швидкість витікання повітря із вихідного перерізу капоту паралельні вісі гвинтовентилятора.

Переріз в незбуреному потоці перед закапотованим гвинтовентилятором, на вході у гвинтовентилятор і на виході із капоту позначимо Н-Н, 1-1 і 2-1. Відповідно, площі цих нормальних перерізів будуть F_H , F_1 і F_2 . Зовнішню поверхню капоту умовно розділимо на три частини: лобову частину 1-М, центральну частину М- М' і кормову частину М' -2.

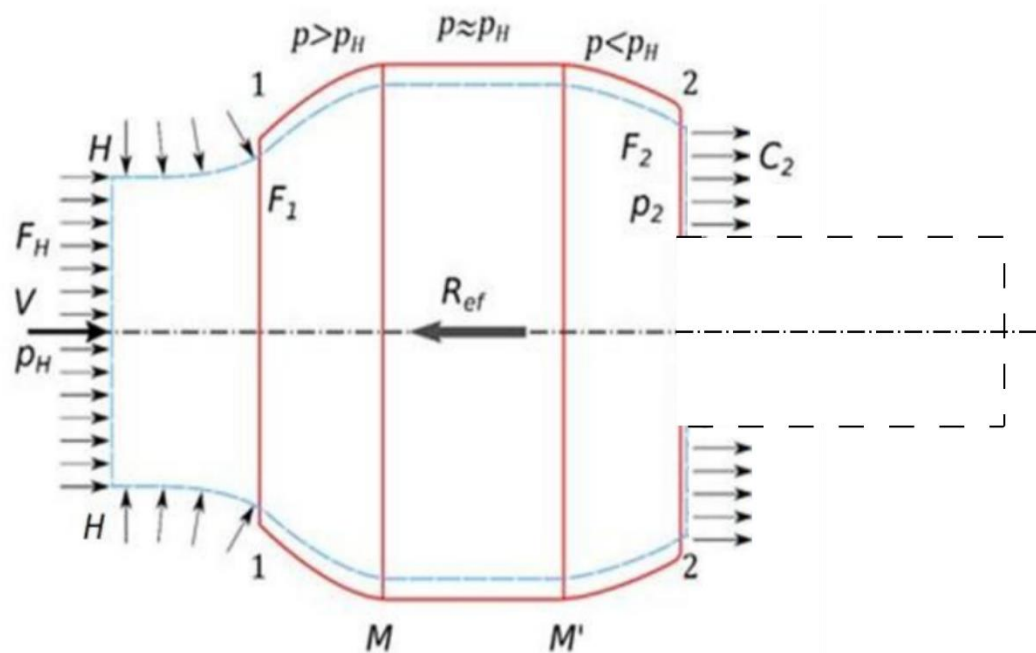


Рис. 4.1. Схема сил, що діють на закапотований гвинтовентилятор

Набігаючий потік повітря розділяється поверхнею струменя Н-1 на внутрішній, що проходить скрізь гвинтовентилятор, і зовнішній, який обтікає закапотований гвинтовентилятор ззовні.

Головною причиною виникнення зовнішнього опору закапованого гвинтовентилятора є підвищення тиску на лобовій ділянці капоту 1-М ($p > p_H$) і наявність розрідження на кормовій ділянці капоту М -с ($p < p_H$). До цього додається опір від сил тертя за всією поверхнею капоту від перерізу 1-1 до перерізу 2-2.

За аналогією з розрахунком ефективної тяги для газотурбінних двигунів [9], ефективна тяга силової установки представляє собою наступну векторну суму

$$\vec{R}_{ef} = \vec{P}_{in} + \vec{P}_{out}, \quad (4.3)$$

де \vec{P}_{in} – рівнодіюча сил тиску і тертя повітря, що діє на внутрішні поверхні закапованого гвинтовентилятора, \vec{P}_{out} - рівнодіюча сил тиску і тертя, яка діє на зовнішню поверхню капота.

Силу \vec{P}_{out} можна визначити безпосереднім інтегруванням сил тиску і тертя по зовнішній поверхні капоту. Тоді

$$\vec{P}_{out} = \int_1^2 \vec{p} dF + \vec{X}_{fr\Sigma}, \quad (4.4)$$

де $\int_1^2 \vec{p} dF$ і \vec{X}_{fr} - рівнодіючі сил тиску і тертя, що прикладені до зовнішньої поверхні капоту.

Силу \vec{P}_{in} визначимо, використовуючи теорему Ейлера [8]. Для цього виділимо об'єм струменя повітря, що обмежений наступною контрольною поверхнею (рис. 4.1): зліва – перерізом Н-Н; між перерізами Н - Н і 1 - 1 – боковою поверхнею струменя; між перерізами 1 - 1 і 2 - 2 – внутрішньою поверхнею капоту, а праворуч, на виході із закапованого гвинтовентилятора, –

перерізом 2-2. На рис. 1 границі цієї контрольної поверхні позначені пунктиром. Відкинемо повітря поза контрольної поверхні від переріза Н-Н до переріза 1-1 і в перерізі 2-2 та замінимо його дію на повітря всередині цієї поверхні силами тиску.

Закапотований гвинтовентилятор діє на повітря, що протікає через нього, з силою \vec{P}_{in} , яка дорівнює за модулем силі P_{in} , однак протилежно їй спрямована. Тоді у відповідності до теореми Ейлера

$$\vec{p}_H F_H + \int_H^1 \vec{p} dF + \vec{P}'_{in} + \vec{p}_2 F_2 = G_2 \vec{c}_2 - G_1 \vec{V}, \quad (4.5)$$

де $\vec{p}_H F_H$ і $\vec{p}_2 F_2$ - сили тертя, що прикладені до торцевих поверхонь виділеної ділянки струменя; $\int_H^1 \vec{p} dF$ - рівнодіюча сил тиску, що прикладені до бокової поверхні струменя на ділянці Н - 1; $G_2 \vec{c}_2$ - кількість руху на виході із контрольної поверхні, а $G_1 \vec{V}$ - кількість руху на вході. Причому в рівняннях (4.4) і (4.5) dF - це площа проекції елемента контрольної поверхні або поверхні капоту на площину, перпендикулярну напрямку польоту.

Так як $\vec{P}_{in} = -\vec{P}'_{in}$, то із формули (4.5) отримаємо:

$$\vec{P}_{in} = \vec{p}_H F_H + \int_H^1 \vec{p} dF + \vec{p}_2 F_2 - G_2 \vec{c}_2 + G_1 \vec{V}. \quad (4.6)$$

Підставив (4.4) і (4.6) в (4.3), визначимо ефективну тягу закапотованого гвинтовентилятора

$$\vec{R}_{ef} = \vec{P}_{in} + \vec{P}_{out} = \vec{p}_H F_H + \int_H^1 \vec{p} dF + \vec{p}_2 F_2 - G_2 \vec{c}_2 + G_1 \vec{V} + \int_1^2 \vec{p} dF + \vec{X}_{fr\Sigma}. \quad (4.7)$$

Після перетворень отримаємо:

$$\vec{R}_{ef} = \vec{p}_H F_H + \int_H^2 (\vec{p} - \vec{p}_H) dF + \vec{p}_2 F_2 - G_2 \vec{c}_2 + G_1 \vec{V} + \vec{X}_{fr\Sigma} - \vec{p}_H F_H - \vec{p}_H F_2. \quad (4.8)$$

При проектуванні отриманого виразу (9) на напрямок польоту, отримаємо:

$$R_{ef} = G_2 c_c - G_1 V + (p_2 - p_H) F_2 - \int_H^2 (p - p_H) dF - X_{fr\Sigma} . \quad (4.9)$$

Перші три члена формули (4.9) - це формула для визначення тяги (4.1), тому перетворимо вираз (4.9) наступним чином

$$R_{ef} = R - X_{duct} . \quad (4.10)$$

Тобто можна сказати, що ефективна тяга закапотованого гвинтовентилятора дорівнює тязі гвинтовентилятора, якщо відняти зовнішній опір капоту, який дорівнює $X_{duct} = \int_H^2 (p - p_H) dF - X_{fr\Sigma}$.

Зовнішній опір закапотованого гвинтовентилятора:

$$X_{duct} = \int_H^2 (p - p_H) dF - X_{fr\Sigma} ,$$

що обумовлений дією на його зовнішні поверхні сил надлишкового тиску і тертя. Перший член у правій частині рівняння представляє собою опір від сил надлишкового тиску, що діє на зовнішню поверхню капоту. Другий член обумовлен опором тертя, тобто $X_{duct} = X_{p\Sigma} - X_{fr\Sigma}$.

4.2. Оцінка опору капоту гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності

В даному підрозділі проводиться оцінка сили опору капоту закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності. Об'єктом дослідження виступає закапотований гвинтовентилятор з 14 лопатями. Діаметр

втулки гвинтовентилятора складає 0,6 м, кінцевий діаметр гвинтовентилятора – 2,924 м. На рис.4.2 зображена твердотільна модель досліджуемого закапотованого гвинтовентилятора, довжина капоту складає 3 м.

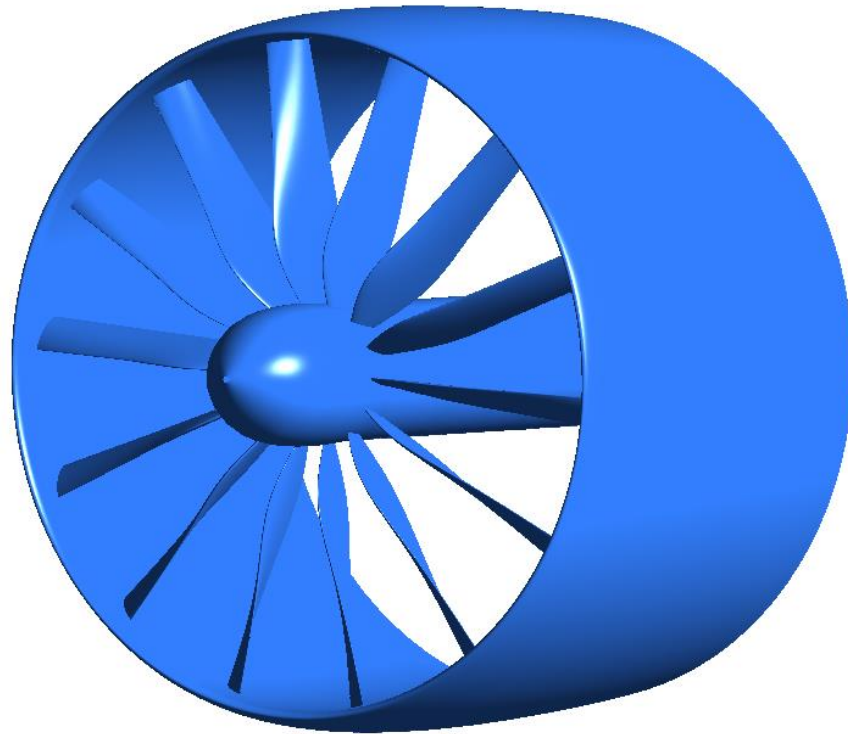


Рис. 4.2. Твердотільна модель закапотованого гвинтовентилятора

Методом чисельного експерименту проведено моделювання течії в закапотованому гвинтовентиляторі. Режим роботи: - висота $H=0$ км та $H=11$ км, досліджений діапазон частоти обертання гвинтовентилятора – 1650 об/мин...1500 об/хв., діапазон числі Маха на вході $M=0,8...0,5$.

За результатами чисельного моделювання і використання методики, представленної в підрозділі 4.1. були побудовані залежності сил опору закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха на вході для режиму роботи на землі та на крейсерській висоті $H=11$ км (рис.4.3, 4.4).

