

Національний авіаційний університет  
Міністерство освіти і науки України  
Національний авіаційний університет  
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

Майборода Роман Валерійович

УДК 629.735.036.34(043.5)

## ДИСЕРТАЦІЯ

Визначення взаємного впливу течії в турбінному та вентиляторному контурах турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна

спеціальність 142 «Енергетичне машинобудування»  
Галузь знань 14 «Електрична інженерія»

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

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

\_\_\_\_\_ Р.В. Майборода

Науковий керівник \_\_\_\_\_

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

Київ – 2023

## АННОТАЦІЯ

Майборода Р.В. Визначення взаємного впливу течії в турбінному та вентиляторному контурах турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 – Енергетичне машинобудування. – Національний авіаційний університет Міністерства освіти і науки України, м. Київ, 2023.

Дисертаційна робота присвячена створенню науково-обґрунтованих рекомендацій щодо узгодження параметрів робочого процесу вентиляторного та турбінного контурів турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна.

Створення нових технологій відіграє ключову роль у забезпеченні майбутньої конкурентоспроможності авіаційної техніки, яку випускають вітчизняні авіабудівні компанії.

Авіаційний двигун є ключовою ланкою будь-якого літального апарату, визначаючи його льотно-технічні характеристики, безпеку, надійність, економічність та вартість експлуатації.

Важливим чинником підвищення ефективності застосування двигуна, а також зниження його вартості є розробка сімейства двигунів на основі універсального базового газогенератора.

Одна з проблем, пов'язана зі створенням газотурбінних двигунів на основі базового газогенератора, полягає в істотному впливі параметрів і характеристик модуля осьового вентилятора, який розташовується перед модулем газогенератора, на параметри потоку перед компресором газогенератора і, як наслідок, на параметри і характеристики компресора газогенератора.

Одним із шляхів забезпечення інваріантності параметрів і характеристик модуля базового газогенератора є конструкції двоконтурних двигунів із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки. Турбовентиляторна приставка підвищує тягу і економічність двигуна. Заднє розташування осьового вентилятора дозволяє без значних змін конструкції газогенератора створювати

модульні конструкції газотурбінних двигунів (ГТД). Основна складність в створенні таких конструкцій полягає в узгодженні та оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки.

Таким чином, дослідження характеристик ГТД з турбовентиляторною приставкою є актуальними. Однак, на даний час залишаються невирішені питання щодо визначення взаємного впливу течії в турбінному та вентиляторному контурах турбовентиляторної приставки авіаційного ГТД.

*У вступі* обґрунтовано актуальність дисертаційної роботи, сформульовано мету та основні завдання дослідження, наведено відомості щодо зв'язку роботи з науковим темами. Подано наукову новизну отриманих в дисертації результатів і практичну значимість, відзначено особистий внесок здобувача у спільних публікаціях, наведено кількісні показники стосовно опублікованих наукових праць, структури та обсягу дисертації.

*У першому розділі* проведено дослідження сучасного стану та перспективи розвитку авіаційного двигунобудування. На даний час екологічні та економічні характеристики авіаційної техніки є одними із головних показників, що визначають її конкурентоспроможність на світовому ринку та безперешкодну експлуатацію на міжнародних авіалініях. Очевидно, що на близько- та середньострокову перспективу близько половини зниження витрати палива та емісії CO<sub>2</sub> для ЛА загалом буде отримано саме за рахунок удосконалення двигунів. У більш далекій перспективі підвищення ефективності буде, швидше за все, пов'язане із застосуванням гібридних та електричних технологій, також великі надії покладено на такий тип двигуна як «відкритий» ротор.

Зниженню витрати палива сприяє збільшення ККД силової установки, проте існує межа після якої витрати на збільшення ККД можуть перевищити потенційну вигоду від зниження витрати палива. В якості альтернативи підвищенню ККД вузлів було запропоновано концепцію збільшення ступеня двоконтурності двигуна. Розвитком цієї концепції стали два конструктивні напрямки: перший – ТРДД із надвисоким ступенем двоконтурності та приводом осьового вентилятора безпосередньо від турбіни низького тиску або через

редуктор; другий - схема двигуна "Відкритий ротор" (Open Rotor). Двигун "Відкритий ротор" має істотний недолік - високий рівень шуму. Частково вирішити цю проблему дозволяє наявність капота. Газотурбінний двигун з турбовентиляторною приставкою також дозволяє вирішити проблему зниження шуму за рахунок мотогондоли турбовентиляторної приставки. Газотурбінний двигун з турбовентиляторною приставкою має більш високі значення тягового та повного ККД при дозвукових швидкостях польоту, що забезпечує підвищення тяги за стартових умов на 35-40% та на крейсерському режимі польоту 12- 15% більше, ніж тяга ТРД. Цей феномен пояснюється відсутністю негативного впливу модуля осьового вентилятора (яке має місце у двоконтурному ТРДД) на параметри газогенераторного контуру, тобто збільшення ККД компресора низького тиску і компресора високого тиску газогенератора на 3...5 % . Таким чином, дослідження характеристик ГТД з турбовентиляторною приставкою є актуальними.

*Другий розділ* присвячений вибору та обґрунтуванню параметрів математичного моделювання течії в турбовентиляторній приставці. Проаналізовано основні методи та засоби математичного моделювання течії в лопаткових машинах.

В розділі представлено результати вибору та обґрунтування топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості для моделювання течії в турбовентиляторній приставці. Турбовентиляторна приставка складається із двох ярусів – нижній ярус представляє собою робоче колесо осьової турбіни, верхній ярус – робоче колесо осьового компресора (осьового вентилятора). Враховуючи той факт, що натурних експериментів аеродинамічних характеристик турбовентиляторної приставки немає, для подальшого дослідження в роботі проведені окремі тестові задачі моделювання течії в турбінній та в компресорній решітці.

В роботі представлено результати проведених тестових задач моделювання течії в турбінній решітці VKI1 та в компресорній решітці на основі ротору STFF. Результати чисельних експериментів порівнювались з

результатами натурних експериментів. На основі результатів тестової задачі зроблено висновок, що для подальших досліджень для дослідження течії у турбовентиляторній приставці обрано топологію розрахункової сітки та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

У *третьому розділі* розроблено математичну модель турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна. На основі термодинамічного розрахунку отримано геометричні параметри турбінної і вентиляторної частини турбовентиляторної приставки. Представлено результати моделювання течії в турбовентиляторній приставці та оцінено вплив теплового потоку від турбінного контуру на вентиляторний контур турбовентиляторної приставки.

У *четвертому розділі* проведено оцінку впливу робочого процесу турбінної частини турбовентиляторної приставки на робочий процес вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Представлено результати моделювання течії в двохярусному робочому колесі турбовентиляторної приставки при різних режимах роботи: на висоті 11 км, 9 км, 7 км та 0 км при стандартних атмосферних умовах. Отримані залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході без урахування впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки.

Отримано залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході з урахуванням впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що течія гарячих газів впливає на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі.

Наявність турбінної частини призводить до погіршення характеристики вентиляторної частини. Ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2...4,8%. Найбільший вплив проявляється на режимі роботи  $H=11$  км.

Візуалізація поля швидкості течії у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки показала, що при роботі турбінного контуру характер обтікання в вентиляторній частині змінюється приблизно на 50%

висоти лопатки. Підвищення температури сприяє інтенсифікації енергії примежевого шару навколо нижньої частини лопатки вентиляторного контуру, що позитивно впливає на зменшення нульових зон швидкості при обтіканні.

Проведена оцінка впливу течії гарячих газів в турбінній частині робочого колеса на нагрів вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки показала, що при роботі турбовентиляторної приставки відбувається досить суттєвий температурний вплив на втулкову частину лопатки вентиляторного контуру.

У *п'ятому розділі* проведено дослідження впливу мотогондолои газогенератора на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки.

Проведено дослідження впливу примежевого шару на поверхні мотогондолои газогенератора на зміну ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі без урахування впливу турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що мотогондола газогенератора чинить вплив на значення ступеня підвищення тиску.

Проведено дослідження впливу примежевого шару на поверхні мотогондолои газогенератора на зміну ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі з урахуванням впливу турбінного контуру турбовентиляторної приставки. На основі отриманих результатів показано, що примежевий шар на мотогондолі газогенератора не чинить негативного впливу на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки, ступінь підвищення тиску до значень коефіцієнту витрати 0,35 зменшується на 0,1%, а при зростанні значень коефіцієнту витрати ступінь підвищення тиску зростає до 1%.

Проведено моделювання течії на поверхні мотогондолои газогенератора без вентиляторного та турбінного контуру на наступному режимі роботи:  $H=11\ 000\text{м}$  і числі Маха на вході  $M=0,3$  та  $M=0,5$ . Отримана візуалізація обтікання показала, що поле швидкості на вході у осьовий вентилятор рівномірне і має примежевий шар на стінці мотогондолои. Однак, поле швидкості течії на поверхні

мотогондоли газогенератора з робочим вентиляторним та турбінним контуром на вході у вентиляторний контур суттєво відрізняється від варіанту, коли робота турбовентиляторної приставки не враховується. Поле швидкості має нерівномірний характер обтікання і товщина наявного примежевого шару досить мала. Це явище обумовлюють декілька факторів: нагрів проміжного корпусу та робота вентиляторного і турбінного контуру турбовентиляторної приставки.

Проведена оцінка впливу мотогондоли газогенератора на силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що реактивна тяга вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки зростає на 0,87-6,15% при режимах роботи на висоті 0 км, 9 км, 11 км та діапазоні значень коефіцієнту витрати на вході від 0,35 до 0,9.

Отже, мотогондола газогенератора не чинить негативного впливу на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки і вентилятор турбовентиляторної приставки не чинить негативного впливу на газогенератор двигуна.

У висновках подані основні результати дисертаційного дослідження, що в сукупності відображають вирішення науково-прикладної задачі розробки науково-обґрунтованих рекомендацій щодо узгодження параметрів робочого процесу вентиляторного та турбінного контурів турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна.

#### *Наукова новизна отриманих результатів*

На підставі теоретичних і практичних досліджень, виконаних у дисертаційній роботі:

1. Вперше методом чисельного експерименту проведено оцінку впливу примежевого шару на мотогондолі газогенератора на параметри вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки з урахуванням роботи турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

2. Розроблено науково-обґрунтовані рекомендації щодо узгодження параметрів робочого процесу турбінного та вентиляторного контурів турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

3. Отримані нові дані щодо впливу нагрівання проміжного корпусу турбовентиляторної приставки на аеродинамічну навантаженість і реактивну силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

#### *Практичне значення отриманих результатів*

Отримані нові дані щодо взаємного впливу течії в турбінному та вентиляторному контурах турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна і впливу мотогондоли газогенератора мотогондоли на роботу турбовентиляторної приставки рекомендується використовувати під час створення перспективних двигунів нових схем.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується довідками про впровадження результатів дисертаційної роботи на ДП «Антонов» та ДП «Івченко-Прогрес».

**Ключові слова:** Газотурбінний двигун (ГТД), турбовентиляторна приставка, осьовий вентилятор, газова турбіна, математична модель, чисельний експеримент, температура, вторинні втрати, втулочний вихор, цикл Брайтона, ефективність, оцінка ефективності, режим польоту, реактивна тяга, критичні технології.

### **СПИСОК ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА**

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

1. Майборода Р.В. Моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2022, № 4 спецвипуск 1 (181). С. 31-35. doi: 10.32620/aktt.2022.4sup1.05;
2. Майборода Р.В. Аналіз впливу мотогондоли на силу тяги вентиляторного контуру турбовентляторної приставки. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2023, №4 (188). С. 79-84. doi:[10.32620/aktt.2023.4.10](https://doi.org/10.32620/aktt.2023.4.10);
3. Майборода Р.В. Вплив температурного перепаду на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки



ГТД. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2023, №4 спецвипуск №2 (190). С. 70-75. doi:[10.32620/aktt.2023.4sup2.09](https://doi.org/10.32620/aktt.2023.4sup2.09)

4. Майборода Р.В. Розробка термогазодинамічної моделі турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна. *Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph – International Science Group. – Boston: PrimediaeLaunch, 2023. 359-377 p. doi: 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2.*

#### **Наукові праці, що засвідчують апробацію матеріалів дисертації**

5. Майборода Р.В. Тестова задача моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці. *Збірник тез XXVI Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2022. С. 37-38

6. Майборода Р.В. Сучасні тенденції розвитку авіаційного двигунобудування. *VII Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів "Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті"*. Київ, 30 листопада 2021. С. 14-15.

7. Майборода Р.В. Тестова задача моделювання течії у турбінній решітці. *Тези доповідей XXII Міжнародної науково-практичної конференції здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ»*. Київ, 2022. С.59.

8. Майборода Р.В. Вплив мотогондоли триконтурного двигуна на силу тяги турбовентиляторної приставки. *Збірник тез XXVII Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2023. С. 25.

9. Майборода Р.В. Аналіз впливу температурного перепаду двоярусного робочого колеса на ступінь підвищення тиску. *Збірник тез XXVII Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2023. С. 25-26.

## ANNOTATION

Mayboroda R.V. Determination of the mutual influence of the flow in the turbine and fan circuits of the turbofan attachment of an aviation gas turbine engine. – Qualifying scientific work on the right of the manuscript.

The dissertation on competition of a scientific degree of the Doctor of Philosophy on a specialty 142 – Power Engineering. – National Aviation University, Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2023.

The dissertation work is devoted to the creation of scientifically based recommendations for coordinating the operating process parameters of the fan and turbine circuits of the turbofan attachment of an aviation gas turbine engine.

The creation of new technologies plays a key role in ensuring the future competitiveness of aircraft produced by domestic aircraft manufacturing companies. An aircraft engine is a key component of any aircraft, determining its flight performance, safety, reliability, efficiency and cost of operation.