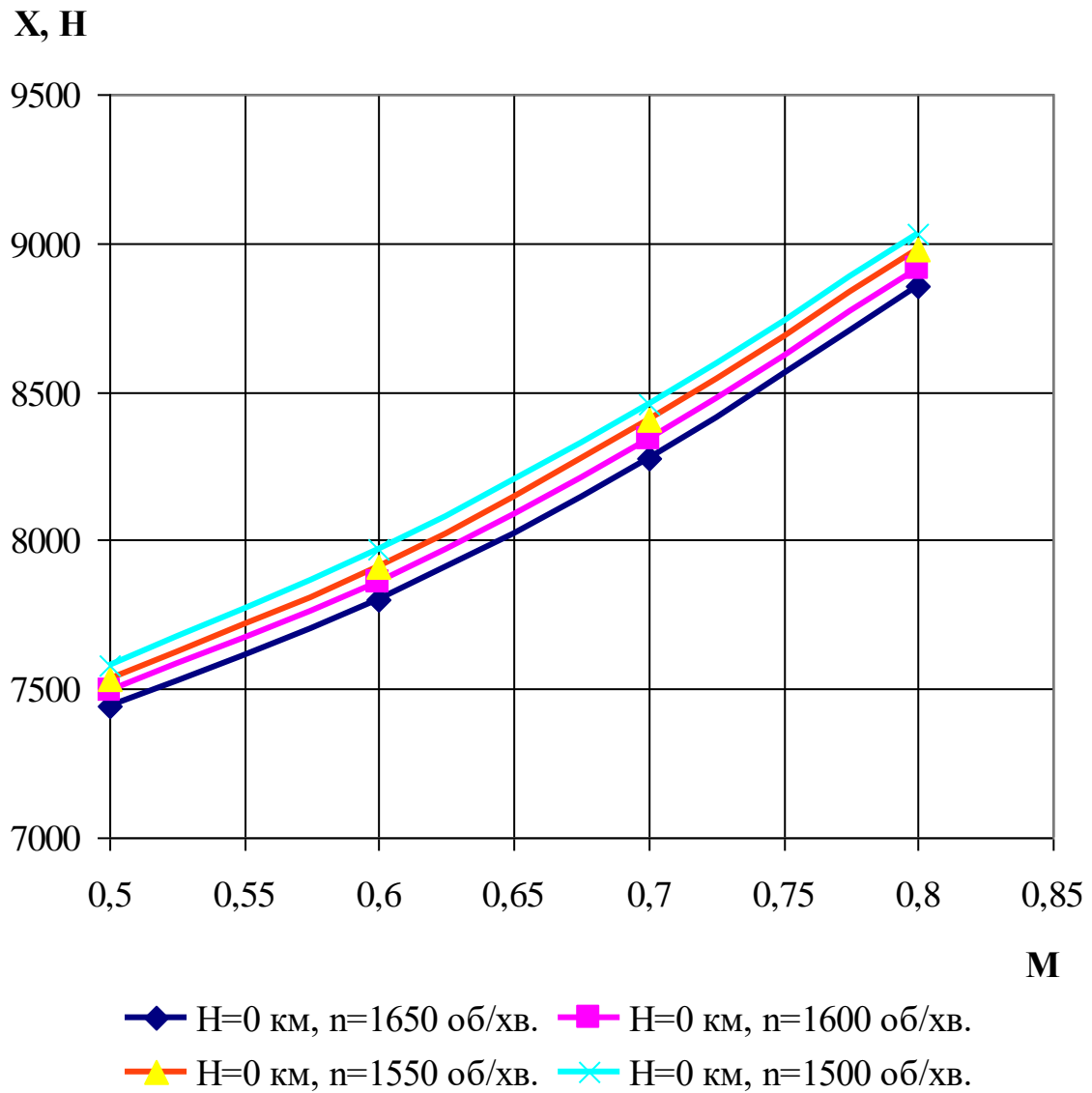


Рис. 4.3. Залежність сили опору капоту від числа Маха на вході, режим роботи $H=0$

Тобто при збільшенні частоти обертання при незмінній висоті (в даному випадку $H=0$ км), сила опору зменшується. Це можна пояснити тим, що зменшуються гідравлічні втрати при обтіканні капоту гвинтовентилятора.

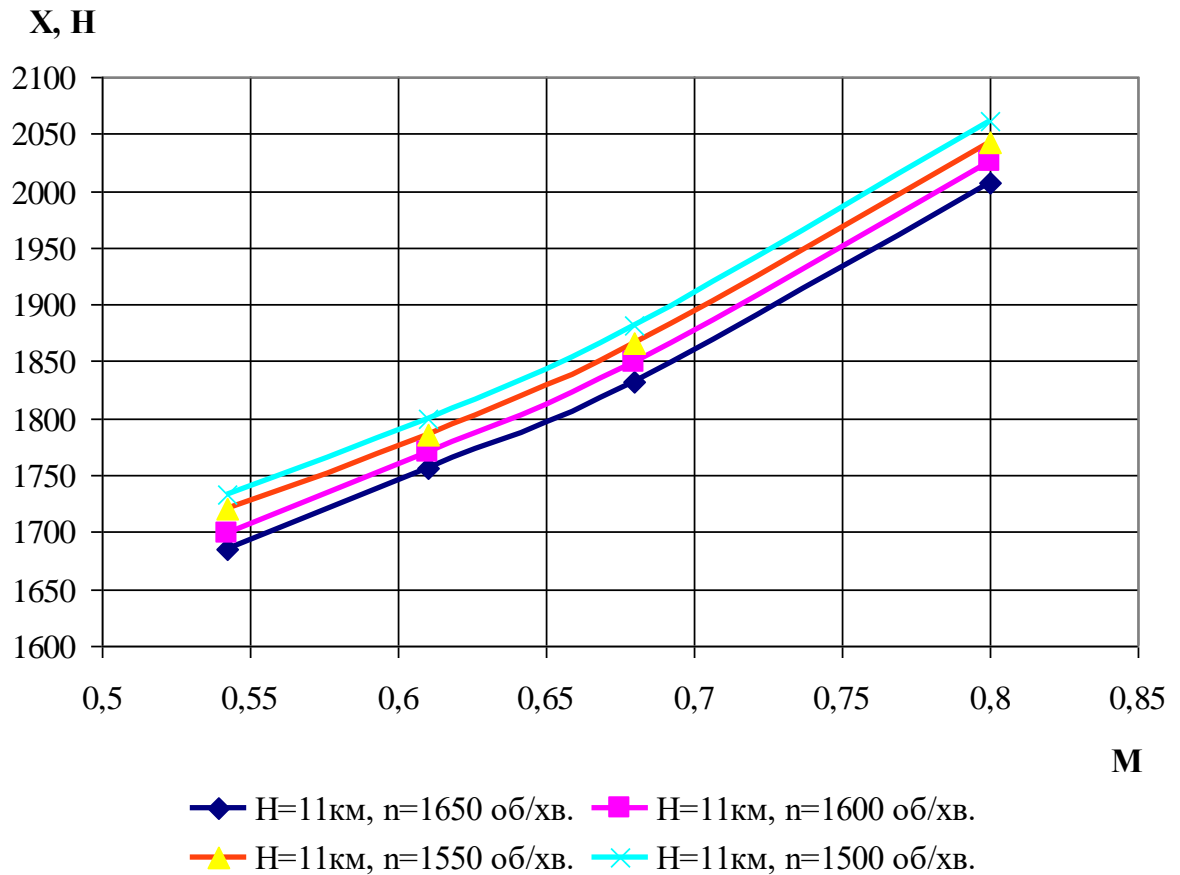


Рис. 4.4. Залежність сили опору капоту від числа Маха на вході, режим роботи $H=11$ км

Значення сили опору капоту гвинтовентилятора двигуна з надвеликим ступенем двоконтурності на висоті $H=11$ км значно менше, ніж на висоті $H=0$ км. При досліджуваному діапазоні частоти обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. і числі Маха на вході від 0,55 до 0,8 сила опору змінюється у діапазоні від 1685 Н до 2061 Н і складає відповідно від 6,4% до 15,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

Для частоти обертання 1650 об/хв. в діапазоні чисел Маху на вході від 0,55 до 0,8 сила опору складає від 1685 Н до 2007 Н (від 6,4% до 10,3%); для частоти обертання 1600 об/хв. – від 1700 Н до 2025 Н (6,8 % до 11,7%); частоти обертання 1550 об/хв. – від 1721 Н до 2042 Н (7,4% до 11,2%); частоти обертання 1500 об/хв. – від 1733 Н до 2061 Н (8 % до 15,3 %).

Таким чином, можна зробити висновок, що сила опору закапотованого гвинтовентилятора на землі набагато більша, ніж на висоті крейсерського польоту $H=11$ км і складає до 29% при $H=0$ км від тяги гвинтовентилятора, на висоті $H=11$ км – до 15,3%.

4.3. Оцінка ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності

Для досліджуваного закапотованого гвинтовентилятора (рис.4.2) проведено оцінку ефективної тяги.

Ефективна тяга розраховувалась на основі результатів чисельного експерименту моделювання течії у за капотованому гвинтовентиляторі та за допомогою методики, приведеної у підрозділі 4.1.

На рис. 4.5 та 4.6 зображені отримані залежності ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха на вході для режиму роботи на висоті $H=0$ км та $H=11$ км при частоті обертання від 1650 об/хв. до 1500 об/хв.

Аналіз результатів ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвеликим ступенем двоконтурності показує, що ефективна тяга на крейсерській висоті $H=11$ км становить від 24,790 кН до 11,392 кН при діапазоні частоти обертання ротора гвинтовентиляторі від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. При цьому при збільшенні частоти обертання ефективна тяга зростає. Найбільші значення ефективної сили тяги відповідають режиму роботи при вхідному числі Маха $M=0,5\dots 0,6$.

При роботі закапотованого гвинтовентилятора на землі при $H=0$ км ефективна тяга суттєво зростає та становить від 100,254 кН до 21,777 кН при діапазоні частоти обертання ротора гвинтовентиляторі від 1650 об/хв. до 1500 об/хв. Також, як і при режимі роботи на висоті $H=11$ км, при збільшенні частоти обертання ефективна тяга зростає.

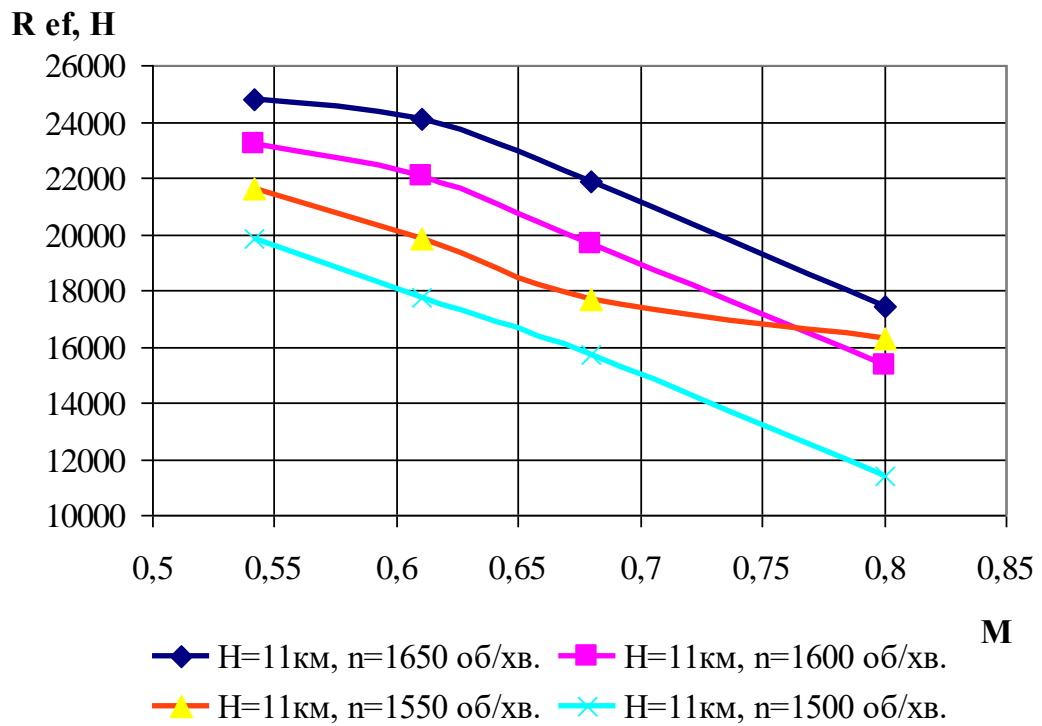


Рис. 4.5. Залежність ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха на вході, режим роботи на висоті $H=11$ км

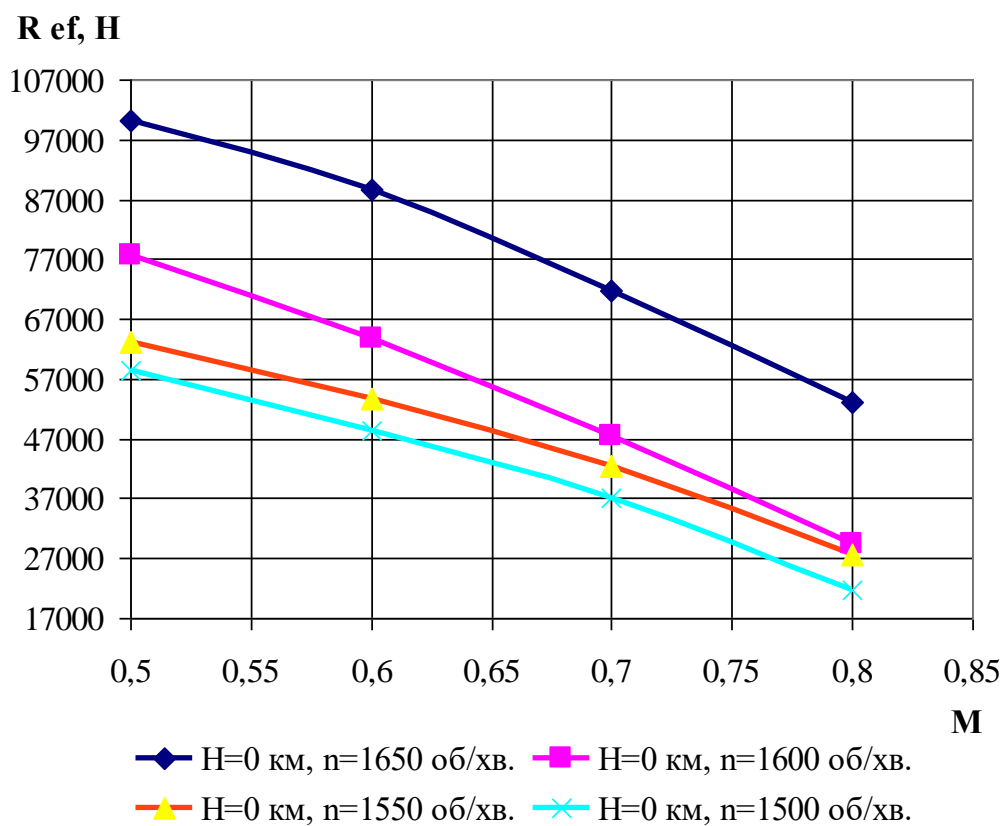


Рис.4.6. Залежність ефективної сили тяги закапотованого гвинтовентилятора від числа Маха на вході, режим роботи на висоті $H=0$ км

Найбільші значення ефективної сили тяги відповідають режиму роботи при вхідному числі Маха $M=0,5\dots 0,6$.

Проаналізуємо окремо для кожної частоти обертання при роботі на землі $H=0$ км та на крейсерській висоті $H=11$ км залежності ефективної тяги та тяги закапотованого гвинтовентилятора (рис.4.7-4.10).

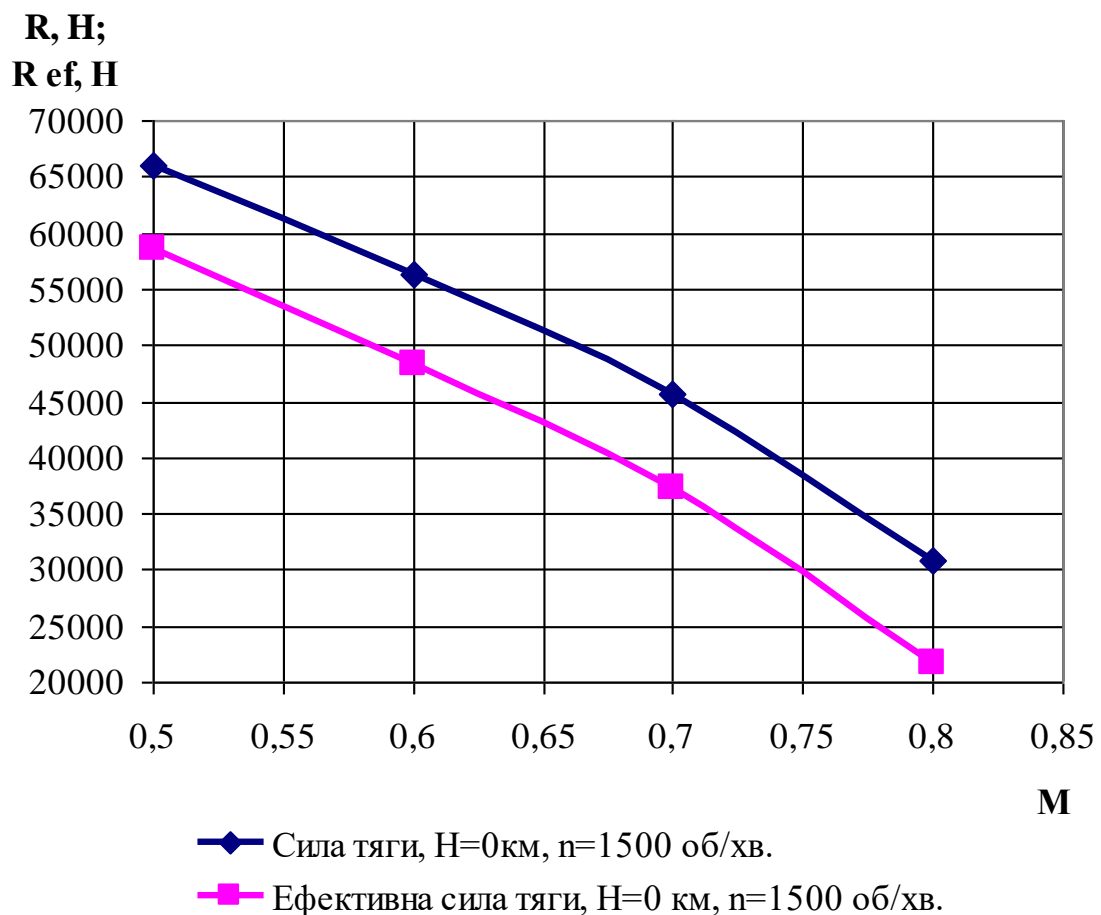


Рис. 4.7. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи $H=0$ км, частота обертання 1500 об/хв.

При режимі роботи на землі сила тяги закапотованого гвинтовентилятора при обертанні ротора гвинтовентилятора 1500 об/хв. зменшується за рахунок сил опору на 11,5%...29,3%. Тобто при значенні сили тяги від 66,101 кН до 30,809 кН ефективна тяга становить від 58,522 кН до 21,777 кН.

При частоті обертання ротора гвинтовентилятора 1550 об/хв. сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується за рахунок сил опору на

10,7%...24,5%. Тобто при значенні сили тяги від 70,703 кН до 36,692 кН, при цьому ефективна тяга становить від 63,168 кН до 27,716 кН.

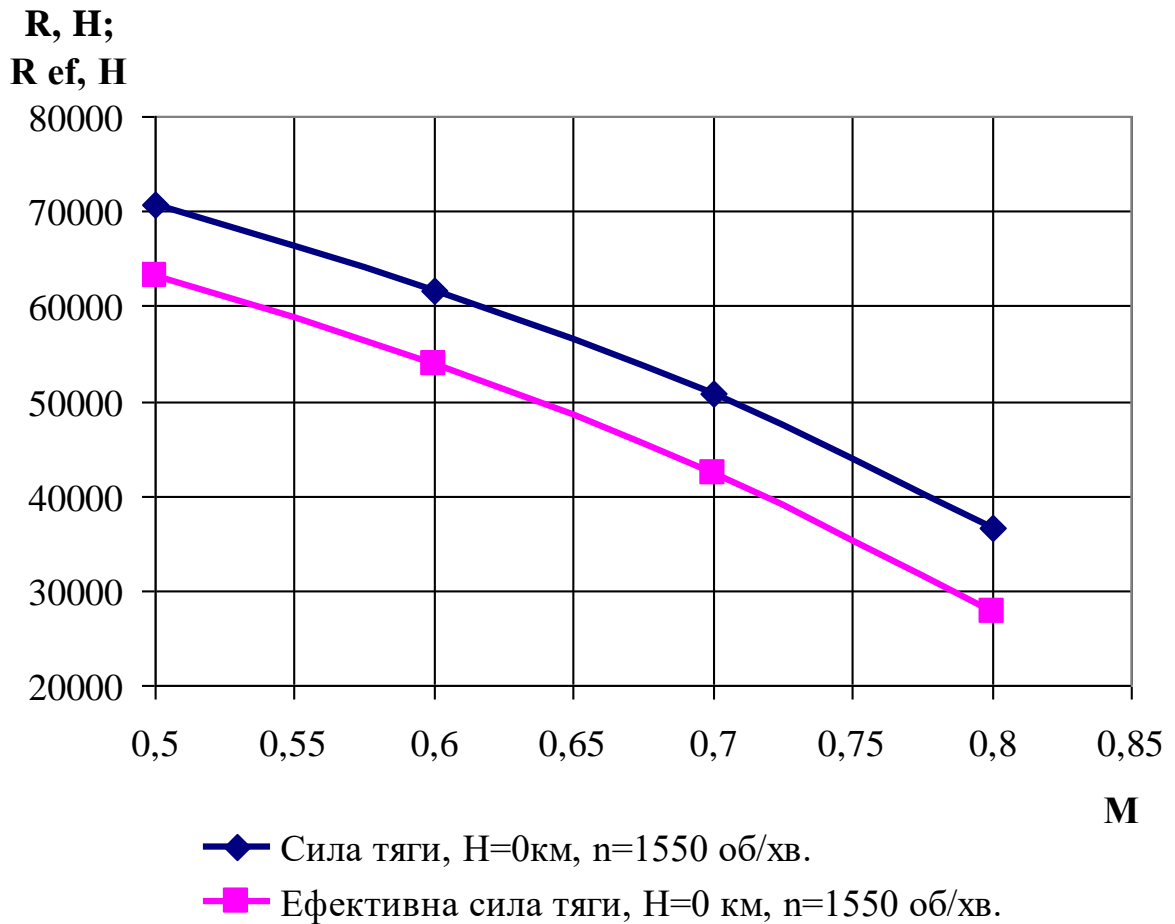


Рис. 4.8. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи H=0 км, частота обертання 1550 об/хв.