An important factor in increasing the efficiency of engine use, as well as reducing its cost, is the development of a family of engines based on a universal basic gas generator.

One of the problems associated with the creation of gas turbine engines based on a basic gas generator is the significant influence of the parameters and characteristics of the fan module, which is located in front of the gas generator module, on the flow parameters in front of the gas generator compressor and, as a consequence, on the parameters and characteristics of the gas generator compressor.

One of the ways to ensure invariance of the parameters and characteristics of the base gas generator module is the design of gas turbine engines with a rear-mounted turbofan attachment. The turbofan attachment increases engine thrust and efficiency. The rear location of the fan makes it possible to create modular designs of gas turbine engines (GTE) without significant changes to the gas generator design. The main difficulty in creating such designs is coordinating and optimizing the parameters of the turbofan attachment.

Thus, research into the characteristics of a gas turbine engine with a turbofan attachment is relevant. However, at present, there remain unresolved issues of determining the mutual influence of the flow in the turbine and fan circuits of the turbofan attachment of an aviation gas turbine engine.

*The introduction* substantiates the relevance of the dissertation work, formulates the purpose and main objectives of the research, and provides information about the connection of the work with scientific topics. The scientific novelty of the results obtained in the dissertation and the practical significance are presented, the personal contribution of the applicant in general publications is noted, quantitative indicators are given regarding published scientific works, the structure and volume of the dissertation.

*The first chapter* contains a study of the current state and prospects for the development of aircraft engine manufacturing. Currently, the environmental and economic characteristics of aircraft are one of the main indicators that determine its competitiveness in the world market and unhindered operation on international airlines. It is obvious that in the short and medium term, about half of the reduction in fuel consumption and CO<sub>2</sub> emissions for aircraft as a whole will be achieved precisely through engine improvements. In the longer term, increased efficiency will most likely be associated with the use of hybrid and electric technologies, and high hopes are placed on such an engine type as an “Open Rotor”.

Reducing fuel consumption is facilitated by increasing the efficiency of the power plant, but there is a limit beyond which the costs of increasing efficiency may exceed the potential benefits from reducing fuel consumption. As an alternative to increasing the efficiency of components, the concept of increasing the engine bypass ratio was proposed. The development of this concept became two design directions: the first - a turbofan engine with an ultra-high bypass ratio and a fan drive directly from a low-pressure turbine or through a gearbox; the second is the Open Rotor engine diagram. The Open Rotor engine has a significant drawback - high noise level. The presence of a duct can partially solve this problem. A gas turbine engine with a turbofan attachment also allows solving the problem of noise reduction due to the engine nacelle

of the turbofan attachment. A gas turbine engine with a turbofan attachment has higher values of thrust and total efficiency at subsonic flight speeds, which provides an increase in thrust at launch conditions by 35-40% and in cruising flight mode by 12-15% more than the thrust of a turbojet engine. This phenomenon is explained by the absence of a negative impact of the fan module (which occurs in a bypass turbofan engine) on the parameters of the gas generator circuit, that is, an increase in the efficiency of the low pressure compressor and the high pressure compressor of the gas generator by 3...5%. Thus, research into the characteristics of a gas turbine engine with a turbofan attachment is relevant.

*The second chapter* is devoted to the selection and justification of parameters for mathematical modeling of flow in a turbofan attachment. The main methods and methods of mathematical modeling of flow in blade machines are analyzed.

The section presents the results of choosing and justifying the topology of the computational mesh and the turbulent viscosity model for modeling the flow in a turbofan attachment. The turbofan attachment consists of two tiers - the lower tier is the impeller of the axial turbine, the upper tier is the impeller of the axial compressor (fan). Considering the fact that there are no full-scale experiments on the aerodynamic characteristics of a turbofan attachment, for further research in the work, separate test problems were carried out to simulate the flow in a turbine and compressor array.

The paper presents the results of test problems for modeling flow in the VKI1 turbine array and the compressor array based on the STFF rotor. The results of many experiments were compared with the results of natural experiments. Based on the results of the test problem, it was concluded that for further research into the study of flow in a turbofan attachment, the topology of the computational mesh and the SST GTT turbulent viscosity model were selected.

*In the third chapter*, a mathematical model of the turbofan attachment of an aviation gas turbine engine is developed. Based on thermodynamic calculations, the geometric parameters of the turbine and fan turbofan parts of the attachment were obtained. The results of modeling the flow in a turbofan attachment are presented and the influence of the heat flow from the turbine circuit on the fan circuit of the turbofan

attachment is assessed.

*In the fourth section*, the influence of the working process of the turbine part of the turbofan attachment on the working process of the fan circuit of the turbofan attachment was assessed. The results of modeling the flow in a two-tier impeller of a turbofan attachment under various operating modes are presented: at an altitude of 11 km, 9 km, 7 km and 0 km under standard atmospheric conditions. The dependences of the pressure ratio of the fan circuit of the turbofan attachment on the inlet flow coefficient without taking into account the influence of hot gases of the turbine circuit of the turbofan attachment were obtained.

The dependence of the pressure ratio of the fan circuit of the turbofan attachment on the inlet flow coefficient, taking into account the effect of hot gases of the turbine circuit of the turbofan attachment, was obtained. It has been shown that the flow of hot gases affects the pressure ratio in the fan circuit. The presence of a turbine part leads to a deterioration in the performance of the fan part. The pressure ratio decreases by 0.2...4.8%. The greatest influence is manifested in the operating mode  $H=11$  km.

Visualization of the flow velocity field in the fan part of the turbofan attachment showed that during operation of the turbine circuit, the nature of the leakage in the fan part changes by approximately 50% of the blade height. An increase in temperature contributes to the intensification of the energy of the boundary layer around the lower part of the blade of the fan circuit, which has a positive effect on the reduction of zero velocity zones during flow. An assessment of the influence of the flow of hot gases in the turbine part of the impeller on the heating of the fan part of the impeller of the turbofan attachment showed that during operation of the turbofan attachment there is a fairly significant temperature effect on the hub part of the blade of the fan circuit.

*In the fifth chapter*, a study was carried out of the influence of the gas generator nacelle on the flow in the fan circuit of a turbofan attachment.

A study was carried out of the influence of the boundary layer on the surface of the engine nacelle of a gas generator on the change in the pressure ratio in the fan circuit without taking into account the influence of the turbine circuit of the turbofan attachment. It is shown that the engine nacelle of the gas generator influences the value

of the pressure ratio.

A study was carried out of the influence of the boundary layer on the surface of the engine nacelle of a gas generator on the change in the pressure ratio in the fan circuit, taking into account the influence of the turbine circuit of the turbofan attachment. Based on the results obtained, it is shown that the boundary layer on the engine nacelle of the gas generator does not have a negative effect on the flow in the fan circuit of the turbofan attachment, the pressure ratio up to a flow coefficient of 0.35 decreases by 0.1%, and with an increase in the values of the flow coefficient, the pressure ratio grows to 1%.

The flow on the surface of the engine nacelle of a gas generator without a fan and turbine circuit was simulated at the following operating mode:  $H=11000\text{m}$  and inlet Mach number  $M=0.3$  and  $M=0.5$ . The resulting visualization of streamlining showed that the velocity field at the fan inlet is uniform and has a boundary layer on the wall of the engine nacelle. However, the flow velocity field on the surface of the engine nacelle of a gas generator with a working fan and turbine circuit at the entrance to the fan circuit differs significantly from the option when the operation of the turbofan attachment is not taken into account. The velocity field has an uneven streamlining character and the thickness of the existing boundary layer is quite small. This phenomenon is caused by several factors: heating of the intermediate housing and the operation of the fan and turbine circuit of the turbofan attachment.

An assessment was made of the influence of the gas generator engine nacelle on the thrust force of the fan circuit of the turbofan attachment. It is shown that the reactive thrust of the fan circuit of a turbofan attachment increases by 0.87-6.15% under operating modes at an altitude of 0 km, 9 km, 11 km and a range of input flow coefficient values from 0.35 to 0.9. Consequently, the engine nacelle of the gas generator does not have a negative effect on the flow in the fan circuit of the turbofan attachment and the fan of the turbofan attachment does not have a negative effect on the engine gas generator.

*The conclusions* present the main results of the dissertation research, which together reflect the solution to the scientific and applied problem of developing

scientifically based recommendations for coordinating the operating process parameters of the fan and turbine circuits of the turbofan attachment of an aviation gas turbine engine.

*Scientific novelty* of the results obtained Based on theoretical and practical research carried out in the dissertation work:

1. For the first time, the influence of the boundary layer on the gas generator nacelle on the parameters of the fan circuit of the turbofan attachment, taking into account the operation of the turbofan attachment of the gas turbine engine, was assessed using a numerical experiment.

2. Scientifically based recommendations have been developed for coordinating the operating process parameters of the turbine and fan circuits of the turbofan attachment of a gas turbine engine.

3. New data were obtained on the effect of heating of the intermediate housing of a turbofan attachment on the aerodynamic load and reactive thrust of the fan circuit of the turbofan attachment of a gas turbine engine.

*Practical significance of the obtained results.* The new data obtained regarding the mutual influence of the flow in the turbine and fan circuits of the turbofan attachment of an aviation gas turbine engine and the influence of the engine nacelle on the turbofan attachment are recommended to be used when creating promising engines of new designs.

The practical significance of the results obtained is confirmed by certificates of implementation of the results of the dissertation work at the Antonov State Enterprise and the Ivchenko-Progress State Enterprise.

**Key words:** Gas turbine engine, turbofan unit, axial fan, gas turbine, mathematical model, numerical experiment, temperature, secondary losses, hub vortex, Brayton cycle, efficiency, performance evaluation, flight mode, trust, critical technology.

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

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

1. Maiboroda R.V. Modeling of flow in a supersonic compressor mesh. *Aerospace engineering and technology*. 2022, No. 4 special issue 1 (181). P. 31-35. doi: 10.32620/aktt.2022.4sup1.05
2. Maiboroda R.V. Analysis of the influence of the motor nacelle on the thrust force of the fan circuit of the turbofan attachment. *Aerospace engineering and technology*. 2023, No. 4 (188). P. 79-84. doi:10.32620/aktt.2023.4.10
3. Maiboroda R.V. The influence of the temperature difference on the pressure ratio in the fan circuit of the turbofan attachment of the gas turbine engine. *Aerospace engineering and technology*. 2023, No 4 special issue No 2 (190). P. 70-75. doi:10.32620/aktt.2023.4sup2.09
4. Maiboroda R.V. Development of a thermogasodynamic model of a turbofan attachment of a three-pass engine. *Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph – International Science Group*. – Boston: Primediae Launch, 2023. P. 359-377. doi: 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2.

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

5. Maiboroda R.V. Test task of modeling the flow in a supersonic compressor mesh. *Collection of theses of the XXVI International Congress of Engine Builders*. Kharkiv, September 5-8, 2022. P. 37-38
6. Maiboroda R.V. Modern trends in the development of aircraft engine construction. *VII All-Ukrainian scientific and practical conference of young scientists and students "Energy security and energy efficiency in transport"*. Kyiv, November 30, 2021. P. 14-15.



7. Maiboroda R.V. Test task of simulation of flow in a turbine grid. *Abstracts of reports of the XXII International scientific and practical conference of higher education graduates and young scientists "Flight"*. Kyiv, 2022. P.59.

8. Maiboroda R.V. The influence of the motor nacelle of a three-pass engine on the thrust force of a turbofan attachment. *Collection of theses of the XXVII International Congress of Engine Builders*. Kharkiv, September 5-8, 2023. P. 25.

9. Maiboroda R.V. Analysis of the influence of the temperature difference of the two-tier impeller on the pressure ratio. *Collection of theses of the XXVII International Congress of Engine Builders*. Kharkiv, September 5-8, 2023. P. 25-26.

## ЗМІСТ

Анотація.....	2
Annotation.....	10
Перелік прийнятих скорочень.....	20
Вступ.....	21
Розділ 1. Стан та перспективи розвитку авіаційного двигунобудування....	29
1.1. Розвиток двигунобудування за кордоном.....	29
1.2. Ключові критичні технології для авіаційних двигунів перспективних пасажирських літаків.....	36
1.3. Газотурбінний двигун з турбовентиляторною приставкою.....	45
Висновки за розділом.....	53
Розділ 2. Вибір та обґрунтування параметрів чисельного експерименту моделювання течії в турбовентиляторній приставці.....	55
2.1. Загальні положення обчислювального експерименту моделювання течії в лопаткових машинах.....	55
2.2. Тестова задача моделювання течії в турбінній решітці VKI1.....	69
2.3. Тестова задача моделювання течії в компресорній решітці на основі ротору STFF.....	76
Висновки за розділом.....	82
Розділ 3. Розробка моделі турбовентиляторної приставки.....	84
3.1. Визначення газодинамічних параметрів потоків, що протікають через ступені турбіни та через осьовий вентилятор турбовентиляторної приставки.....	84
3.2. Розрахунок геометричних розмірів та побудова лопаток першого ступеню турбіни.....	89
3.3. Моделювання течії в турбовентиляторній приставці з одним ступенем турбіни.....	93
Висновки за розділом.....	100

Розділ 4. Моделювання течії в турбовентиляторній приставці.....	102
4.1. Моделювання течії у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки.....	102
4.2. Вплив течії в турбінній частині турбовентиляторної приставки на течію у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки.....	111
4.3. Вплив течії гарячих газів в турбінній частині робочого колеса на нагрів вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки...	117
Висновки за розділом.....	123
Розділ 5. Моделювання течії в турбовентиляторній приставці з урахуванням впливу примежевого шару на поверхні мотогондоли газогенератора.....	125
5.1. Постановка задачі дослідження впливу мотогондоли на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки.....	125
5.2. Моделювання течії у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора.....	127
5.3. Моделювання течії у турбовентиляторній приставці з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора .....	132
5.4. Оцінка впливу мотогондоли газогенератора на силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.....	140
Висновки за розділом.....	146
Висновки.....	148
Список використаних джерел.....	152
Додаток А.....	162
Додаток Б.....	164
Додаток В.....	165

**ПЕРЕЛІК ПРИЙНЯТИХ СКОРОЧЕНЬ**

ГТД – газотурбінний двигун

ККД – коефіцієнт корисної дії

РК – робоче колесо

РСУ – розподілена силова установка

СУ – силова установка

ТГвВД – турбогвинтовентиляторний двигун

ТРД – турбореактивний двигун

ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун

ТРТД – турбореактивний триконтурний двигун

ТВП – турбовентиляторна приставка

## ВСТУП

Створення нових технологій відіграє ключову роль у забезпеченні майбутньої конкурентоспроможності авіаційної техніки, яку випускають вітчизняні авіабудівні компанії.