При збільшенні частоти обертання гвинтовентилятора тяга гвинтовентилятора збільшується. Так, при частоті обертання ротора гвинтовентилятора 1600 об/хв. сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується за рахунок сил опору на 8,8%...23,2%. При значенні сили тяги від 85,05 кН до 38,37 кН, ефективна тяга становить від 77,558 кН до 29,455 кН.

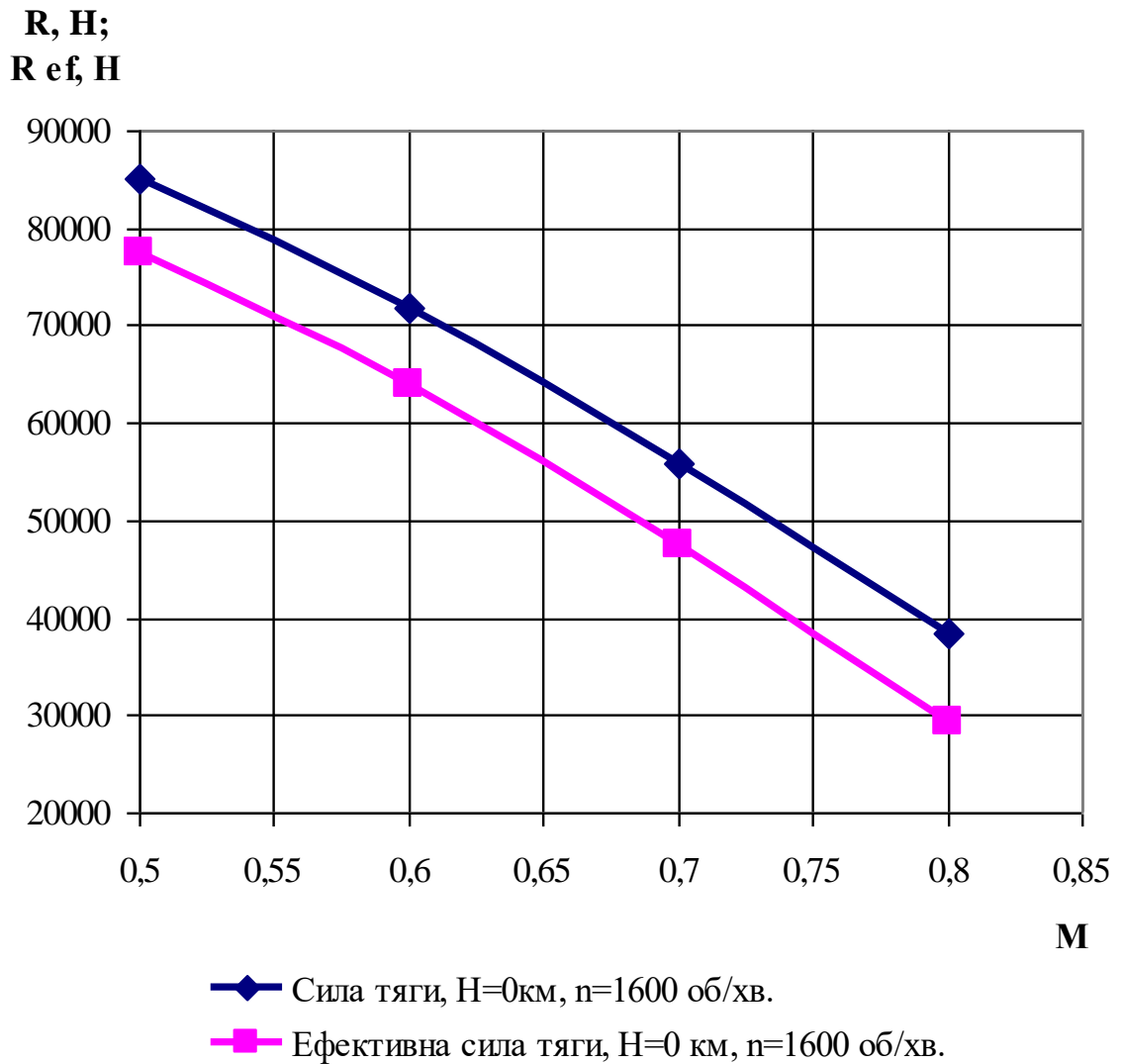


Рис. 4.9. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи Н=0 км, частота обертання 1600 об/хв.

При збільшенні частоти обертання гвинтовентилятора до 1650 об/хв., тяга та ефективна тяга гвинтовентилятора збільшується в порівнянні з частотою обертання 1600...1500 об/хв. За рахунок сил опору при частоті обертання ротора гвинтовентилятора 1650 об/хв. сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується на 6,9%...14,3%. При значенні сили тяги від 107,7 кН до 62,063 кН, ефективна тяга становить від 100,254 кН до 53,206 кН.

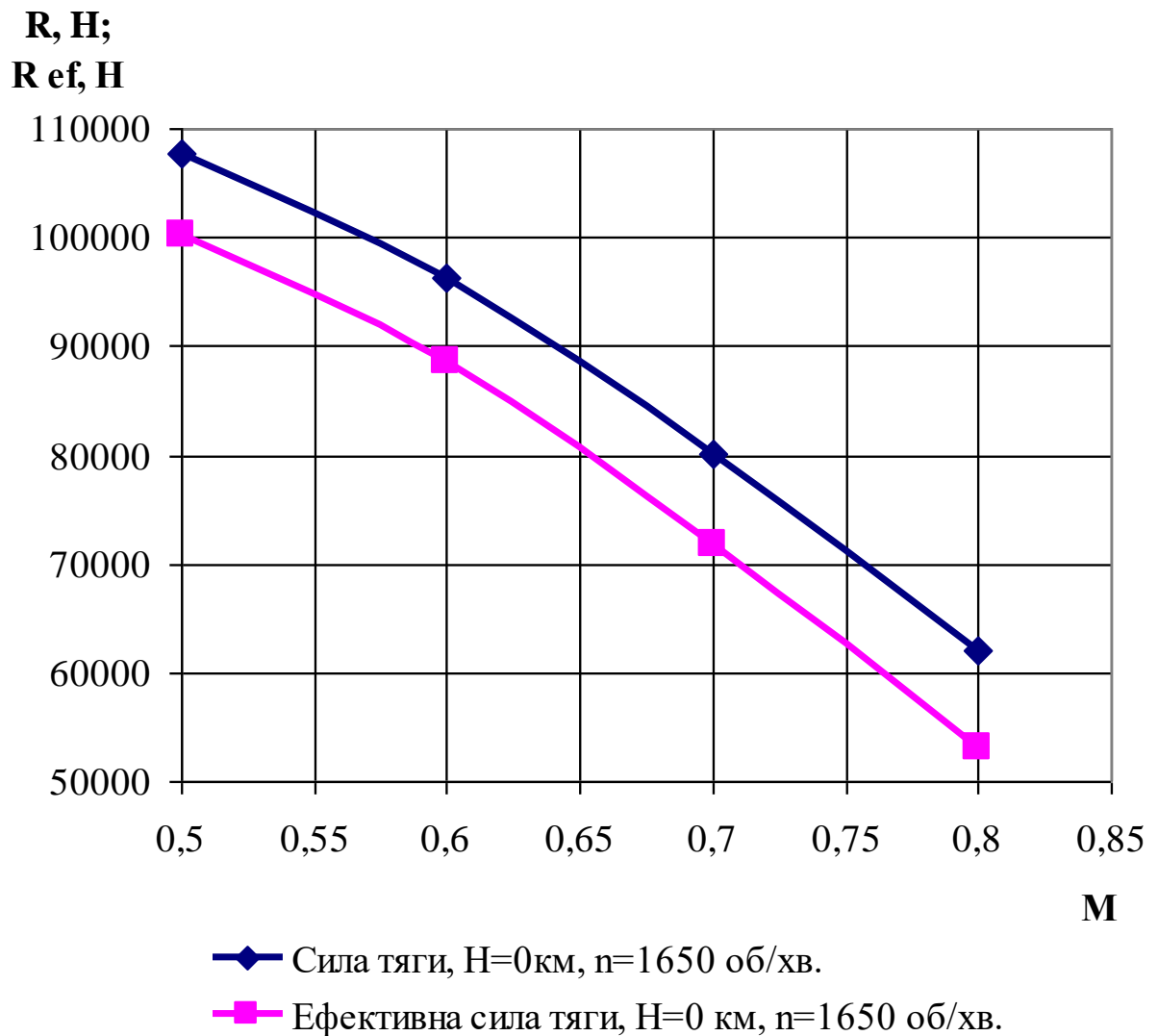


Рис. 4.10. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи H=0 км, частота обертання 1650 об/хв.

При режимі роботи на висоті H=11км сила тяги закапотованого гвинтовентилятора суттєво зменшується в порівнянні з режимом роботи на землі, але сила опору має менші значення. За рахунок сил опору при обертанні ротора гвинтовентилятора 1500 об/хв. сила тяги зменшується на 8%...15,3%. Тобто при значенні сили тяги від 21,585 кН до 13,452 кН ефективна тяга становить від 19,853 кН до 11,392 кН.

**R, H;
R ef, H**

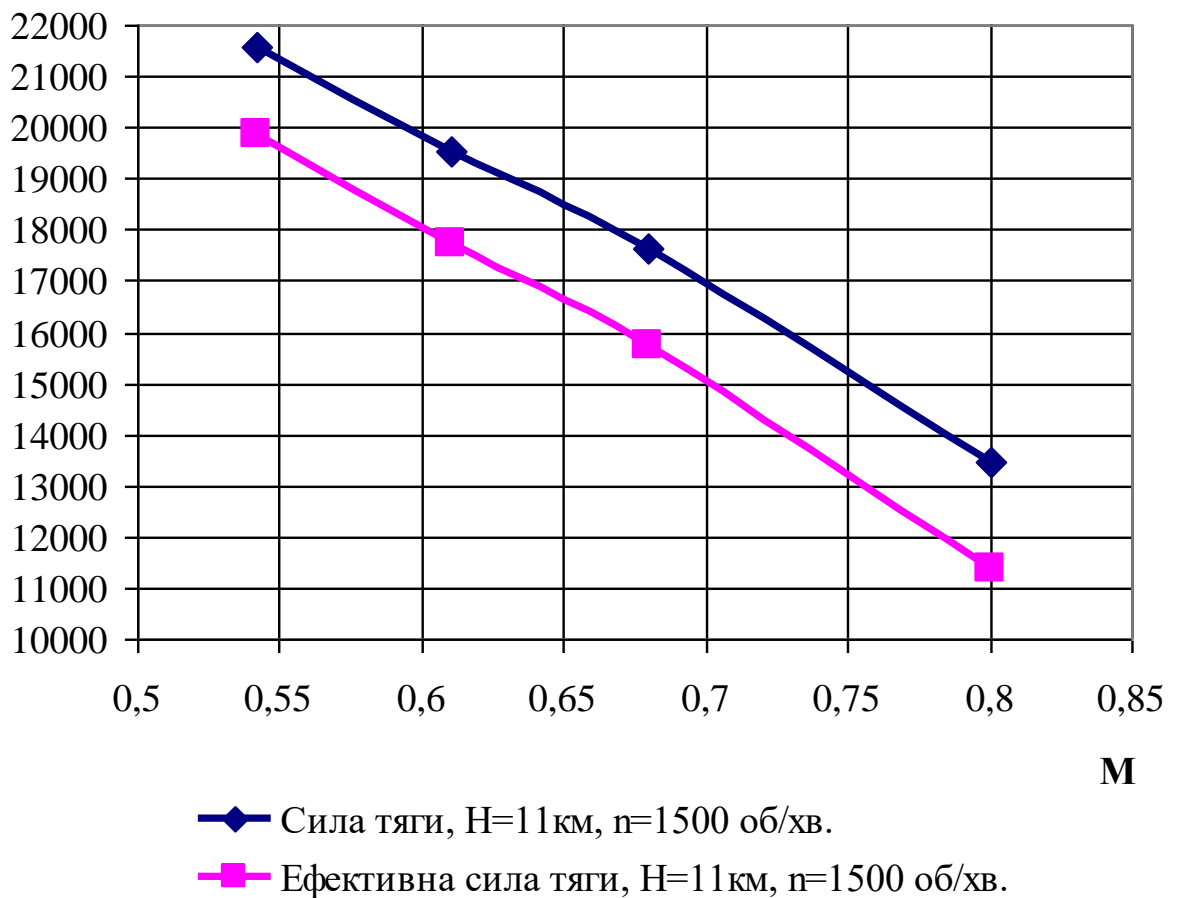


Рис. 4.11. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи H=11 км, частота обертання 1500 об/хв.