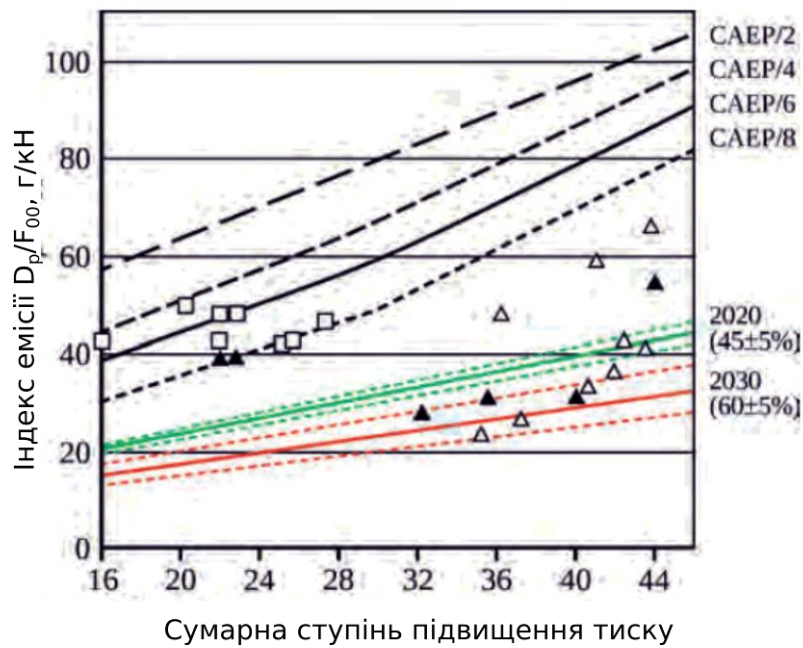
Авіаційний двигун є ключовою ланкою будь-якого літального апарату, визначаючи його льотно-технічні характеристики, безпеку, надійність, економічність та вартість експлуатації. Сучасний авіадвигун – унікальний і один із найскладніших виробів машинобудування, на створення якого потрібно в 1,5...2 рази більше часу, ніж на розробку планера та авіаційного обладнання [1].

Перед розробниками авіадвигунів завжди стоїть завдання щодо отримання мінімальних витрат палива. Суттєво впливає вартість авіаційного палива, тому що становить істотну частину прямих експлуатаційних витрат. Динаміка зміни світових цін на нафту показує тенденцію до збільшення її вартості. Світова енергетична криза 2021 року стала наймасштабнішою з часу нафтового ембарго 1973 року [2], що впливає на збільшення вартості авіаційного палива. Все це робить проблему зниження витрат палива дедалі гострішою. Крім того, зниження витрати пального дозволить покращити екологічні характеристики силової установки та літака (зниження шкідливих викидів таких як  $\text{CO}_2$  та  $\text{NO}_x$ ).

Одним із головних напрямів підвищення економічності авіаційного двигуна є підвищення ККД вузлів двигуна: осьового вентилятора, компресора, камери згоряння, турбіни та вихідного пристрою.

За більш ніж 70-річний період розвитку цивільної реактивної авіації перехід до нової схеми двигуна, підвищення параметрів робочого процесу, впровадження нових конструкційних матеріалів та технічних рішень, а також покращення аеродинамічних характеристик літаків дозволили зменшити витрати пального на пасажиро-кілометр більш ніж на 80%, з яких майже 50% зниження досягнуто завдяки вдосконаленню двигуна [3]. Поліпшення показників авіаційних двигунів цивільного призначення відбувається за постійного посилення вимог до рівня шуму та емісії шкідливих речовин. У зв'язку з цим у





б

Рис. 1. Вимоги ІКАО щодо рівня шуму (а) та емісії NO<sub>x</sub> (б) [4,5.]: □ - двигуни в експлуатації тягою менше 89 кН; Δ – двигуни в експлуатації тягою понад 89 кН; ▲ - Двигуни близькострокової перспективи тягою більше 89 кН

	ACARE <sup>1)</sup> : Vision 2020, 2020 р.	ACARE <sup>1)</sup> : FlightPath 2050, 2050 р.	NASA <sup>2)</sup> : N+2, 2025...2035 рр.	NASA <sup>2)</sup> : N+3, після 2035 рр.
Зниження шуму	50%	65%	32...42 EPNдБ	42...52 EPNдБ
Зниження витрат палива, %	50	75	50...60	60...80
Запас по емісії NO <sub>x</sub> (цикл "зліт-посадка"), %	80	90	80	> 80
				

Рис. 2. Основні цільові індикатори для перспективної авіаційної техніки [6-10]

1) зниження шуму – зменшення сфери поширення; витрати палива – щодо літака 2000; запас з емісії NO<sub>x</sub> – щодо CAEP/2 ІКАО;

2) зниження шуму – щодо Глави 4 ІКАО; витрати палива – щодо літака B777-200 з ТРДД GE90 для N+2 та літака B737-800 з ТРДД CFM56-7B26 для N+3; запас з емісії NO<sub>x</sub> – щодо CAEP/6 ІКАО

Досягнення заданих індикаторів потребує вирішення низки складних завдань, розробки перспективних технологій і може бути реалізовано лише за комплексного підходу шляхом поліпшення характеристик двигуна та літального апарату (ЛА), а також удосконалення системи керування повітряним рухом [1].

У процесі вдосконалення елементів газотурбінних двигунів з метою підвищення їхньої паливної ефективності велика увага приділяється аеродинамічній досконалості осьових вентиляторів та компресорів. Зокрема при розробці нового осьового вентилятора важливо не тільки покращити його показники ефективності, але й зберегти необхідні експлуатаційні властивості газодинамічної стійкості всього двигуна.

Важливим чинником при оцінці ефективності з метою підвищення ефективності застосування двигуна, а також зниження його вартості є розробка сімейства двигунів на основі універсального базового газогенератора.

Одна з проблем, пов'язана зі створенням газотурбінних двигунів на основі базового газогенератора, полягає в істотному впливі параметрів і характеристик модуля осьового вентилятора, який розташовується перед модулем газогенератора, на параметри потоку перед компресором газогенератора і, як наслідок, на параметри і характеристики компресора газогенератора. Очевидно, що використання загального газогенератора в сімействі ГТД різного призначення може привнести деякі відхилення від оптимуму для конкретних типів ГТД і відповідні компроміси. Для забезпечення працездатності вузлів для різного використання (особливо в ТРДДФ на надзвукових режимах) можуть бути необхідні ряд конструктивних змін газогенератора, заміна матеріалів, поліпшення охолодження, переузгодження робочих точок компресора.

Одним із шляхів забезпечення інваріантності параметрів і характеристик модуля базового газогенератора є конструкції двоконтурних двигунів із заднім



розташуванням турбовентиляторної приставки (рис.3). Прикладами ТРДД із заднім розташуванням осьового вентилятора, які створені на основі базових газогенераторів одноконтурних ТРД, можуть служити двигуни GP-700, GJ.805-23. На базі газогенератора серійного турбореактивного двигуна J-79 був створений ТРДД з турбовентиляторною приставкою CJ805-21, а на базі одноконтурного двигуна J-85 двоконтурний двигун CF-700-1, що має тягу в стартових умовах на 35...40% більшу, ніж початкові двигуни. Турбовентиляторна приставка підвищує тягу і економічність двигуна. Заднє розташування осьового вентилятора дозволяє без значних змін конструкції газогенератора створювати модульні конструкції газотурбінних двигунів (ТРД або ТРДД). Основна складність в створенні таких конструкцій полягає в оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки [11].

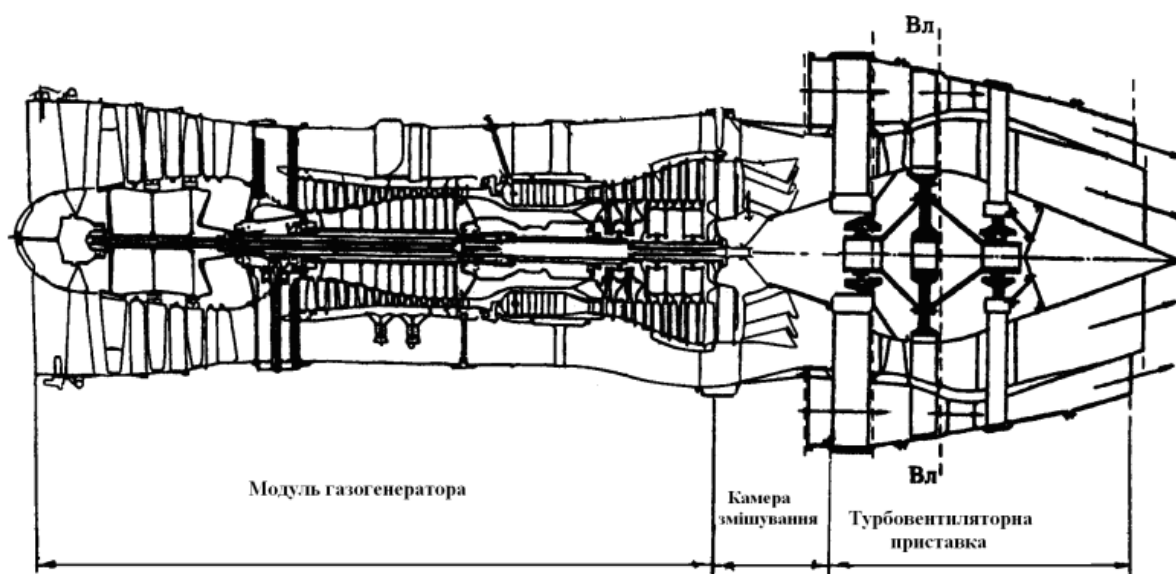


Рис. 3. Схема триконтурного турбореактивного двигуна [11]

Застосування турбовентиляторної приставки дозволяє поліпшити тягово-економічні характеристики авіаційної силової установки з ГТД. Поліпшення економічності пояснюється усуненням негативного впливу модуля вентилятора на потік перед компресором газогенераторного модуля і, як наслідок,

збільшенням тяги двигуна при практично незмінній витраті палива в контурі газогенератора, а також покращенням акустичних характеристик завдяки місцю розташування модуля осьового вентилятора. Однак, на даний час залишаються невирішені питання щодо аеродинамічних характеристик турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна з двоярусними лопатками.

Таким чином, дослідження аеродинамічних характеристик турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна з двоярусними лопатками є актуальним.

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

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

**Мета роботи:** розробка науково-обґрунтованих рекомендацій щодо узгодження параметрів робочого процесу вентиляторного та турбінного контурів турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна.

**Задачі:**

1. Аналіз методів та засобів дослідження течії у турбовентиляторній приставці авіаційного газотурбінного двигуна.
2. Розробити моделі турбінного і вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.
3. Оцінити вплив течії в турбінній частині турбовентиляторної приставки

на робочий процес вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

4. Оцінити вплив мотогондолої газогенератора на тягові характеристики вентиляторного контура турбовентиляторної приставки на режимі роботи на висоті польоту 0 км, 9 км, 11 км.

**Методи дослідження.** В основу роботи покладено методи теорії теплових двигунів, методи примежевого шару, методи теорії триконтурних двигунів, методи аналізу та синтезу, методи чисельного експерименту.

**Достовірність отриманих результатів** підтверджується застосуванням апробованих методик та методів дослідження. Результати тестових задач порівнювались із відомими результатами фізичних експериментів.

### **Наукова новизна**

1. Вперше методом чисельного експерименту проведено оцінку впливу примежевого шару на мотогондолі газогенератора на параметри вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки з урахуванням роботи турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

2. Розроблено науково-обґрунтовані рекомендації щодо узгодження параметрів робочого процесу турбінного та вентиляторного контурів турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

3. Отримані нові дані щодо впливу нагрівання проміжного корпусу турбовентиляторної приставки на аеродинамічну навантаженість і реактивну силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

**Практичне значення.** Отримані нові дані щодо аеродинамічних характеристик турбовентиляторної приставки і впливу мотогондолої на роботу турбовентиляторної приставки рекомендується використовувати під час створення перспективних двигунів нових схем.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується довідкою впровадження результатів дисертаційної роботи на ДП «Антонов» та ДП «Івченко-Прогрес».

**Особистий внесок здобувача визначається такими положеннями.**

Основні результати, ідеї досліджень. концепція роботи, її положення та принципи вирішення задач розроблені автором самостійно.

**Апробація результатів дослідження.** 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, 2020-2023 рр.); Всеукраїнській науково-практичній конференції молодих учених і студентів "Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті" (м. Київ, Україна, 30 листопада 2021 р.); XXVI Міжнародному Конгресі двигунобудівників (м. Харків, Україна, 4-8 вересня 2022 р.); XXII Міжнародній науково-практичній конференції здобувачів вищої освіти і молодих учених "Політ" (м. Київ, Україна, 4-8 квітня, 2022р.); XXVII Міжнародному Конгресі двигунобудівників (м. Харків, Україна, 5-8 вересня 2023 р.)

**Наукові статті за темою дисертації.** Основні результати дисертації представлено у 3 одноосібних наукових статтях, опублікованих у журналах, що входять до переліку фахових видань зі спеціальності 142, категорія «Б», у розділі зарубіжної монографії, 5 тезах доповідей на науково-технічних конференціях.

**Структура роботи.** Робота складається з анотацій українською та англійською мовою, вступу, п'яти розділів, трьох додатків та списку використаних джерел із 109 джерел на 10 сторінках. Основну частину роботи викладено на 133 стор., 83 рис., 3 таблиці.

## РОЗДІЛ 1

### СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНОБУДУВАННЯ

#### 1.1. Розвиток двигунобудування за кордоном

На даний час екологічні та економічні характеристики авіаційної техніки є одними із головних показників, які враховують при оцінці ефективності та визначають її конкурентоспроможність на світовому ринку та безперешкодну експлуатацію на міжнародних авіалініях.

У світовому авіадвигунобудуванні розробкою та випуском закінчених продуктів зайнята обмежена кількість компаній з Америки та Європи, у тому числі й України, які є провідними виробниками авіаційних двигунів та несуть повну відповідальність за їх проектування, виробництво, продаж та післяпродажне обслуговування. До них належать: General Electric (відділення GE Aviation), Rolls-Royce (відділення Civil та Military), United Technologies Corporation (компанії Pratt & Whitney та Pratt & Whitney Canada), SAFRAN Group (компанія Safran Aircraft Engines), ДП Івченко-Прогрес. Незалежними світовими виробниками з повним циклом робіт з двигунів також є компанії Honeywell International (підрозділ Air Transport & Regional відділення Honeywell Aerospace) та Williams International, які постачають двигуни для літаків ділової авіації та регіональних літаків.

Номенклатура авіаційних двигунів досить широка і включає двигуни злітною тягою  $R_0 = 5...510$  кН. Практично у всіх діапазонах злітної тяги серед виробників авіаційних двигунів існує жорстка конкуренція, коли замовнику літака свої пропозиції подають дві-три компанії. Така конкуренція сприяє технічному прогресу, і практично у всіх діапазонах вже з'явилися нові продукти, що визначають світовий рівень розвитку авіадвигуна [12-14].

Станом на кінець травня 2018 р. лідерами на ринку авіаційних двигунів по всьому парку пасажирських літаків, що перебувають в експлуатації, займали

компанії CFM International (спільне підприємство компаній General Electric та Safran, ~ 44%) та General Electric (~ 22%), у сегменті двигунів для магістральних вузькофюзеляжних літаків – компанії CFM International (~ 71%, сімейство ТРДД CFM56) та International Aero Engines (~ 19%, сімейство ТРДД V2500), у сегменті двигунів для регіональних літаків – компанії General Electric (~ 72%, сімейство ТРДД CF34) і Rolls-Royce (~ 17%, сімейство ТРДД АЕ3007), а в сегменті двигунів для магістральних широкофюзеляжних літаків - компанії General Electric (~ 51%, сімейства ТРДД CF6, GE90 і GENx) і Rolls Royce, сімейства ТРДД RB211 та Trent) (рис. 1.1) [12-15].

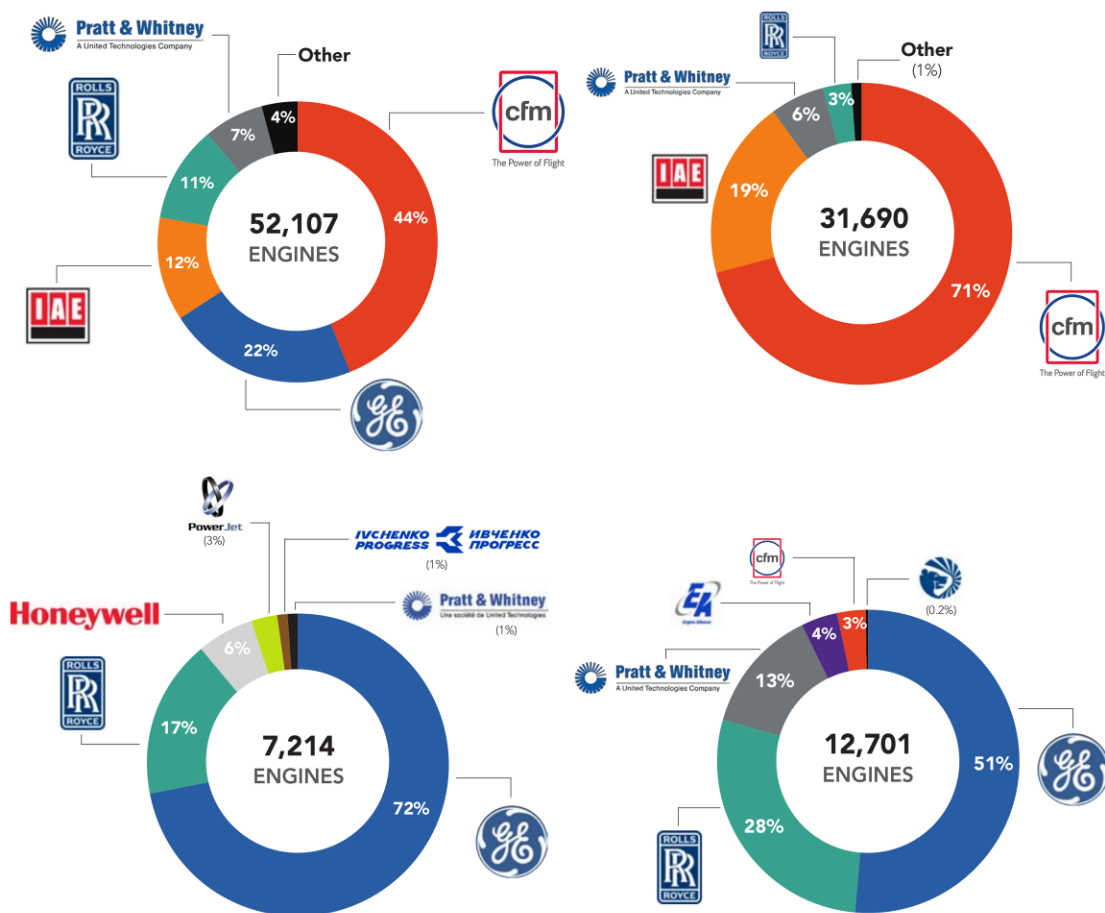


Рис. 1.1. Розподіл парку пасажирських літаків за виробниками авіаційних двигунів [15]: а – по всьому парку; б - по сегменту вузькофюзеляжних літаків; в – за сегментом регіональних літаків; г – за сегментом широкофюзеляжних літаків

Окрім двигунів компаній General Electric та Rolls-Royce у силових установках (СУ) регіональних літаків застосовуються ТРДД SaM146 компанії PowerJet та ТВД PW100 компанії Pratt & Whitney Canada. Сімейства ТРДД TFE731 компанії Honeywell та ALF502/ALF507 компанії Lycoming застосовуються в СУ регіональних літаків, випуск яких припинено. Новими розробками в цьому сегменті є сімейства ТРДД Passport 20 компанії General Electric та PW1000G компанії Pratt & Whitney. У сегменті двигунів для СУ вузькофюзеляжних магістральних літаків крім двигунів компаній CFM International та International Aero Engines застосовуються ТРДД PW6000 (A318) і PW2000 (B757) компанії Pratt & Whitney і BR715 (B717) та RB21. Проте випуск літаків B717 і B757 припинено, а A318 великим попитом користувався ТРДД CFM56-5B компанії CFM International. Новими розробками у цьому сегменті є сімейства ТРДД LEAP компанії CFM International (на заміну CFM56) та PW1000G компанії Pratt & Whitney (на заміну V2500). Компанія Pratt & Whitney практично втратила свої позиції у сегменті двигунів для СУ широкофюзеляжних літаків. Вона не постачає двигуни для нових широкофюзеляжних літаків B787, B747-8 та A350 XWB, а замовлення на двигуни сімейства PW4000 для СУ літака A330 не великі. Невеликою втіхою є постачання ТРДД GP7200 у рамках спільного з General Electric підприємства Engine Alliance для СУ літака A380, введеного в експлуатацію у 2008 році. Новими розробками у цьому сегменті є ТРДД GE9X компанії General Electric та сімейство ТРДД Trent XWB компанії Rolls-Royce [12-15]. З другої половини 1990-х років, за кордоном стали вводиться в експлуатацію широкофюзеляжні пасажирські літаки з двигунами п'ятого покоління (родини ТРДД GE90, PW4000, Trent), в яких величина сумарного ступеня підвищення тиску досягла значення 35...45, температура газу на вході в лопатки РК турбіни 1900...1950К, ступень двоконтурності  $m = 8...9$ , що забезпечило зниження рівня шуму та досягнення в умовах крейсерського польоту ( $H = 11\text{км}$ ,  $M = 0,8$ ) величини питомої витрати палива 0,52...0,55 кг/(кгс×год). Порівняно з широко експлуатованими на той час двигунами

четвертого покоління (родини ТРДД CF6, PW2000, RB211) ці двигуни забезпечили покращення експлуатаційних показників, а також високі показники надійності та ресурсу [12-15].

На початку 2010-х років в експлуатацію були введені нові ТРДД для широкофюзеляжних літаків (GEnx, Trent 1000 / Trent XWB), які порівняно з двигунами відповідного призначення, що перебувають в експлуатації, забезпечили зменшення витрат палива на 10...15%, рівня шуму на 12...20EPНдБ Глави 4 ІКАО та запас за рівнем емісії NO<sub>x</sub> за циклом режимом польоту «зліт-посадка» 30...50% щодо норм CAEP/6 ІКАО. Лідером у застосуванні нових технічних рішень та технологій залишається компанія General Electric. Вона першою серед авіадвигунобудівних компаній застосувала в серійних двигунах для пасажирських літаків: спочатку лопатки робочого колеса (РК), а потім корпус осьового вентилятора з полімерного композиційного матеріалу; компресор високого тиску (КВД), розрахований на ступінь підвищення тиску 22; малоемісійні камери згоряння (DAS, TAPS); керамічні композиційні матеріали (ККМ) у «гарячій» частині двигуна; протилежне обертання роторів каскадів високого та низького тиску; шевронні сопла і т.д. [12,13, 16-20.]. Компанія General Electric проводить сертифікаційні випробування двигуна GE9X-105B1A із сімейства ТРДД GE90 для нового сімейства літаків B777X компанії Boeing. У цьому двигуні вперше у світовій практиці цивільного авіадвигуна будуються 11-ступінчастий КВД, розрахований на ступінь підвищення тиску 27 при сумарному ступені підвищення тиску 64, жарова труба камери згоряння і лопатки СА і РК другого ступеня турбіни високого тиску (ТВТ) з ККМ, лопатки турбіни низького тиску (ТНТ), виготовлені за адитивною технологією, а також у значній частині технології, розроблені для сімейств ТРДД GEnx та LEAP (рис. 1.2 та рис. 1.3) [21-25].

За заявами компанії General Electric двигун GE9X забезпечить зменшення витрат палива на 10% порівняно з літаком B777-300ER з двигуном GE90-115B, запаси за рівнем шуму не менше 8 EPНдБ щодо Глави 14 ІКАО та рівнем емісії



NO<sub>x</sub> за циклом режиму польоту «зліт не менше 30% щодо норм CAEP/8 ІКАО [22, 23].

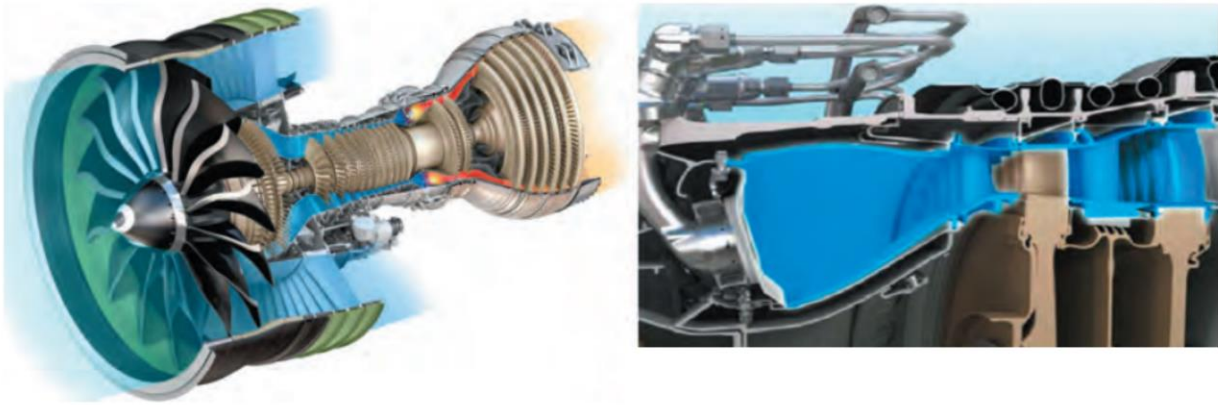


Рис. 1.2. Розріз ТРДД GE9X та його компоненти з керамічного композиційного матеріалу



Рис. 1.3. Розробка перспективних технологій компанією General Electric для двигунів нового покоління

З 2015 р. в експлуатацію вводяться нові та ремоторизовані вузькофюзеляжні (регіональні та магістральні) літаки з двигунами п'ятого покоління (сімейства ТРДД LEAP-X та PW1000G) зі збільшеними параметрами робочого процесу та ступенем двоконтурності 9...12 з прямим або редукторним приводом осьового вентилятора. Порівняно з двигунами четвертого покоління, що знаходяться в експлуатації (родини ТРДД CF34, CFM56, V2500), вони забезпечили зменшення витрат палива на 15...20%, рівня шуму на 15...20 EPNдБ щодо норм Глави 4 ІКАО, запас за рівнем емісії NO<sub>x</sub> циклу режиму польоту «зліт-посадка» 45...50% щодо норм SAEP/6 ІКАО та зниження вартості технічного обслуговування на 25...30%. При цьому в їх конструкції використовуються технічні рішення та технології, які успішно застосовуються в ТРДД п'ятого покоління для широкофюзеляжних літаків (насамперед роторні та статорні деталі з композиційних матеріалів), а також результати робіт з програм розробки перспективних технологій [12, 13].