При частоті обертання ротора гвинтовентилятора 1550 об/хв. сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується за рахунок сил опору на 7,4%...11,2%. Тобто при значенні сили тяги від 23,323 кН до 18,292 кН, при цьому ефективна тяга становить від 21,602 кН до 16,255 кН.

**R, H;
R ef, H**

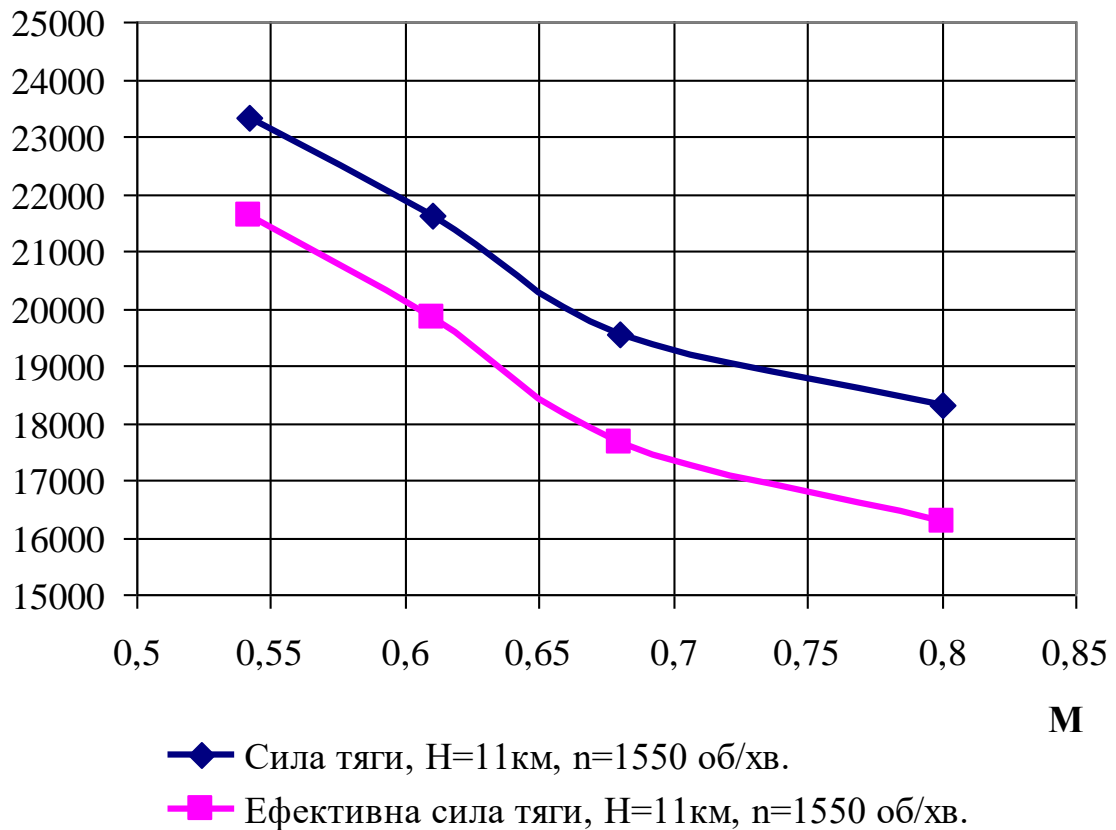


Рис. 4.12. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи Н=11 км, частота обертання 1550 об/хв.

При збільшенні частоти обертання гвинтовентилятора тяга та ефективна тяга гвинтовентилятора збільшується, при цьому сила опору зменшується. Так, при частоті обертання ротора гвинтовентилятора 1600 об/хв. сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується за рахунок сил опору на 6,8%...11,7%. При значенні сили тяги від 24,919 кН до 17,368 кН, ефективна тяга становить від 23,219 кН до 15,343 кН.

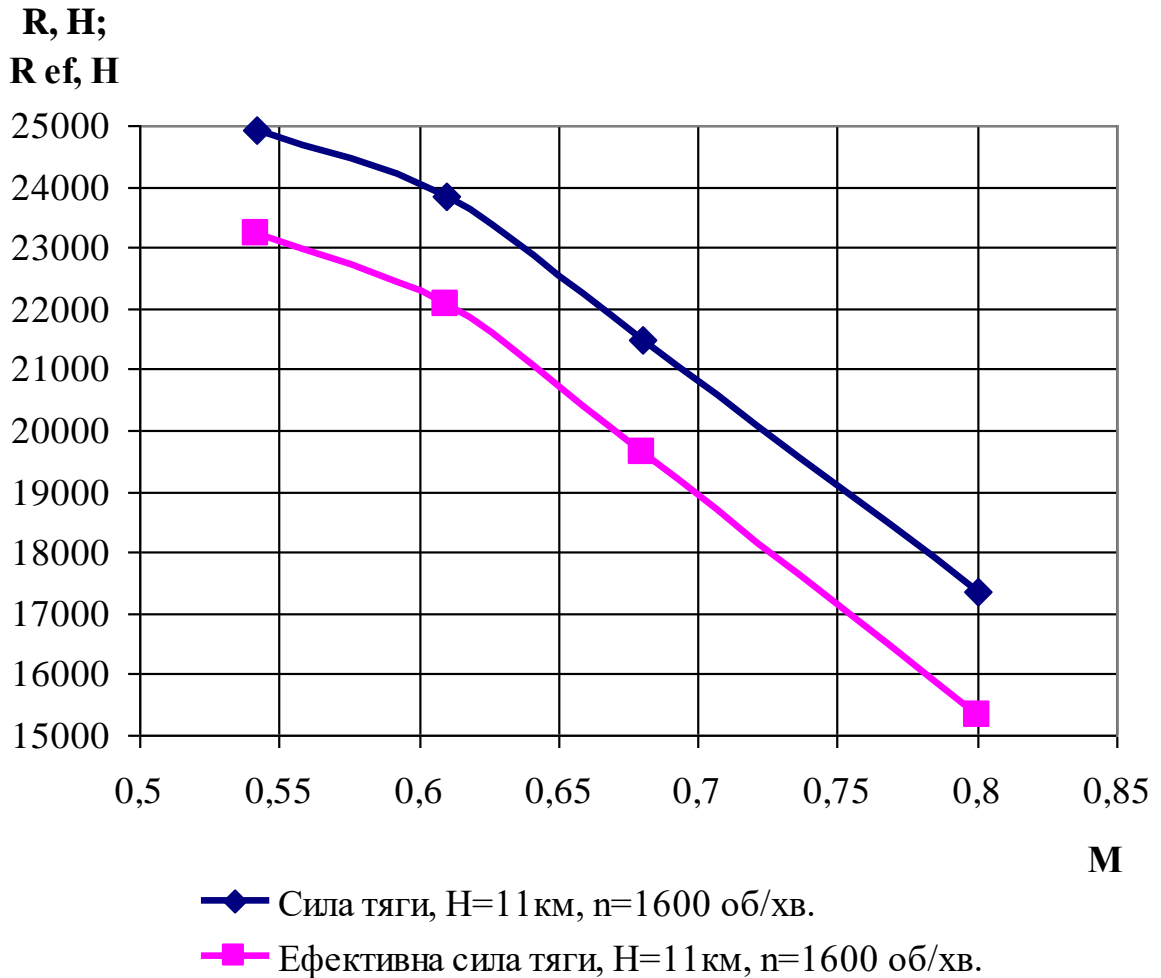


Рис. 4.13. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи H=11 км, частота обертання 1600 об/хв.

При збільшенні частоти обертання гвинтовентилятора до 1650 об/хв., тяга та ефективна тяга гвинтовентилятора набувають максимальних значень для режиму роботи на висоті 11 км, значення сили опору також має найменші значення. При частоті обертання ротора гвинтовентилятора 1650 об/хв. сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується за рахунок сил опору на 6,4%...10,3%. При значенні сили тяги від 26,465 кН до 19,425 кН, ефективна тяга становить від 24,780 кН до 17,418 кН.

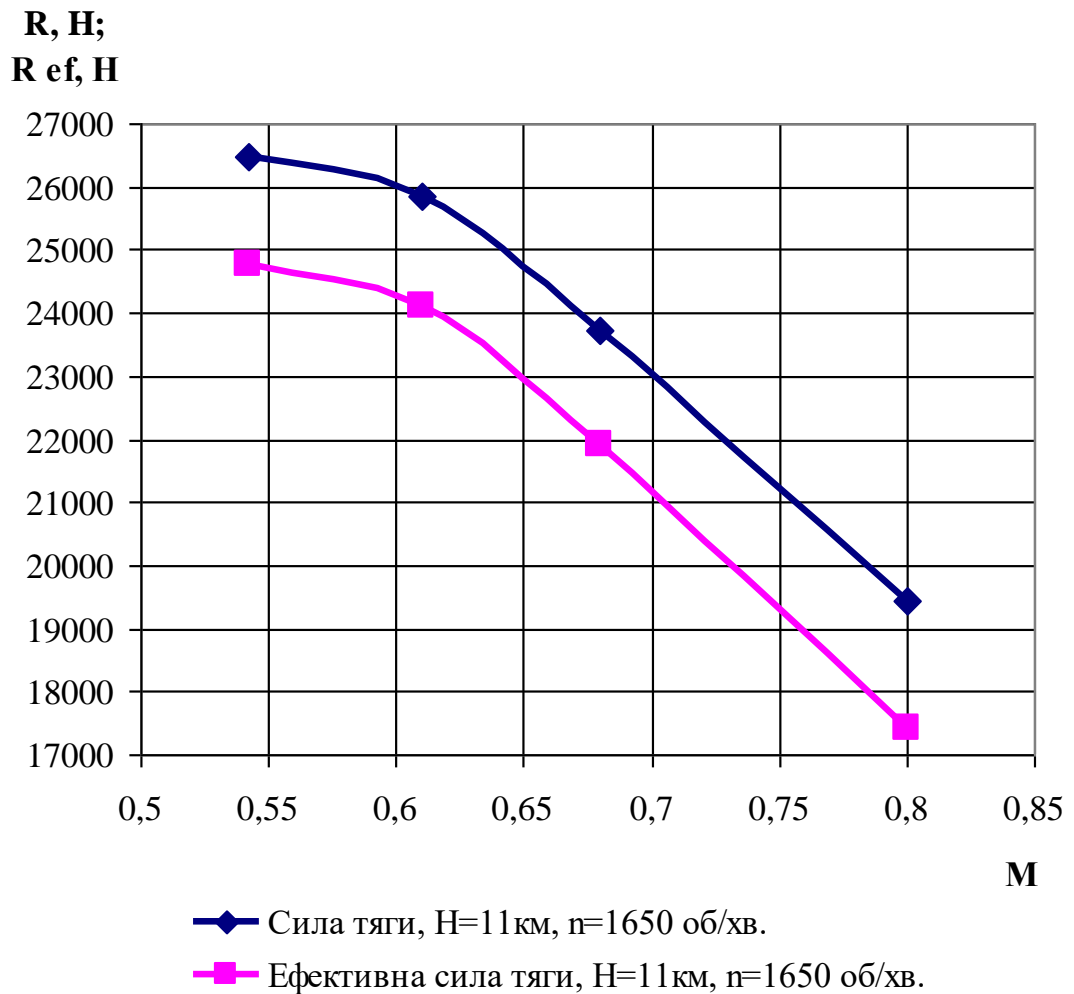


Рис. 4.14. Залежність ефективної сили тяги та сили тяги від числа Маха на вході, режим роботи H=11 км, частота обертання 1650 об/хв.