У сімействі ТРДД LEAP-X компанія CFM International вперше у світі для двигунів вузькофюзеляжних літаків застосувала лопатки РК і передній корпус осьового вентилятора з полімерного композиційного матеріалу, 10-ступінчастий КВТ, розрахований на ступінь підвищення тиску 22, форсунки малоємисійної камери згоряння. технології, проставки над лопатками РК першого ступеня ТВТ із ККМ, лопатки ТНТ із алюмінію титану (TiAl), виготовлені за адитивною технологією, гібридні підшипники [26 – 30].

У свою чергу, компанія Pratt & Whitney у сімействі ТРДД PW1000G застосувала редуктор для приводу осьового вентилятора, що дозволило використовувати високооборотну малоступеневу ТНТ. Крім того, в сімействі ТРДД PW1000G застосовуються осьовий вентилятор (лопатки і корпус) з композиційного матеріалу, 8-ступінчастий КВТ конструкції блиск, малоємисійна камера згоряння TALON X (RQL III), двоступінчаста високооборотна ТВТ ( $n_{max} \sim 22\ 000$  об/хв) лопатками СА та РК, статорні деталі з різних матеріалів, виготовлені за адитивними технологіями. Через високу температуру газу на

вході в ТВТ лопатки СА і РК першого ступеня ТНТ виконані охолоджуваними [31 - 36].

На рис. 1.4 наведено порівняння ТРДД LEAP-1A35A і CFM56-5B компанії CFM International, які застосовуються в силовій установці (СУ) літаків сімейств A320neo і A320ceo, а на рис.1.5 - порівняння ТРДД LEAP-1A35A і PW1133G-JM компанії Pratt & Whitney A320neo [37, 38]. При однаковому значенні злітної тяги ТРДД LEAP-1A35A у порівнянні з CFM56-5B (найбільшим у сімействі) має діаметр осьового вентилятора на  $\sim 250$  мм, масу на  $\sim 535$  кг і довжину на  $\sim 728$  мм більше, ніж CFM56-5B. При цьому максимальна окружна швидкість осьового вентилятора становить  $U_v > 404$  м/с (пв max  $> 3900$  об/мин) замість  $U_v > 472$  м/с (пв max  $\gg 5650$  об/мин) у CFM56-5B [37, 39].

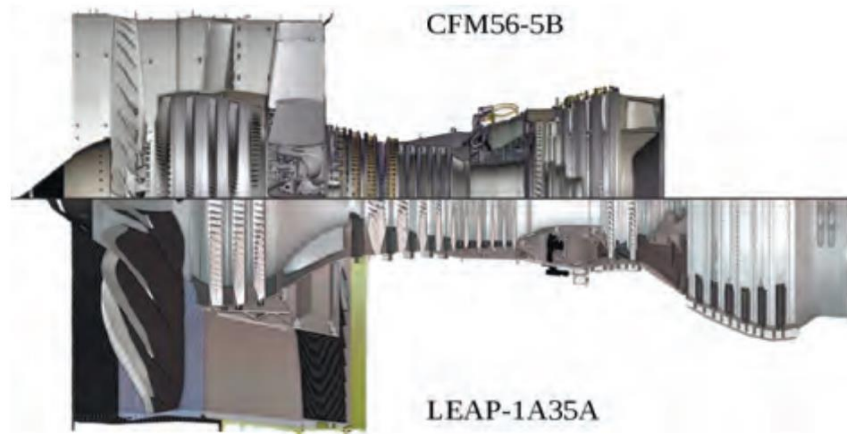


Рис. 1.4. Порівняння розмірів ТРДД CFM56-5B і LEAP-1A

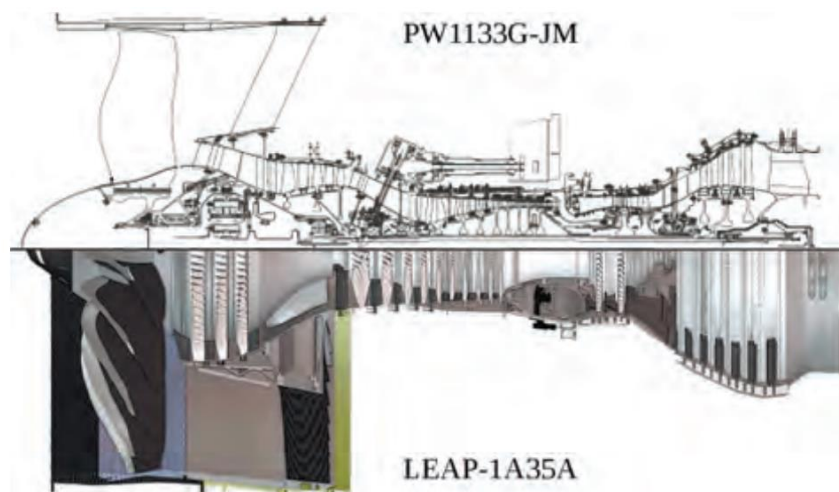


Рис. 1.5. Порівняння розмірів ТРДД PW1133G-JM і LEAP-1A

Порівняно з ТРДД PW1133G-JM при однаковому значенні злітної тяги ТРДД LEAP-1A35A має діаметр вентилятора на  $\sim 76$  мм менше, масу на  $\sim 132$  кг і довжину на  $\sim 44$  мм більше. При цьому максимальна окружна швидкість вентилятора у LEAP-1A35A становить  $U_v > 404$  м/с (пв max  $> 3900$  об/мин), а PW1133G-JM –  $U_v > 353$  м/с (пв max  $> 3280$  об/мин) [38, 39].

Застосування нових технологій у перспективних двигунах різних схем дозволяє забезпечити приблизно рівний вигравш щодо зменшення витрат палива та рівня шуму. Тому перевагу тій чи іншій схемі двигуна зарубіжні компанії віддають з наявного досвіду й наявності необхідних технологій. Використовуючи науково-технічний та технологічний потенціал найкращих виробників світу, закордонні авіадвигунобудівні компанії можуть швидко реагувати на зміну ситуації на ринку та у короткий термін створювати конкурентоспроможні продукти.

## **1.2. Ключові критичні технології для авіаційних двигунів перспективних пасажирських літаків**

Незважаючи на досягнутий високий рівень технічної досконалості авіаційних двигунів, необхідні нові рішення – критичні технології для подальшого покращення їх показників як на рівні архітектури, так і на рівні підвищення ефективності окремих вузлів. Можливі аеродинамічні схеми перспективних пасажирських літаків і двигунів їх силових установок показано на рис. 1.6.

Однією із таких можливих критичних технологій, у порівнянні з двигунами п'ятого покоління (PW1000G, LEAP, GEnx, Trent) максимальне зменшення питомої витрати палива при підвищенні польотного та термічного ККД (одночасне підвищення параметрів циклу (цикл Брайтона) та ступеня двоконтурності) може становити 25...30% для турбогвинтовентиляторного двигуна (ТГВВД) розподіленої силової установки (PCU).



Рис. 1.6. Аеродинамічні схеми перспективних пасажирських літаків і двигуни їх силових установок [40]

Зменшення питомої витрати палива для ТРДД з прямим або редукторним приводом осьового вентилятора або ТРДД зі складним термодинамічним циклом (наприклад, з проміжним охолодженням) при підвищенні параметрів циклу та ступеня двоконтурності до  $m = 14 \dots 18$  може становити  $15 \dots 20\%$  [41]. Однак підвищення польотного та термічного ККД та покращення аеродинамічних характеристик ЛА призводить до суттєвого (в  $1,5 \dots 2,5$  рази) зменшення розмірності газогенератора, що ускладнює проектування його високоефективних вузлів, а при значеннях злітної реактивної тяги менше  $150 \dots 180$  кН може вимагати зміни його конструктивної схеми [42].

ТРДД традиційної схеми з прямим ( $m < 14$ ) або з редукторним ( $m > 14$ ) приводом осьового вентилятора зберігають свою привабливість при підвищенні параметрів робочого процесу (в ГТД реалізується цикл Брайтона). Критичними технологіями для таких двигунів є:

- високоефективний малошумний осьовий вентилятор з лопатками робочого колеса та корпусом із композиційного матеріалу;
- малоступінчастий компресор низького тиску з регульованими лопатками вхідного направляючого апарату (високонавантажений та високооборотний для ТРДД з редукторним приводом осьового вентилятора);
- високонавантажений (ступінь підвищення тиску 22) високоефективний компресор високого тиску з розвиненою механізацією проточної частини, керуванням течією та системою активного регулювання радіальних зазорів;
- малоемісійна камера згоряння великого ресурсу із жаровою трубою з керамічного композиційного матеріалу;
- високотемпературна газова турбіна високого тиску з лопатками соплового апарату та робочого колеса з монокристалічного або керамічного композиційного матеріалу, із системою активного регулювання радіальних зазорів та ефективним теплообмінником у системі охолодження охолоджуючого повітря;
- газова турбіна низького тиску з неохолоджуваними лопатками соплового апарату та робочого колеса з керамічного композиційного матеріалу та системою активного регулювання радіальних зазорів;
- Планетарний редуктор потужністю 30 ... 60 МВт з передаточним відношенням 2,5 ... 3,5 з підшипниками ковзання з покриттям із композиційного матеріалу;
- електроприводні агрегати паливної та масляної систем, гібридні або керамічні підшипники кочення з високим параметром  $D_p$ , високоефективні ущільнення, регульоване сопло зовнішнього контуру, тонка мотогондола;
- система автоматичного управління (САУ) на основі алгоритмів, що оптимізують режими роботи двигуна, виходячи з його поточного технічного стану;
- системи збору діагностичної інформації (як у польоті, так і на землі) для динамічного управління ресурсом та оптимізації процедур огляду та технічного обслуговування;

– нові конструкційні матеріали та покриття.

**Турбогвинтовентиляторний двигун («відкритий» ротор)** має високу паливну економічність, проте головним його недоліком є підвищений, порівняно з ТРДД, рівень шуму. За допомогою сучасних чисельних методів на основі систем рівнянь 3D RANS та 3D URANS досягнуто значного прогресу в зниженні шуму в джерелі біротативного гвинтовентилятора при збереженні високого рівня ККД. Випробування, проведені в ЦАГІ у 2012...2013 рр., підтвердили результати розрахунків. Основними критичними технологіями для ТГВД є [40, 41, 42]:

– Високоєфективний при числах  $M = 0,75 \dots 0,80$  біротативний гвинтовентилятор з низьким рівнем шуму, лопатками з полімерного композиційного матеріалу і механізмом зміни кроку;

– Високотемпературний диференціально-планетарний редуктор з ефективною системою охолодження;

– Нові типи високоєфективних ущільнень;

– Сопло, що обертається, і центральне тіло;

– Нові конструкційні матеріали та покриття.

Розподілена силова установка за прийнятних габаритних розмірів дозволяє забезпечити високе значення ступеня двоконтурності. Однак для реалізації її переваг перед традиційною силовою установкою необхідні [40, 41, 43]:

- Високоєфективний малошумний виносний вентилятор, що працює при підвищеному рівні нерівномірності потоку на вході;

– Система активного управління течією в агресивних каналах для зменшення втрат тиску, пульсацій та неоднорідності потоку;

– Надійна система передачі енергії від джерела потужності (газогенератора) до споживачів (виносних вентиляторів).

Незважаючи на припинення експлуатації літаків Ту-144 та Concorde, дослідження надзвукових пасажирських літаків продовжуються. Наразі розробляються критичні технології та проводиться їх експериментальна перевірка для надзвукових ділових та пасажирських літаків наступного

покоління з урахуванням задоволення вимог щодо шуму від звукового удару та емісії. Критичними технологіями для двигунів надзвукових літаків є [40]:

- Адаптивний вентилятор;
- Перспективний газогенератор;
- Регульовані лопатки соплових апаратів турбін високого та низького тиску;
- Регульований змішувач;
- Сопло з низьким рівнем шуму.

Перехід від газотурбінного двигуна до повністю електричного двигуна дозволить зменшити витрати потужності на створення тяги на  $\sim 40\%$  і з урахуванням технологій задовольнити цілі ACARE 2050 р. Можливі схеми перспективних дозвукових літаків з гібридною або електричною силовою установкою показані на рис. 1.7 [44,45].



Рис. 1.7. Аеродинамічні схеми перспективних пасажирських літаків з гібридними та електричними СУ

У турбоелектричних або частково турбоелектричних силових установках хімічна енергія палива перетворюється (повністю або частково) на електричну енергію для живлення електромоторів приводу рушіїв. У гібридно-електричних



силових установках частина електроенергії виробляється за рахунок хімічної енергії палива, а частина за рахунок використання акумуляторних батарей або еквівалентних систем зберігання. Один із варіантів гібридної силової установки, в якому для приводу вентилятора використовується як механічна енергія від турбіни, так і електрична енергія від електромотора називається паралельним. Він не забезпечує поліпшення аеродинамічних характеристик ЛА, але зменшує витрати палива та є привабливим як перший крок до електрифікації силової установки шляхом встановлення генератора на валу газотурбінного двигуна. При цьому заміна генератора на електромотор-генератор може бути простою опцією.

Перехід до повністю електричного двигуна – довгий шлях, що потребує розробки нових технологій. Зважаючи на це, NASA пропонує поетапний підхід до створення електричного двигуна для ЛА різного призначення (рис. 1.7) [45]. Планується, що для регіональних літаків місткістю до 50 осіб необхідне обладнання (електромотори прийнятної маси потужністю 1...2 МВт) буде доступним протягом найближчих 10 років, для 100-місних літаків (електромотори потужністю 2...5 МВт) – протягом 20 років, а для літаків класу B737/A320 (електромотори потужністю 5...10 МВт) – протягом 30 років [44].

Крім електромоторів та генераторів потрібна розробка накопичувачів та перетворювачів електричної енергії, а також бортових електромереж під високі потужності. При цьому вагова ефективність всіх елементів електроустаткування (за винятком надпровідних) значно знижується зі зростанням їхньої потужності. Крім того, зберігання енергії у вигляді палива поки що на порядки ефективніше, ніж будь-які існуючі системи зберігання електричної енергії. Тому повністю електричні легкі та надлегкі ЛА хоч і існують, але мають вкрай обмежену тривалість польоту. Гібридна схема, що передбачає генерацію електроенергії на борту за допомогою теплового двигуна (поршневого або газотурбінного), дозволяє обійти дане обмеження і є на поточному етапі розвитку найбільш перспективною для ЛА різних типів, у тому числі для легких літаків з числом пасажирів не більше 12, а у недалекому майбутньому та для регіональної авіації.

Конструкції сучасних ГТД створюються за допомогою систем та засобів автоматизованого проектування. Процес створення нової конструкції є ітераційним та багатостадійним, тому використання оптимального проектування як одного із шляхів автоматизації може скоротити трудомісткість проектування. Застосування методики оптимального проектування дозволяє знайти найкращу конструкцію, що задовольняє технологічним і обмеженням міцності і забезпечує мінімум заданої цільової функції [46, 47].

При здійсненні оцінки ефективності різних теплових двигунів можуть проводити порівняння між собою різних термодинамічних циклів, при цьому здійснюють оцінку економічності та термічного ККД. Більшість авіаційних газотурбінних двигунів працюють за простим циклом Брайтона. У деяких із них, наприклад, ГТД ударної авіації, використовується такий режим польоту, який відповідає режиму форсування потужності додатковим спалюванням палива перед реактивним соплом двигуна (проміжне згоряння в процесі розширення). На відміну від стаціонарних і транспортних ГТД, які вдосконалюються шляхом підвищення температури газу перед турбіною, а також переходом до більш складних термодинамічних циклів, на відміну від цикла Брайтона, (з проміжним згорянням у процесі розширення, проміжним охолодженням у процесі стиснення та переходом до регенеративного циклу), авіаційні ГТД удосконалюються за рахунок підвищення температури газу перед турбіною. За більш ніж піввіковий період широкого застосування авіаційних ГТД температура газу перед турбіною зросла більш ніж у 2 рази, досягнувши 1900...2000 К - це практично гранична температура газу перед турбіною, що визначається жароміцністю та жаростійкістю сучасних високотемпературних сплавів при сучасних способах конвективно-плівкового охолодження лопаток турбіни. Введення охолодження високотемпературної турбіни супроводжується: зменшенням теплоутримання газу внаслідок відбору теплоти в систему охолодження лопаткового вінця (зменшення швидкості закінчення газу), зниженням газодинамічної ефективності охолоджуваної лопатки (адаптування форми профілю лопатки під розміщення каналів охолодження, ступеня турбіни), відбором повітря

компресора на систему охолодження високотемпературної турбіни. Чим енерговитратніша система охолодження, тим менший відносний ефект від підвищення температури газу перед турбіною. Це можна простежити [48,49] на прикладі еволюції параметрів енергетичних газотурбінних установок сімейства M-701 G2 корпорації General Electric, що працюють за простим циклом Брайтона. За 10-річний період з 1990 по 2000 р. температура газу перед турбіною зросла з 1533 до 1872 К при збільшенні ККД з 34,6 до 37,1%. На початку цього періоду похідна збільшення ККД від зростання температури становила 0,048%/К, а до кінця періоду вона знизилася до 0,0097%/К, тобто відносний ефект від підвищення температури у розглянутому прикладі практично досяг нульового рівня. При цьому виникають труднощі з пропуском збільшеної витрати повітря, що охолоджує, через канали системи охолодження лопаток («замикання» каналів при досягненні місцевої звукової швидкості повітря в каналах).

Температура газу перед турбіною сучасного авіаційного газотурбінного двигуна досягла рівня, вище якого (при сучасних способах охолодження лопаток турбіни та сучасних лопаткових матеріалах) подальше її підвищення стає менш ефективним. У зв'язку з цим (незважаючи на ранні невдалі спроби створення регенеративного газотурбінного двигуна) знову викликає інтерес авіаційний газотурбінний двигун, що працює за складним термодинамічним циклом.

Скорочення викидів  $\text{CO}_2$  тісно пов'язане з покращенням питомої витрати палива двигуном, а також зменшенням опору та ваги гондоли двигуна. Однак традиційні конструкції турбовентиляторних двигунів, що знижують викиди  $\text{CO}_2$  (наприклад, конструкції зі збільшеним загальним ступенем тиску), можуть збільшити викиди  $\text{NO}_x$ . Дослідницька робота, представлена статті [50], представляє повну оцінку на рівні систем літака, яка виявляє значні потенційні переваги у продуктивності для циклів з проміжним охолодженням та з проміжним охолодженням та рекуперацією. Активна зона з проміжним охолодженням може бути спроектована для значно більш високого ступеня підвищення загального тиску та з меншими вимогами до охолоджуючого повітря, забезпечуючи більш високий тепловий ККД, ніж можна було б

практично досягти за допомогою звичайної активної зони. Геометрія, що змінюється, може бути реалізована для оптимізації використання інтеркулера для конкретного польотного завдання. Рекуперована активна зона з проміжним охолодженням може забезпечити високий тепловий ККД при низьких значеннях загального ступеня підвищення тиску, а також значно виграти від впровадження турбіни низького тиску зі змінною геометрією.

Підводячи підсумок, можна стверджувати, що на близько- та середньострокову перспективу близько половини зниження витрати палива та емісії CO<sub>2</sub> для ЛА загалом буде отримано саме за рахунок удосконалення двигунів. У більш далекій перспективі підвищення ефективності буде швидше за все пов'язане із застосуванням гібридних та електричних технологій, також великі надії покладено на такий тип двигуна як «відкритий» ротор.

### **1.3. Газотурбінний двигун з турбовентиляторною приставкою**

Загальноновизнано, що зниженню витрати палива сприяє збільшення ККД рухової установки, проте існує межа після якої витрати на збільшення ККД можуть перевищити потенційну вигоду від зниження витрати палива. В якості альтернативи підвищенню ККД вузлів було запропоновано концепцію збільшення ступеня двоконтурності двигуна. Розвитком цієї концепції стали два конструктивні напрямки: перший – ТРДД із надвисоким ступенем двоконтурності та приводом осьового вентилятора безпосередньо від турбіни низького тиску або через редуктор; друге - схема двигуна "Відкритий ротор" (Open Rotor). Завдяки вищому ККД двигуни з відкритим ротором споживатимуть менше палива приблизно на 30% і створюватимуть менший обсяг шкідливих викидів в атмосферу, ніж традиційні ТРДД. Це дозволить, за закордонними оцінками, суттєво підвищити паливну ефективність літаків із такими двигунами, а отже, знизити емісію та викид парникових газів. Першим двигуном із відкритим ротором був GE-36 (фірма General Electric), створений ще в середині 80-х років. Для радикального підвищення ступеня двоконтурності осьовий

вентилятор значно збільшили в діаметрі, а задля зменшення лобового опору та зниження ваги з нього зняли кільцевий обтічник. Наслідком цього стало значне збільшення шуму. Rolls-Royce проводила випробування прототипу двигуна із відкритим ротором Rig145 (в масштабі 1: 6). Планувалося створити три прототипи: два – для стендових випробувань, а один – для льотних. Початок серійного виробництва двигуна з відкритим ротором заплановано на 2022-2025 роки. CFM International протягом кількох останніх років також проводить випробування двигуна із відкритим ротором [51-53].

Фірма Pratt&Whitney вважає [51-53]:

1) конкурентоспроможний двигун з відкритим ротором знаходиться поки що на етапі передескізного проектування та створення експериментальних зразків;

2) рівні шуму двигуна з відкритим ротором будуть набагато вищими, ніж у ТРДД із надвеликим ступенем двоконтурності.

У той же час фірма Pratt&Whitney стверджує, що питома витрата палива у ТРДД із надвеликим ступенем двоконтурності, оснащеного редуктором, може бути доведена до рівня питомої витрати палива двигуна з відкритим ротором, але при цьому ТРДД матиме значно менші габарити та менші рівні шуму. Європейський Союз профінансував проекти за програмою «Чисте небо», ставлячи при цьому зниження рівня шуму двигунів з відкритим ротором на 15 дБ. Наявні сьогодні технології дозволяють знизити рівні шуму максимум на 5-10 дБ. Майбутнє двигунів з відкритим ротором залежить як від можливостей зниження рівнів шуму, що генеруються двигуном з відкритим ротором, так і від вибору фірмами Boeing і Airbus шляху подальшого розвитку вузькофюзеляжного модельного ряду літаків або з ТРДД із надвеликим ступенем двоконтурності, або з відкритим двигуном. Тому проблема акустики для двигуна з відкритим ротором є першорядною. Однак при більш докладному розгляді проблеми шуму, що генерується такими двигунами, стає ясно, що їх впровадження призведе до серйозних проблем не тільки шуму на місцевості, але і шуму в салоні. Зупинимося спочатку на шумі на місцевості: ясно, що перехід на літаки з

відкритим ротором призведе до зниження оптимальної ефективності перевезень швидкості польоту літака з  $M = 0,95$  (для  $m = 4$  - ступінь двоконтурності) або  $M = 0,85$  (для  $m = 6$ ) до  $M = 0,75$  (для літаків із відкритим ротором), тобто на 12–20%. Отже, при тій же пасажиромісткості літаків потрібно (навіть без урахування зростання пасажиропотоку за різними оцінками від 1% до 5% на рік) або на 12–20% збільшити парк літаків, або частоту їх польотів, або частково застосувати обидва заходи, що, у свою чергу, призведе до зростання зашумленості в околицях аеропортів через збільшення числа зльотів/посадок (навіть за рівної акустичної якості літаків з ТРДД із надвеликим ступенем двоконтурності та літаків, що мають двигуни з відкритим ротором). Однак при докладнішому розгляді акустичних характеристик цих літаків (по шуму на місцевості) відразу з'ясовується, що літаки з ТРДД з великим або надвеликим ступенем двоконтурності мають цілу низку явних переваг перед літаками з відкритим ротором. Так, у спектрах шуму літаків з відкритим ротором крім всіх складових шуму, що є в спектрах шуму літаків з ТРДД з великим ступенем двоконтурності (широкосмуговий шум, шум на частоті проходження лопаток осьового вентилятора та її гармоніці, шум ударних хвиль при транс-і надзвукових швидкостях обертання), додаються потужні тональні складові на комбінаційних частотах (комбінація частот проходження лопатей першого і другого роторів) [51-53].

Однією з перспективних компоновочних схем авіаційних двигунів є схема ТРДД із біротативним осьовим вентилятором із надвисоким ступенем двоконтурності  $m > 15$ . Такі двигуни потенційно обіцяють суттєве підвищення паливної ефективності порівняно із сучасними ТРДД із осьовими вентиляторами з високим ступенем двоконтурності. Дослідження біротативних вентиляторів мають велику історію. У СРСР концептуальні дослідження турбовентиляторних двигунів з високим ступенем двоконтурності почалися 1985 року. Було встановлено, що такий тип двигунів може забезпечити значний приріст у тязі порівняно з двигунами типу «відкритий ротор» та традиційними закапотованими схемами. Результатами цих досліджень стала розробка добре відомого двигуна

НК-93. У той же час у Німеччині в рамках об'єднаної MTU-DLR програми Crisp (counter-rotating integrated shrouded propfan) було розроблено закапотований гвинтовентиляторний двигун. Дослідження біротативних закапотованих вентиляторів були основною частиною європейської програми VITAL (EnVIronmenTALly friendly aeroengine). У програмі брали участь: DLR, Snecma та ін. В результаті зазначеними учасниками були розроблені та випробувані три моделі біротативних вентиляторів з високим ступенем двоконтурності ( $m=10$ ) [54-57].

Проект COBRA (Innovative Counter rOtating fan system for high Bypass Ratio Aircraft engine) був продовженням робіт із закапотованих біротативних вентиляторів, що мають початок у програмі VITAL. Учасниками є DLR, Snecma, Opéra та ін. В рамках проекту розробляються дві моделі біротативних вентиляторів із надвисоким ступенем двоконтурності ( $m \geq 15$ ) та зниженим (порівняно з результатами, отриманими у програмі VITAL, та двигунами, що експлуатувалися у 2000 році) рівнем шуму [54-57].

Можна з упевненістю стверджувати, що початком розробки двигунів VI покоління авіадвигуни приступають до виконання стратегічного плану реалізації максимального наближення до граничних можливостей авіаційних ГТД.

Очевидно, що досягнення цього вимагатиме радикальної зміни конструкції та вигляду всіх вузлів, розробки нових методів дослідження, розрахунків та проектування, створення та використання принципово нових матеріалів та технологій.

Головним напрямом створення науково-технічного доробку для перспективних двигунів та їх вузлів є застосування нетрадиційних схемних та конструктивних рішень, створення нових матеріалів, розробка та застосування ефективних розрахункових програмних комплексів, удосконалення інтеграції силової установки з літаком, створення перспективних вимірювально-інформаційних та контрольних систем та обладнання .