Отже, можна зробити висновок, що капот впливає на силу тяги і створює суттєвий опір. Для різних режимів він різний, але можна зробити висновок, що для режиму на землі при досліджених частотах обертання від 1500 об/хв. до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході від 0,5 до 0,8, опір становить від 6,9 до 29,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора. Для режиму роботи на висоті H=11 км значення сили опору та проценте відношення зменшуються на відміну від роботи закапотованого гвинтовентилятора на землі. При досліджених частотах обертання від 1500 об/хв. до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході від 0,55 до 0,8, опір становить від 6,3 до 15,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

Висновки за четвертим розділом

Проведено оцінку впливу опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Показано, що капот впливає на зниження сили тяги. Сила опору закапотованого гвинтовентилятора на землі набагато більша, ніж на висоті крейсерського польоту $H=11$ км і складає до 29% при $H=0$ км від тяги гвинтовентилятора, на висоті $H=11$ км – до 15,3%.

Результати дослідження показали, що для режиму на землі при досліджених частотах обертання від 1500 об/хв. до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході від 0,5 до 0,8, опір становить від 6,9 до 29,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

Для режиму роботи на висоті $H=11$ км значення сили опору та процентне відношення зменшуються на відміну від роботи закапотованого гвинтовентилятора на землі. При досліджених частотах обертання від 1500 об/хв. до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході від 0,55 до 0,8, опір становить від 6,3 до 15,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

Результати, представлені в даному розділі опубліковані в роботі автора [111].

ВИСНОВКИ

В роботі створено науково-методичний апарат для забезпечення підвищення ефективності гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності шляхом використання капоту.

1. Дослідження, що присвячені вивченню характеристик закапотованого гвинта / гвинтовентилятора для газотурбінних двигунів, є актуальними. В першу чергу, це пов'язано з покращенням характеристик силової установки із закапотованим гвинтом / гвинтовентилятором в порівнянні з відкритим гвинтом / гвинтовентилятором, можливістю збільшення тяги та зниження акустичного випромінювання за рахунок капоту. Однак, до теперішнього часу питання розробки науково-методичного апарату для забезпечення підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності залишаються до кінця не розкритими.

2. Проаналізовано методи дослідження течії у відкритих і закапотованих гвинтовентиляторах. За проведеними тестовими задачами обрано модель турбулентної в'язкості для моделювання течії у відкритому та закапотованому гвинтовентиляторі. Показано, що сімейство моделей SST має похибку розрахунку до 5%. Результати чисельних досліджень порівнювались з результатами льотних випробувань і експериментальних досліджень інших авторів.

3. Удосконалено методику аеродинамічного проєктування закапотованого гвинтовентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності. Методика відрізняється від існуючих тим, що дозволяє проєктувати лопатковий вінець закапотованого гвинтовентилятора з урахуванням заданих параметрів газогенератора, проводити оцінку кількості лопатей та оцінювати їх вплив на характеристики закапотованого гвинтовентилятора.

4. Отримано науково-обґрунтовані рекомендації щодо кількості лопатей у відкритому і закапотованому гвинтовентиляторі двигуна. Збільшення кількості лопатей в закапотованому гвинтовентиляторі з 8 до 14 дозволяє збільшити силу тяги гвинтовентилятора до 57 % на крейсерському режимі роботи і до 48% на режимі роботи на землі.

5. Отримані результати моделювання течії у відкритому і закапотованому гвинтовентиляторі показують, що капот впливає на приріст тяги гвинтовентилятора та на характер обтікання. При наявності капоту тяга на крейсерському режимі роботи зростає на 23,2...69,2 %, а на зльотному режимі роботи – на 28,8...77,2%.

6. Ефективність закапотованого гвинтовентилятора збільшується при збільшенні кількості лопатей. На крейсерському режимі ККД закапотованого гвинтовентилятора збільшується на 4...7% при збільшенні кількості лопатей з 8 до 14, відповідно на зльотному режимі – на 3...4%.

7. Проведено оцінку урахування опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора. Результати дослідження показали, що для режиму на землі при досліджених частотах обертання від 1500 об/хв. до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході від 0,5 до 0,8, опір становить від 6,9 до 29,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора. Для режиму роботи на висоті $H=11$ км значення сили опору та процентне відношення зменшуються на відміну від роботи закапотованого гвинтовентилятора на землі. При досліджених частотах обертання від 1500 об/хв. до 1650 об/хв. і діапазоні числа Маха на вході від 0,55 до 0,8, опір становить від 6,3 до 15,3% від сили тяги закапотованого гвинтовентилятора.

8. Отримала подальший розвиток теорія теплових двигунів у напряму розрахунку параметрів та характеристик закапотованих та відкритих гвинтовентиляторів для газотурбінних двигунів з надвисоким ступенем двоконтурності.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Ryemill, M., Bewick, C., & Min, J. K. The Rolls-Royce plc, ultrafan heat management challenge. ICAS. 2016. 10 p.
2. Haselbach, F., Newby, A., & Parker, R.. Concepts & technologies for the next generation of large civil aircraft engines. In 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences . 2014. September, No. 2014-0078. 10 p.
3. Pratt Whitney ends next generation geared turbofan technology testing – Режим доступа: <https://aeronautica.online/2017/10/13/pratt-whitney-ends-next-generation-geared-turbofan-technology-testing>.– 23.06.2019 p.
4. Rossikhin A. A., Pankov S.V., Khaletskiy Yu. D., Mileschin V.I. Computational study on acoustic features of fan model with leaned stators. Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, Düsseldorf, 16-20 June 2014 y. Düsseldorf, Germany. 2014. V02AT41A006 (doi: 10.1115/GT2014-26350).
5. Kohlhaas M., Carolus T.H. Acoustic minimization of rotor-stator interaction noise of axial fans by trailing-edge blowing. Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, Düsseldorf, Germany 16-20 June 2014 y. Düsseldorf, Germany. 2014. V02AT41A002 (doi: 10.1115/GT2014-25113).
6. Versaevel M., Moreau L., Lacouture E. Folded spiral-shaped cavities for nacelle acoustic liners: Impedance and attenuation modelling and comparison to experimental results. Materials of Greener Aviation Conference, Brussels, 11-13 October 2016y. Brussels. 2016. ID 23.
7. Van Zante, D. E., Collier, F., Orton, A., Khalid, S. A., Wojno, J. P., & Wood, T. H.. Progress in open rotor propulsors: The FAA/GE/NASA open rotor test campaign. The Aeronautical Journal. 2014. 118(1208). P. 1181-1213.
8. Ahmed, U., Ali, F., & Jennions, I. K.. Development of a far-field noise estimation model for an aircraft auxiliary power unit. IEEE Access, 2021. №9. P. 127703-127719.

9. Krothapalli, A., Arakeri, A., Greska, B., & Joseph, T. (). High speed jet noise reduction using microjets. In 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. 2002. P. 2450.
10. Depuru Mohan, N. K., & Dowling, A. P. (). Jet-noise-prediction model for chevrons and microjets. AIAA Journal. 2016. 54(12). P. 3928-3940.
11. Greska, B., Krothapalli, A., Burnside, N., & Horne, W. High-speed jet noise reduction using microjets on a jet engine. In 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2004. P. 2969.
12. Arroyo, C. P., Dombard, J., Duchaine, F., Gicquel, L., Martin, B., Odier, N., & Staffelbach, G. Towards the large-eddy simulation of a full engine: Integration of a 360 azimuthal degrees fan, compressor and combustion chamber. Part I: Methodology and initialisation. Journal of the Global Power and Propulsion Society. 2021. Special issue. 133115.
13. Meng, X., & Su, L. Research on noise reduction of rotary compressor valve components based on damping alloy. Science and Technology for the Built Environment. 2022. 28(3). P. 443-450.
14. The E-Fan X programme – Режим доступа: <https://www.rolls-royce.com/media/our-stories/insights/2018/paul-stein-talks-about-e-fan-x.aspx>. – 23.06.2019 р.
15. Kim, H. D., Perry, A. T., & Ansell, P. J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology. In 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), 2018, pp. 1-21. IEEE. 21p.
16. Денисюк О.В. Переваги та недоліки перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т». 2021. С. 60-61.
17. Metzger, F. B.. An assessment of propeller aircraft noise reduction technology. Nasa, No. NIPS-95-06245. 1995. 124p.
18. Filippone, A.. Aircraft noise prediction. Progress in Aerospace Sciences. 2014. №68. P. 27-63.

19. Leylekian, L., Lebrun, M., & Lempereur, P.. An overview of aircraft noise reduction technologies. Aerospace Lab. 2014. №6. 16 p.
20. Leylekian L., Covrig A., Maximova A. Aviation Noise Impact Management. Springer Cham. 2023. 321p.
21. Anselmet F., Mattei P.-O. Acoustics, Aeroacoustics and Vibrations. Wiley. 2016. 528 p.
22. Goldstein M. E. Aeroacoustics. McGraw-Hill International Book Company. 1976. 293p.
23. ICAO: Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume I, Aircraft Noise. 8th Edition, July 2017. International Standards and Recommended Practices. International Civil Aviation Organization (ICAO), Montréal, Canada. 2017.
24. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation. Maintaining Global Leadership & Serving Society's Needs. Report of the High Level Group on Aviation Research. Luxembourg: Publications Office of the European Union. 2011.
25. Самолет Ан-70. Летные испытания по определению уровней шума, создаваемого самолетом на местности: тех. отчет № 70.703.002.Д1-04. К.: АНТК им. О.К. Антонова. 2005.
26. Самолет Ан-70. Предварительные испытания по определению уровней шума, создаваемого на местности: тех. отчет № 70.703.002.Д1-99. – К.: АНТК им. О.К. Антонова. 1999. 150 с.
27. Денисюк О.В., Балалаєва К.В. Засоби зниження шуму гвинтів і гвинтовентилятори заготурбінних двигунів. XXII Міжнародна НТК АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика». Київ, 17–18 листопада 2021 р.: Матеріали конференції, Вінниця: «Глобус-Прес». 2021. С. 196-200.
28. Усенко В.Ю. Чисельне моделювання шуму гвинтовентилятора. Вісн. Інж. Акад. 2018. № 3. С. 45-48.
29. Усенко В.Ю. Шум повітряних гвинтів. Матер. XXVI Всеукраїнської практично-пізнавальної конф. “Наукова думка сучасності і майбутнього” (28-29 січня, м. Дніпро, Україна, 2019 р.). С. 3-5.