Літературний огляд показав, що однією з перспективних схем є двигун з відкритим ротором, однак він має один істотний недолік - високий рівень шуму. Частково вирішити цю проблему дозволяє наявність капота, як було показано вище. Триконтурний двигун, який є однією з критичних технологій, або іншими словами газотурбінний двигун з турбовентиляторною приставкою дозволяє вирішити проблему зниження шуму за рахунок мотогондоли турбовентиляторної приставки. Однак, він має у конструкції двоярусні лопатки.

На рис. 1.8 зображена схема двовального триконтурного двигуна (ТРТД), який складається з газогенератора, камери змішування та турбовентиляторної приставки. Газогенератор двигуна є двоконтурний двигун з невеликим ступенем двоконтурності, яка визначається необхідними параметрами потоку на виході з камери змішування. Параметри задаються з умови забезпечення максимальної надійності робочих двоярусних лопаток турбовентиляторної приставки за оптимального розподілу вільної енергії газу між внутрішнім і зовнішнім (третім) контурами турбовентиляторної приставки. Робочим тілом для турбіни турбовентиляторної приставки є газ, який виходить з камери змішування газогенераторного контуру і є результатом перемішування газу за турбіною низького тиску газогенератора та повітря другого контуру газогенератора [11, 58].

Основні елементи триконтурного двигуна показані на рис. 1.8: 1 – осьовий вентилятор газогенератора; 2 – компресор високого тиску першого контуру газогенератора; 3 – камера згоряння газогенераторного контуру; 4 - багатовальна газова турбіна внутрішнього контуру; 5 – камера змішування газогенераторного контуру; 6 – турбінний контур робочого колеса турбовентиляторної приставки; 7 – контур осьового вентилятора (третій контур) робочого колеса турбовентиляторної приставки; 8 – реактивне сопло зовнішнього (третього) контуру; 9 – реактивне сопло внутрішнього контуру.



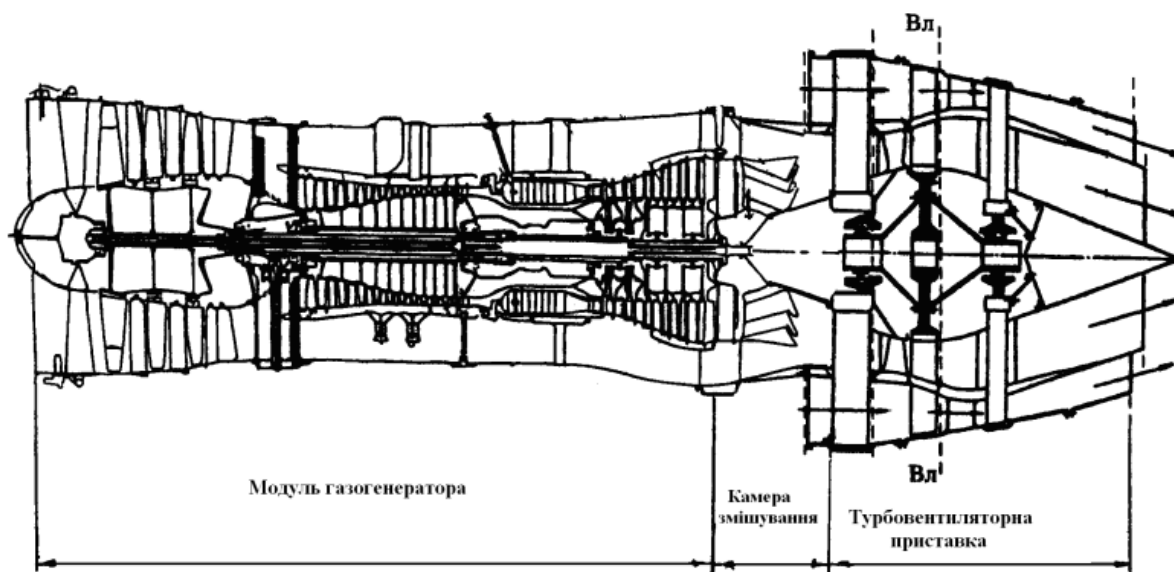


Рис. 1.8. Схема ТРТД із заднім розміщенням турбовентиляторної приставки [11]

Через реактивне сопло внутрішнього контуру виходить газ, що створює реактивну тягу внутрішнього контуру ТРТД.

Через реактивне сопло зовнішнього (третього) контуру виходить повітря, яке проходить через контур осьового вентилятора турбовентиляторної приставки та створює тягу зовнішнього контуру ТРТД.

У відомих конструкціях ТРДД із турбовентиляторною приставкою [11] мають місце високі градієнти температур у робочих лопатках турбовентиляторної приставки, яка використовує енергію газу після турбіни одноконтурного газогенератора (ТРД). Для таких двигунів радіальний градієнт температури визначається температурою повітря зовнішнього (третього) контуру (288-300К) та температурою газу внутрішнього (газогенераторного) контуру (800-1200К).

Основна ідея триконтурного двигуна полягає у забезпеченні заданого умови міцності температурного радіального градієнта у двоярусних лопатках робочого колеса турбовентиляторної приставки. Виходячи з цієї умови

визначаються ступінь двоконтурності газогенератора  $\eta$  та ступінь підвищення тиску у другому контурі газогенератора  $\pi_{кII}$ .

Основна особливість робочого процесу ТРТД у порівнянні з робочим процесом ТРДД полягає в тому, що в ТРТД для утворення потужності турбіною турбовентилятора використовується енергія газового потоку, який виходить з змішування камери потоків першого і другого контурів [11].

У камері змішування здійснюється обмін енергією між повітрям другого контуру газогенератора та газовим потоком за турбіною газогенератора. Турбовентиляторна приставка виконується у вигляді двоярусного робочого колеса, внутрішня частина якого працює в турбінному режимі, зовнішня частина виконує функції вентилятора. Потужність, що розвивається турбіною турбовентиляторної приставки, передається до зовнішнього контуру для збільшення енергії повітря, що проходить через зовнішній (вентиляторний) контур турбовентиляторної приставки [11].

Основна відмінність двоконтурних двигунів (ТРДД) у порівнянні з одноконтурними турбореактивними двигунами (ТРД) полягає в їх покращеній економічності при дозвукових швидкостях польоту. Це пояснюється зниженням рівня теплових втрат з газами, що виходять із двигуна, і вищими значеннями тягового ККД ТРДД у порівнянні з ТРД.

Проаналізуємо можливості підвищення економічності авіаційної силової установки при використанні двигуна – триконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою. При цьому матимемо на увазі, що встановлення турбовентиляторної приставки за турбіною газогенератора дозволяє суттєво знизити рівень втрат, які зумовлені наявністю осьового вентилятора перед компресором газогенератора. Як показують результати розрахунків, ККД процесу стиснення газогенераторного контуру, який серед інших параметрів визначає корисну роботу циклу (в ГТД реалізується цикл Брайтона), може бути збільшений на 2..3% за рахунок заднього розташування

турбовентиляторної приставки замість переднього розташування вузла осевого вентилятора [11, 59].

Економічність ТРТД проти ТРД ТРДД оцінимо з урахуванням порівняльного аналізу повного коефіцієнта корисної дії (ККД) цих двигунів. Під повним ККД розумітимемо параметр, який оцінює ефективність перетворення теплової енергії, що виділяється при згорянні палива в камері згорання двигуна, у корисну тягову роботу газотурбінного двигуна.

Повний ККД дорівнює добутку внутрішнього та тягового ККД. Внутрішній ККД одноконтурного ТРД, двоконтурного ТРДД [11,59] та триконтурного ТРТД, відповідно, записується у вигляді:

$$\eta_{\text{ТРД}} = \frac{c_c^2 - V^2}{2\eta_r H_u g_T},$$

$$\eta_{\text{ТРДД}} = \frac{(c_c^2 - V^2)(1 + m_I)}{2\eta_r H_u g_T},$$

$$\eta_{\text{ТРТД}} = \frac{(c_c^2 - V^2)(1 + m_I + m_{III})}{2\eta_r H_u g_T}.$$

де  $c_c$  - швидкість витікання газу з реактивного сопла,  $\eta_r$  - ККД камери згорання,  $H_u$  - теплотворна здатність палива,  $g_T$  - відносна витрата палива,  $V$  - швидкість польоту,  $m_I$  - ступінь двоконтурності,  $m_{III}$  - ступінь триконтурності.

Тяговий ККД ТРД, ТРДД [11, 59] і ТРТД, можна записати як відношення корисної тягової роботи (при оптимальному розподілі вільної енергії між контурами двигуна) до роботи у газогенераторного (внутрішнього) контуру. Робота циклу робочого процесу двигуна (в даному випадку в ГТД реалізується цикл Брайтона) визначається за параметрами робочого процесу внутрішнього контуру газогенератора.

На рис.1.9 показано зміну залежно від швидкості польоту  $V$  повного ККД  $\eta_n$  ТРД, ТРДД та ТРТД при однакових параметрах робочого процесу [59].

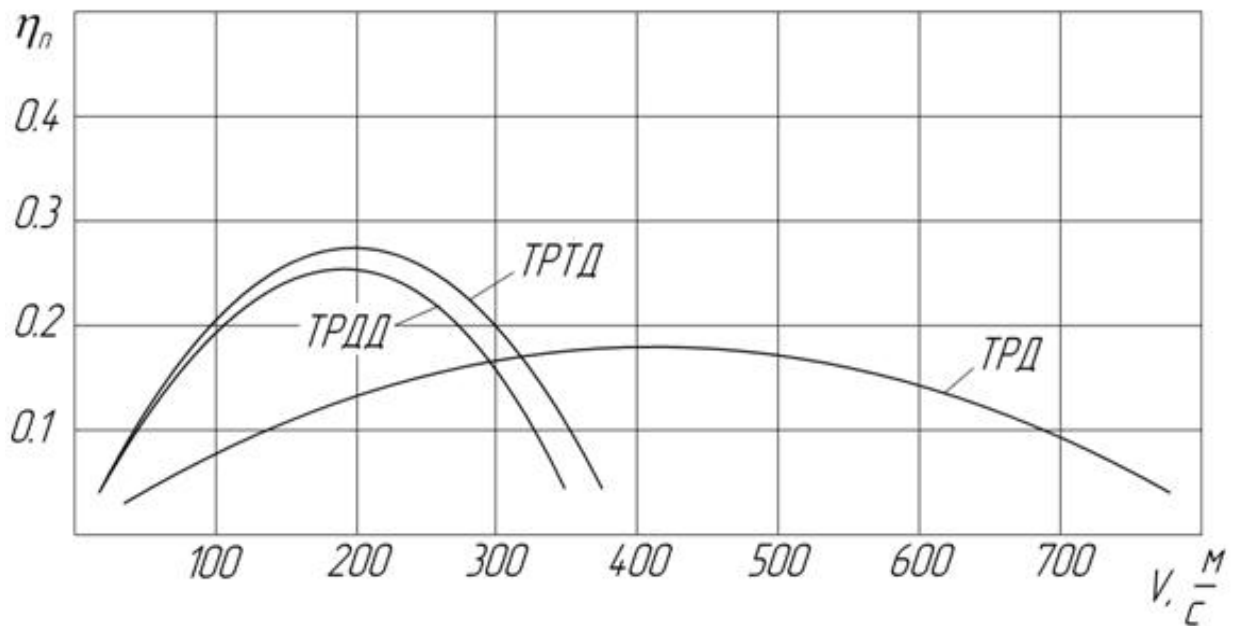


Рис. 1.9. Залежність повного коефіцієнта корисної дії  $\eta_n$  ТРД, ТРДД s ТРТД від швидкості польоту  $V$

Аналіз залежностей на рис. 1.9 показує, що триконтурні та двоконтурні двигуни мають більш високі значення тягового та повного ККД при дозвукових швидкостях польоту (до 300 м/с), ніж ТРД. Відповідно на цих режимах ТРТД та ТРДД при однакових параметрах робочого процесу газогенератора та однаковій витраті повітря через газогенераторний контур мають велику тягу за стартових умов на 35-40% порівняно з параметрами ТРД. На крейсерському режимі польоту з дозвуковою швидкістю тяга ТРТД і ТРДД на 12- 15% більше, ніж тяга ТРД. Більш високі значення повного ККД ТРТД (порівняно з ТРДД) пояснюється відсутністю в ТРТД негативного впливу модуля осевого вентилятора (яке має місце у двоконтурному ТРДД) на параметри газогенераторного контуру, тобто збільшення ККД компресора низького тиску і компресора високого тиску газогенератора на 3...5 % .

## Висновки за розділом

В даний час екологічні та економічні характеристики авіаційної техніки є одними із головних показників, що визначають її конкурентоспроможність на світовому ринку та безперешкодну експлуатацію на міжнародних авіалініях. Очевидно, що на близько- та середньострокову перспективу близько половини зниження витрати палива та емісії CO<sub>2</sub> для ЛА загалом буде отримано саме за рахунок удосконалення двигунів. У більш далекій перспективі підвищення ефективності буде, швидше за все, пов'язане із застосуванням гібридних та електричних технологій, також великі надії покладено на такий тип двигуна як «відкритий» ротор.

Зниженню витрати палива сприяє збільшення ККД силової установки, проте існує межа після якої витрати на збільшення ККД можуть перевищити потенційну вигоду від зниження витрати палива. В якості альтернативи підвищенню ККД вузлів було запропоновано концепцію збільшення ступеня двоконтурності двигуна. Розвитком цієї концепції стали два конструктивні напрямки: перший – ТРДД із надвисоким ступенем двоконтурності та приводом вентилятора безпосередньо від турбіни низького тиску або через редуктор; другий - схема двигуна "Відкритий ротор" (Open Rotor).