30. Усенко В.Ю., Дорошенко К.В. Оцінка акустичної емісії гвинтовентилятора при зменшенні діаметру другого ряду гвинтовентилятора. Вісн. Інж. Акад. 2018. № 4. С. 17-20.
31. Усенко В.Ю. Методика врахування акустичних втрат співвісного гвинтовентилятора в енергетичному балансі авіаційної силової установки : дис. канд. техн. наук: 05.05.03. Нац. авіаційний ун-т. Київ. 2019. 151 с.
32. Yilmaz, S., Erdem, D., & Kavsaoglu, M. S. Performance of a ducted propeller designed for UAV applications at zero angle of attack flight: An experimental study. *Aerospace Science and Technology*. 2015. №45. P. 376-386.
33. Phanindra, B. R., Pralhad, R. N., & Raj, A. B. Machine learning based classification of ducted and non-ducted propeller type quadcopter. In 2020 6th International Conference on Advanced Computing and Communication Systems (ICACCS). 2020. P. 1296-1301. IEEE.
34. Weintraub, D., Koppelberg, J., Köhler, J., & Jeschke, P. Ducted fans for hybrid electric propulsion of small aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*. 2022. №13(2). P. 471-485.
35. Rutkowski, M., & Krusz, W. Design and analysis of ducted fan for multi-rotor VTOL UAV. *PhD Interdisciplinary Journal Politechnike Gdanska*. 2013. P.149-155.
36. Balachandran, T., Reband, J. D., Xiao, J., Sirimmana, S., Dhilon, R., & Haran, K. S. Co-design of an integrated direct-drive electric motor and ducted propeller for aircraft propulsion. In 2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS). 2020. P. 1-11.
37. Ebus, T., Dietz, M., & Hupfer, A. Experimental and numerical studies on small contra-rotating electrical ducted fan engines. *CEAS Aeronautical Journal*. 2021. 12(3). P. 559-571.
38. De Vehí Perich, M. C. Ducted fan propulsion system study for ONAerospace eVTOL .Bachelor's thesis, Universitat Politècnica de Catalunya. 2023.
39. Nozzle Around Boat Propeller Adds to Power [Електронний ресурс] *Popular Mechanics*. 1937. V. 68, № 3. P. 369. РЕЖИМ

доступу:https://books.google.com.ua/books?id=rNoDAAAAMBAJ&pg=PA369&dq=Popular+Science+1935+plane+%22Popular+Mechanics%22&hl=en&ei=r81ETsS3KI3isQLY3dX5BQ&sa=X&oi=book_result&ct=result&redir_esc=y#v=onepage&q&f=true. – 12.01.2020.

40. Jie Gong, C. Y. Guo, T. C. Wu [et al.] Numerical Simulation of Internal Flow Field Characteristics for a Ducted Propeller. 11th International Conference on Cognitive Modeling: proceedings of Conference, Berlin, Germany, 13-15 April 2012. – Режим доступу: <https://www.sci-entech.com/ICCM2017/PDFs/2522-9280-1-PB.pdf>. – 15.05.2021.

41. Motallebi-Nejad M., Bakhtiari M., Ghassemi H. [et al.] Numerical analysis of ducted propeller and pumpjet propulsion system using periodic computational domain. *Journal of Marine Science and Technology*. 2017. № 22. P. 559–573.

42. Yu, L., Druckenbrod M., Greve M. Numerical and Experimental Analysis of A Ducted Propeller Designed by A Fully Automated Optimization Process Under Open Water Condition. *China Ocean Engineering*. 2015. Vol. 29. No. 5. P. 733.

43. Пат. 8667775 США, МПК B64C11/14, F02K3/02. Reverse flow engine core having a ducted fan with integrated secondary flow blades [Text] / Kisska M. K., Princen N. H., Kuehn M. S., Cosentino G. B. заявник і патентовласник THE BOEING COMPANY. - №20090536426 ; заявл. 05.08.09 ; опубл. 11.03.14.

44. Li L., Huang G., Chen J. Investigations of tip-jet and exhaust jet development in a ducted fan. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2019. Vol. 32(11). P. 2443–2454.

45. Mort, K. W. Performance characteristics of a 4- foot-diameter ducted fan at zero angle of attack for several fan blade angles [Електронний ресурс]. NASA Technical note. 1964. 20 р. Режим доступу: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19660002851.pdf>. – 15.05.2021.

46. Wang, K., Zhou, Z., Zhu, X., & Xu, X. Aerodynamic design of multi-propeller/wing integration at low Reynolds numbers. *Aerospace Science and Technology*. 2019. № 84. P. 1-17.

47. Dinc, A., Caliskan, H., Ekici, S., Sohre Y. Thermodynamic based environmental and enviroeconomic assessments of a turboprop engine used for freight aircrafts under diferent fight phases. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 2022. 15p. <https://doi.org/10.1007/s10973-022-11486-2>
48. Larsson, L., Groñstedt, T., Kyprianidis, K. G. Conceptual Design and Mission Analysis for a Geared Turbofan and an Open Rotor Configuration. *Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*. 2011. GT2011-46451. P. 359-370. [doi: 10.1115/GT2011-46451](https://doi.org/10.1115/GT2011-46451)
49. Langston, L. S. Open Rotor Engines—Still an Open Question? *Mechanical Engineering*. 2018. 140(12). P. 46-48. <https://doi.org/10.1115/1.2018-DEC-9>
50. Kennedy, J., Eret, P., Bennett, G.J. A parametric study of airframe effects on the noise emission from installed contra-rotating open rotors. *International journal of aeroacoustics*. 2018. 17 (6-8). P. 624-654. doi: 10.1177/1475472X18789003
51. Prederi, D., Parrinello, A., Gadda, A., Mantegazza, P. Flutter Analysis of Propfan-Open Rotors. *Journal of aircraft*. 2018. 55 (3). P. 1024-1040. doi: 10.2514/1.C034468
52. Jin, Y.Z., Qian, Y.P., Zhang, Y.J., Zhuge, W.L. Modeling of Ducted-Fan and Motor in an Electric Aircraft and a Preliminary Integrated Design. *SAE International journal of aerospace*. 2018. 11 (2). P. 115-126. doi:10.4271/01-11-02-0007
53. Yang, T.X., Yu, W.J., Liang, D., He, X., Zhao, Z.G. A Contra-Rotating Open Rotor Noise Reduction Methodology by Using Anhedral Blade Tip. *Journal of turbomachinery-transactions of the ASME*. 2022. 144 (7). 071011. doi: 10.1115/1.4053384
54. Li, L., Huang, GP., Chen, J. Aerodynamic characteristics of a tip-jet fan with a large blade pitch angle. *Aerospace science and technology*. 2019. №91. P. 49-58. doi: 10.1016/j.ast.2019.04.052
55. Chen, J., Li, L., Huang, GP., Xiang, X. Numerical investigations of ducted fan aerodynamic performance with tip-jet. *Aerospace science and technology*. 2018. №78, P. 510-521. doi: 10.1016/j.ast.2018.05.016

56. Guo, J., & Zhou, Z. Multi-Objective Design of a Distributed Ducted Fan System. *Aerospace*. 2022. № 9(3). P. 165. <https://doi.org/10.3390/aerospace9030165>
57. Ma, T., Wang, X., Qiao, N., Zhang, Z., Fu, J., & Bao, M. A Conceptual Design and Optimization Approach for Distributed Electric Propulsion eVTOL Aircraft Based on Ducted-Fan Wing Unit. *Aerospace*. 2022. №9(11). P. 690. <https://doi.org/10.3390/aerospace9110690>
58. Xu, W., Du, X., Wang, S., & Wang, Z. Correlation of solidity and curved blade in compressor cascade design. *Applied Thermal Engineering*. 2018. №131. P. 244-259.
59. Matai, R., & Yavuzkurt, S. Evaluation of Effects of Different Design Parameters on Axial Fan Performance Using CFD. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. 2015. Vol. 56628. P. V001T09A012. American Society of Mechanical Engineers. <https://doi.org/10.1115/GT2015-43056>
60. Hitchens, F. Propeller aerodynamics: the history, aerodynamics & operation of aircraft propellers. Andrews UK Limited. 2015. 203p.
61. Nayak, N., & Mistry, C. Criteria for selection of solidity in design of contra rotating fan stage. *NAPC-2017*, March, 15-17.
62. Li, L., Huang, GP., Chen, J. Investigations of tip-jet and exhaust jet development in a ducted fan. *Chinese journal of aeronautics*. 2019. №32 (11). P. 2443-2454. doi: 10.1016/j.cja.2019.04.026
63. Денисюк О.В., Мітрахович М.М., Жорник О.В. Удосконалення акустичних характеристик співвісних повітряних гвинтів шляхом зменшення інтенсивності кінцевого вихору лопаті. *Озброєння та військова техніка*. 2021. №1(29). С. 71-76.
64. Денисюк О.В., Балалаєва К.В. Засоби зниження шуму гвинтів і гвинтовентиляторів газотурбінних двигунів. *XXII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика»*. Київ, 17–18 листопада 2021 р.: Матеріали конференції, Вінниця: «Глобус-Прес». 2021. С. 196-200.

65. Денисюк О.В. Основні джерела акустичного випромінювання повітряних гвинтів. XVII Науково-технічна конференція студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених «Інноваційні технології». Київ, 25-26 листопада 2020 р.: Матеріали конференції. 2020. С. 69-73.

66. Авіаційні газотурбінні двигуни: Науково-виробниче видання / Ю.М. Терещенко, М.М. Мітрахович. За ред. Ф.М. Муравченка. К.: «Комп'ютерно-видавничий інформаційний центр» (КВІЦ). 2001. 312 с.

67. Holt, M. Numerical methods in fluid dynamics. Springer Science & Business Media. 2012. 273 p.

68. Rathakrishnan, E.. Gas dynamics. PHI Learning Pvt. Ltd. 2020, 620 p.

69. Zucker, R. D., & Biblarz, O. Fundamentals of gas dynamics. John Wiley & Sons. 2019. 512 p.

70. Ghoreyshi, M., & Jenkins, K. (Eds.). Computational Aerodynamic Modeling of Aerospace Vehicles. MDPI. 2019. 294 p.

71. Cummings, R. M., Mason, W. H., Morton, S. A., & McDaniel, D. R.. Applied computational aerodynamics: A modern engineering approach ,Vol. 53. Cambridge University Press. 2015. 849 p.

72. Runchal, A. (Ed.).. 50 Years of CFD in Engineering Sciences: A Commemorative Volume in Memory of D. Brian Spalding. Springer Nature. 2020. 947 p.

73. Ji, G., & Zhu, J. (Eds.).. Computational Fluid Dynamics Simulations. BoD—Books on Demand. 2020. 248 p.

74. Fletcher, C. A.. Computational techniques for fluid dynamics: Specific techniques for different flow categories. Springer Science & Business Media. 2012. 484 p.

75. Lomax, H., Pulliam, T. H., Zingg, D. W., & Kowalewski, T. A.. Fundamentals of computational fluid dynamics. Appl. Mech. Rev. 2002. 55(4), B61-B61. 250 p.

76. Pulliam, T. H., & Zingg, D. W.. Fundamental algorithms in computational fluid dynamics ,Vol. 940. New York: Springer. 2014. 211p.

77. Sharma, A.. Introduction to computational fluid dynamics: development, application and analysis. Springer Nature. 2021. 320p.
78. Piquet, J. Turbulent flows: models and physics. Springer Science & Business Media. 2001. 762 p.
79. Rebollo, T. C., & Lewandowski, R.. Mathematical and numerical foundations of turbulence models and applications . Birkhäuser. Springer Nature. 2014. 517 p.
80. Chen, C. J. Fundamentals of turbulence modelling. Crc Press. 1997, 292p.
81. David C. Wilcox Turbulence modeling for CFD. DCW Industries, Incorporated. 1993. 460p.
82. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. AIAAJ. 1994. Vol. 32. № 8. P. 1598–1605.
83. Yun A. Development and Analysis of Advanced Explicit Algebraic Turbulence and Scalar Flux Models for Complex Engineering Configurations. Darmstadt. 2005. 112 p.
84. Svechnikov V. S. and Kirillov A. B. Aerodynamic characteristics of an axial compressor cascade TsAGI. 1958. 94 p.
85. Самолет Ан-70 № 01-02. Оценка характеристик входного устройства маршевой двигательной установки с модернизированным винтовентилятором СВ-27. АНТК им. О.К.Антонова. тех. Отчет №70.702.032.Д1-12. 2012. 100 с.
86. Denisyuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Test problem of the flow modeling in axial compressor cascades. Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2022. № 4 (182) спецвипуск 2. С. 13-18. DOI: 10.32620/akt.2022.4sup2.02.
87. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора і входного пристрою ГТД. Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2021. № 4 (172). С. 35-39. DOI: 10.32620/akt.2021.4.05.
88. Денисюк О.В. Оцінка характеристик закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. Авіаційно-

космічна техніка і технологія. 2021. № 4 (173) спецвипуск 1. С. 41-46. DOI: 10.32620/akt.2021.4sup1.06.

89. Denisyuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Flow simulation in axial compressor cascades. XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т». 2022. С. 36-37.

90. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Вибір параметрів чисельного експерименту для дослідження характеристик гвинтовентилятора і вхідного пристрою. XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т». 2021. С. 61-62.

91. Денисюк О.В. Основні методи дослідження течії газу у гвинтовентиляторах. VII Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті» Київ, 30 листопада 2021 р.: Матеріали конференції. 2021. С. 17-18.

92. Dale E. Van Zante Progress in Open Rotor Research: A U.S. Perspective. ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. 2015. GT2015-42203. V001T01A003. 14 p. <https://doi.org/10.1115/GT2015-42203>

93. Jie Gong, Gue C. Y., Wu T.C. Numerical simulation of internal flow field characteristics for a ducted propeller. 11th International Conference on Cognitive Modeling: Proceedings of Conference, Berlin, Germany, 13-15 April 2012. 8 p.

94. Motallebi-Nejad M., Bakhtiari M., Ghassemi H. Numerical analysis of ducted propeller and pumpjet propulsion system using periodic computational domain. Journal of Marine Science and Technology. 2017. №22. P. 559-573 DOI:10.1007/s00773-017-0438-x

95. Yu L., Druckenbrod M., Greve M. Numerical and experimental analysis of a ducted propeller designed by a fully automated optimization process under open water condition. China Ocean Engineering. 2015. Vol. 29 (5). P. 733-740. <https://doi.org/10.1007/s13344-015-0051-x>

96. Терещенко, Ю. М., Дмитрієв, С. О., Панін, В. В., Волянська, Л. Г. Теорія теплових двигунів. К.: Вища шк. 2001. 382с.

97. Денисюк О.В. Оцінка характеристик закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. 4/173. спецвипуск 1. С. 41-46. doi: 10.32620/akt.2021.4sup1.06

98. Denysiuk, O., Kravchenko, I., Balalaieva, K., Balalaiev, A., & Mitrakhovych, M. Determining patterns in the influence of the number of blades in the ducted and unducted propfans on propfan thrust. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2023. 122(1). doi:10.15587/1729-4061.2023.275983 (SCOPUS).

99. Denisyuk O., Balalaieva K. Technique of designing a ducted propfan for a turbofan engines. Всесвітній конгрес "Авіація у ХХІ столітті". Київ: Нац. авіаційний університет, 28-30 вересня 2022 р. С. 33-36.

100. Денисюк О.В. Ефективність закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. ХХІІ Міжнародна науково-практична конференція здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ. Сучасні проблеми науки», напрям «Сучасні авіаційні технології».—Київ, 5-7 квітня 2022 р.: Тези доповідей. 2022. С. 44-46.

101. Денисюк О.В. Переваги та недоліки перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. ХХVІ Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т». 2021. С. 60-61.

102. Свідоцтво України на промисловий зразок UA44738 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202101134 від 09.08.2021; опублік. 20.01.2022; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Корнійчук О.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Ткаченко Є.О., Шевчук С.П., Яковлев С.В.

103. Свідоцтво України на промисловий зразок UA44272 «Лопать повітряного гвинта»; МКПЗ: 12-07; заявка s202100419 від 18.03.2021; опублік. 26.08.2021; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Золотухін Д.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Шевчук С.П.

104. Zhang, T., &Barakos, G. N. (). Review on ducted fans for compound rotorcraft. *The Aeronautical Journal*. 2020. 124(1277). P. 941-974. <https://doi.org/10.1017/aer.2019.164>

105. Ferlauto, M., Iollo, A., &Zannetti, L. Fan and propeller design via inverse problem adjoint equations. In ISABE conference . 2001. Vol. 1160 . P. 2001.

106. Weintraub, D., Koppelberg, J., Köhler, J., &Jeschke, P. Ducted fans for hybrid electric propulsion of small aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*. 2022. 13(2). P. 471-485. <https://doi.org/10.1007/s13272-022-00573-7>

107. Kiock, R., &Hegen, G. H. Experiences with Ultra-High-Bypass Simulators From Calibration and Isolated Engine Testing. *DLR-Mitt*. 1996. 96-01.

108. Grieb, H., &Eckardt, D. Propfan and Turbofan, Antagonism or Synthesis. In *JCAS-86*. 1986.

109. Usenko, V., Balalaieva, K., &Mitrahovych, M. Evaluation of the thrust of a ducted coaxial propfan. *Aerospace Technicand Technology*. 2022. №4. P. 52-56. doi: 10.32620/aktt.2022.4.06

110. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів / Ю. М. Терещенко, М. С. Кулик, В. В. Панін, М. М. Мітрахович; МОН України; Терещенка Ю. М., ред. – Київ : НАУ-друк. 2009. 341 с.

111. Denysiuk O. Accounting method of the propfan cowling resistance when calculating the effective thrust of ducted propfan. *Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph International Science Group*. Boston: Primedia eLaunch. 2023. P. 360-368. Available at : DOI – 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2

ДОДАТОК А

ЗАТВЕРДЖУЮ

Генеральний конструктор,
директор ДП «Івченко-Прогрес»;
член-кор. НАН України, д.т.н.


Ф. Кравченко
«16» 2023 р.



АКТ

Впровадження результатів дисертаційної роботи

Денисюк Олесі Валеріївни

на тему:

«Підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності»

Комісія у складі головного конструктора тематичного напрямку "Поршневі двигуни, повітряні гвинти та малорозмірні газотурбінні двигуни" Смірнова С.А., начальника відділу Пушилїна О.Є., провідного інженера-конструктора Гуро Ю.М. склала Акт про те, що ДП «Івченко-Прогрес» прийнята до впровадження та використання методика проектування закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності з урахуванням опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора; рекомендації щодо кількості лопатей відкритого та закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

Головний конструктор

Начальник відділу

Провідний інженер-конструктор



С.А. Смірнов

О.Є. Пушилін

Ю.М. Гуро

ДОДАТОК Б



ЗАТВЕРДЖУЮ:

Головний конструктор з
силових установок та систем
життєзабезпечення

Вячеслав УСЕНКО

« 8 » 06 2023 г.

АКТ

Цим актом підтверджується, що результати дисертаційної роботи Денисюк Олесі Валеріївни «Підвищення ефективності закапотованого гвинтовентилятора газотурбінного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності» можуть бути використані при створенні нових типів літаків.

На ДП «Антонов» прийнята до впровадження та використання методика проектування закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності з урахуванням опору капоту гвинтовентилятора при розрахунку ефективної тяги закапотованого гвинтовентилятора; рекомендації щодо кількості лопатей відкритого та закапотованого гвинтовентилятора двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності.

ДОДАТОК В

СПИСОК ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА

Публікації, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

1. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора і вхідного пристрою ГТД. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 4 (172). С. 35-39. DOI: 10.32620/aktt.2021.4.05. (категорія Б).

2. Денисюк О.В. Оцінка характеристик закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 4 (173) спецвипуск 1. С. 41-46. DOI: 10.32620/aktt.2021.4sup1.06 (категорія Б).

3. Denisyuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Test problem of the flow modeling in axial compressor cascades. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2022. № 4 (182) спецвипуск 2. С. 13-18. DOI: 10.32620/aktt.2022.4sup2.02 (категорія Б).

4. Denysiuk, O., Kravchenko, I., Balalaieva, K., Balalaiev, A., & Mitrakhovych, M.. Determining patterns in the influence of the number of blades in the ducted and unducted propfans on propfan thrust . *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2023, 122(1). doi:10.15587/1729-4061.2023.275983 (SCOPUS).

5. Denysiuk O. Accounting method of the propfan cowling resistance when calculating the effective thrust of ducted propfan. *Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph – International Science Group. – Boston : Primedia eLaunch, 2023. P.360-368 Available at : DOI – 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2*

6. Свідоцтво України на промисловий зразок UA44272 «Лопать повітряного гвинта»; МКПЗ: 12-07; заявка s202100419 від 18.03.2021; опублік.

26.08.2021; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Золотухін Д.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Шевчук С.П.

7. Свідоцтво України на промисловий зразок UA44738 «Гвинт повітряний для літальних апаратів»; МКПЗ: 12-07; заявка s202101134 від 09.08.2021; опублік. 20.01.2022; заявник: Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро «Прогрес» імені академіка О.Г. Івченка»; автори: Гуро Ю.М., Денисюк О.В., Корнійчук О.В., Кравченко І.Ф., Пушилін О.Є., Ткаченко Є.О., Шевчук С.П., Яковлев С.В.

Публікації, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

8. Денисюк О.В. Основні джерела акустичного випромінювання повітряних гвинтів. XVII Науково-технічна конференція студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених «Інноваційні технології». Київ, 25-26 листопада 2020 р.: Матеріали конференції, 2020.– С. 69-73.

9. Денисюк О.В. Переваги та недоліки перспективних ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2021. С. 60-61.

10. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Вибір параметрів чисельного експерименту для дослідження характеристик гвинтовентилятора і вхідного пристрою. XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2021. С. 61-62.

11. Денисюк О.В., Балалаєва К.В. Засоби зниження шуму гвинтів і гвинтовентиляторів газотурбінних двигунів. XXII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика». Київ, 17–18 листопада 2021 р.: Матеріали конференції, Вінниця: «Глобус-Прес», 2021.– С. 196-200.

12.Денисюк О.В. Основні методи дослідження течії газу у гвинтовентиляторах. VII Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті» Київ, 30 листопада 2021 р.: Матеріали конференції, 2021.– С. 17-18.

13.Денисюк О.В. Ефективність закапотованого гвинтовентилятора ТРДД з надвисоким ступенем двоконтурності. XXII Міжнародна науково-практична конференція здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ. Сучасні проблеми науки», напрям «Сучасні авіаційні технології».–Київ, 5-7 квітня 2022 р.: Тези доповідей, 2022.– С. 44-46.

14.Denisyuk O., Balalaiev A., Balalaieva K. Flow simulation in axial compressor cascades. XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2022. С. 36-37.

15.Denisyuk O., Balalaieva K. Technique of designing a ducted propfan for a turbofan engines. Всесвітній конгрес "Авіація у XXI столітті". – Київ: Нац. авіаційний університет, 28-30 вересня 2022 року. С. 33-36.

Публікації, які додатково відображають наукові результати дисертації:

16. Денисюк О.В., Мітрахович М.М., Жорник О.В. Удосконалення акустичних характеристик співвісних повітряних гвинтів шляхом зменшення інтенсивності кінцевого вихору лопаті. Озброєння та військова техніка, 2021, №1(29), С. 71-76. (категорія Б).