Літературний огляд показав, що однією з перспективних схем є двигун "Відкритий ротор", однак він має один істотний недолік - високий рівень шуму. Частково вирішити цю проблему дозволяє наявність капота. Триконтурний двигун (газотурбінний двигун з турбовентиляторною приставкою) також дозволяє вирішити проблему зниження шуму за рахунок мотогондоли турбовентиляторної приставки. Триконтурні та двоконтурні двигуни мають більш високі значення тягового та повного ККД при дозвукових швидкостях польоту (до 300м/с), ніж ТРД. Відповідно на цих режимів ТРТД та ТРДД при однакових параметрах робочого процесу газогенератора та однакової витраті повітря через газогенераторний контур мають велику тягу за стартових умов на 35-40% порівняно з параметрами ТРД. На крейсерському режимі польоту з

дозвуковою швидкістю тяга ТРТД і ТРДД на 12- 15% більше, ніж тяга ТРД. Більш високі значення повного ККД ТРТД (порівняно з ТРДД) пояснюється відсутністю в ТРТД негативного впливу модуля осьового вентилятора (яке має місце у двоконтурному ТРДД) на параметри газогенераторного контуру, тобто збільшення ККД компресора низького тиску і компресора високого тиску газогенератора на 3...5 % . Таким чином, дослідження характеристик триконтурних двигунів є актуальними.

Однак, на даний час залишаються невирішені питання щодо аеродинамічних характеристик турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна з двоярусними лопатками.

Результати даного розділу представлено в роботах автора [60].

## РОЗДІЛ 2

### ВИБІР ТА ОБГРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ЧИСЕЛЬНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНІЙ ПРИСТАВЦІ

#### 2.1. Загальні положення математичного моделювання течії в лопаткових машинах

Створення сучасних двигунів важко уявити без методів чисельного моделювання, розвитку яких сприяло бурхливе зростання продуктивності комп'ютерів. Комп'ютерне моделювання дозволяє отримати характеристики розроблюваного пристрою задовго до його виготовлення та впровадження, дозволяючи заощадити значні фінансові та матеріальні ресурси, необхідні для натурних випробувань.

Поряд із усталеними за багато століть загальноприйнятими методами дослідження, аналітичним та експериментальним, з'явився метод, що поєднує в собі переваги як теорії, так і експерименту – математичне моделювання. Перевага методу полягає в тому, що вивчається не саме явище або процес, а його модель, що дає можливість досить швидко та без великих витрат досліджувати властивості та характеристики досліджуваного процесу. Обчислювальні експерименти з чисельними моделями дозволяють вивчати найскладніші нелінійні процеси, що не під силу сучасним теоретичним підходам. З іншого боку, обчислювальний експеримент дозволяє проводити дослідження швидше, а витрати на його проведення значно нижчі, ніж під час проведення натурального експерименту.

Основи теорії обчислювального експерименту викладено у роботах [61-65]. Математичне моделювання та обчислювальний експеримент дозволяють вирішити завдання тісного координування та зв'язку теоретичних та експериментальних досліджень. У обчислювальному експерименті програма є віртуальною експериментальною установкою. Однією з особливостей

обчислювального експерименту є його універсальність, що дозволяє легко переносити цю технологію дослідження інших об'єктів. Ця обставина характерна взагалі для математичного моделювання і породжена тим, що багато явищ і процесів мають ті самі математичні моделі. Крім того, методологічна універсальність обчислювального експерименту дозволяє на основі накопиченого досвіду математичного моделювання, банку обчислювальних алгоритмів та програмного забезпечення швидко та ефективно вирішувати нові завдання. Обчислювальний експеримент має переваги перед натурним експериментом. Він може проводитися у випадках, коли натурний експеримент неможливий. Обчислювальний експеримент набагато дешевший за натурний, при його використанні значно знижується вартість розробок і економиться час [61-65].

Загальний випадок руху в'язкого рідкого середовища описується рівняннями Нав'є - Стокса, проте їх вирішення, зважаючи на їх складність, можливе лише з істотними спрощеннями. В останнє десятиліття найкращі з розроблених методів моделювання та розрахунку течії рідини та газу в областях довільної геометричної конфігурації, у тому числі у проточних частинах лопаткових машин, були реалізовані у вигляді пакетів прикладних програм. Найбільш відомими є: Ansys CFX, Star CCM+, Numeca Fine Turbo, FlowVision, Autodesk Simulation CFD та інші [66].

Моделювання та розрахунок течії в лопаткових машинах з використанням сучасних програмних продуктів передбачає наступну послідовність дій [66]:

- вибір математичної моделі досліджуваної проточної частини,
- створення геометричної моделі,
- побудова розрахункової сітки,
- завдання граничних умов та параметрів розрахунку,
- проведення розрахунку,
- візуалізація та аналіз результатів.

Модель є записаною певною мовою (математичною, алгоритмічною) сукупністю наших знань, уявлень і гіпотез про відповідний об'єкт або явище.



Оскільки ці знання ніколи не є абсолютними, а гіпотези можуть вимушено чи навмисно не враховувати деякі ефекти, модель лише приблизно описує поведінку реальної системи. Адекватність моделі об'єкту обмежена та залежить від мети моделювання. Будь-яка модель не враховує деякі властивості оригіналу і тому є його абстракцією. Чим вище рівень узагальнення, тим грубіша модель і ширша область інтерпретації результатів моделювання [61б-66].

Принцип балансу точності вимагає сумірності похибок, що викликаються різними причинами:

- неповнотою моделі,
- неточним завданням її параметрів,
- теоретичною похибкою вибраного чисельного методу,
- розрахунками у обмеженій розрядній сітці.

У порівнянні з натурним експериментом математичне моделювання має такі переваги [66, 67]:

- економічність;
- можливість аналізу режимів польоту, небезпечних чи важко відтворюваних у натурі (наприклад, критичний режим роботи двигуна);
- можливість зміни масштабу часу;
- легкість багатofакторного аналізу;
- можливість оптимізації на основі розтину глибинних зв'язків
- підвищення інформативності. Більшість полів швидкості, тиску та температури просто не можуть бути отримані в експерименті (високі температури, неможливість установки датчиків, надмалі або великі просторові та часові масштаби). Різноманітні зовнішні умови та режими протікання процесу легко моделюються засобами обчислювального експерименту за допомогою завдання граничних умов, але не можуть бути реалізовані в фізичному (натурному) експерименті [67].

Однак будь-які моделі та методи математичного моделювання мають параметри та припущення; мають похибку сіткових апроксимацій та чисельних розв'язків задач математичної моделі. Тому їх адекватність реальним процесам у

принципі неможлива без лабораторних чи натурних експериментів. Процедура підбору параметрів називається адаптацією або калібруванням моделі, і цей процес займає значне місце у процесі проектування із застосуванням засобів математичного моделювання. Навіть зараз, коли більшість елементів створюваної конструкції проектується на основі математичного моделювання, остаточний варіант зазвичай проходить і натурні випробування в аеродинамічній трубі або на спеціальних стендах [67].

Геометрична модель лопаткової машини (осьового компресора, турбіни, осьового вентилятора) для розрахунку - імітація об'єму, всередині якого відбувається досліджувана течія. Для створення твердотільної геометричної моделі використовуються спеціалізовані CAD системи (Computer aided design/drafting) - засоби автоматизованого проектування, в даному контексті термін позначає засоби, призначені для автоматизації двовимірного або тривимірного геометричного проектування, створення конструкторської або технологічної документації.

Побудова розрахункової сітки – це процес розбиття розрахункової області на безліч окремих осередків. Комірки сітки, найчастіше, виконують у вигляді тетраедрів, гексаедрів, призм або пірамід (рис. 2.1) [66]. У вузлах розрахункової сітки (точки, розташовані в кутах або в центрі комірок) і визначаються параметри течії, що шукаються, як результат чисельного вирішення рівнянь математичної моделі досліджуваного об'єкта.

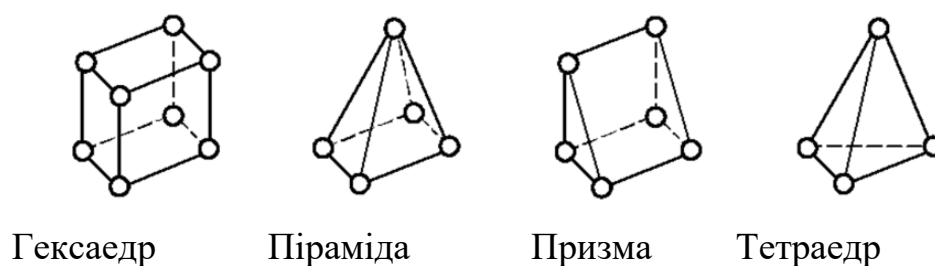


Рис. 2.1. Приклади комірок розрахункової сітки

Основна вимога до розрахункової сітки – якісно забезпечити моделювання фізичних явищ при дослідженні, тому сітка повинна бути достатньо дрібною, в

деяких місцях – адаптивною, тобто автоматично подрібнюється під час розрахунку. Забезпечення рівномірної точності розрахунку досягається за допомогою згущення вузлів сітки у місцях великих градієнтів параметрів течії, зокрема, біля стінок. Також, не бажано наявність надмірно витягнутих або перекошених осередків, форма яких дуже відрізняється від правильних багатогранників, це може призвести до отримання збіжності рішення [66].

Розрізняють структуровані та неструктуровані розрахункові сітки. У неструктурованих розрахункових сітках вузли сітки розкидаються в просторі випадковим чином, згідно із законом щільності розташування вузлів. Це дозволяє побудову сітки всередині області як завгодно складної форми. Однак різницеві аналоги рівнянь математичної моделі на такій сітці виявляються громіздкими. Для побудови структурованої сітки розрахункова область розбивається на блоки згідно з деякою, що задається користувачем, топології розбивки, і в межах кожного блоку будується розрахункова сітка, на вузли якої можна посилатися за номерами 3-мірного масиву. Застосування такої сітки дозволяє організувати найекономічніші алгоритми розрахунку.

Ресурсоемність розрахунків і адекватність одержуваних результатів значною мірою залежать від параметрів і граничних умов, що задаються в програмі, таких як [66]:

- тип задачі (стаціонарна, змінна у часі);
- модель турбулентності;
- вигляд умови сполучення, що задається на поверхні інтерфейсу;
- допустиме значення нев'язок;
- величина розрядності чисел.

Ansys CFX при дискретизації рівнянь математичної моделі використовує метод зважених нев'язок. У цьому методі рішення вважається таким, що зійшовся при дуже малих значеннях нев'язок. Тому залежно від грубості сітки необхідно задати значення нев'язок в діапазоні  $10^{-4}$  (для грубої сітки) до  $10^{-6}$  (для дрібної сітки). Зменшення масштабу часу призводить до збільшення часу збіжності задачі, а збільшення впливає на стійкість задачі.

За виконання розрахунків зазвичай проводиться рішення тестових завдань, результати яких мають показати необхідну топологію розрахункової сітки. Тестові розрахунки проводяться на кількох розрахункових сітках, що різняться кількістю контрольних об'ємів, щоб виявити, починаючи з якої кількості контрольних об'ємів одержуване рішення перестає залежати від кількості елементів розрахункової сітки. Течія в лопаткових машинах в'язка і, як правило, турбулентна. Потік у каналах проточної частини умовно поділяють на область турбулентного ядра потоку і область прикордонного шару, в якому найбільше сильно проявляються сили тертя і який характеризується сильним градієнтом швидкості в ньому - швидкість змінюється від нульового значення на поверхні тіла до швидкості потоку в ядрі течії. За товщину прикордонного шару зазвичай приймають відстань від стінки, де швидкість течії відрізняється на 1% від швидкості зовнішньої течії [66-68].

При моделюванні течії в лопаткових машинах іноді використовують умову періодичності. Для економії обчислювальних ресурсів при вирішенні деяких завдань в розрахункову область можна включити лише по одному міжлопатковому каналу робочих органів лопаткової машини (компресор, газова турбіна, вентилятор і т.д.), вважаючи, що в інших каналах обтікання періодично повторюється. Це дає можливість використовувати для розрахунку течії в окремих каналах досить густу розрахункову сітку. Використання цієї умови має бути обґрунтоване наближеністю до реальної картини течії. Поверхні періодичності кожного елемента проточної частини повинні бути абсолютно ідентичними і відстояти один від одного на крок, який відповідає кількості лопатей для даного елемента. Слід зазначити, що в лопаткових машинах, використовується не кратна кількість лопаток в рухомих і нерухомих вінцях (інакше неминуче виникнення сильної вібрації в двигуні), тому завдання умов періодичності призводить до необхідності використовувати при поєднанні областей робочого колеса і напрямного апарату (вхідного напрямного апарату) тип поверхні інтерфейсу «Stage» - осереднення за окружністю. Тобто на поверхні інтерфейсу виконується осереднення параметрів розрахунку у окружному

напрямі. Іншими словами, вважається, що сліди від лопаток елемента проточної частини, розташованого вище за течією, повністю згладжуються, і на вході в наступний елемент проточної частини течії є вісесиметричним [66].

При дослідженнях явищ з колової або радіальної нерівномірності, явищ обертового зриву чи дослідженні аеродинамічних кромкових слідів за лопатками робочого колеса чи напрямного апарату вибирають модель без умов періодичності. Розрахунок цієї моделі можна проводити у двох варіантах [66]:

1) При заданні умови "Frozen Rotor" - "заморожений ротор" на поверхні інтерфейсу роторні елементи проточної частини в процесі розрахунку вважаються зафіксованими в певному кутовому положенні щодо статорних елементів. Зосередження на поверхні інтерфейсу не виконується, що дозволяє моделювати вплив сліду від лопаті одного елемента протягом міжлопаточному каналі наступного елемента.

2) "Transient Rotor Stator" - повністю нестационарний аналіз. У цьому підході розрахунок виконується без будь-яких спрощень. Взаємне кутове положення решіток лопаток оновлюється після кожної глобальної ітерації. Цей підхід дозволяє найповніше моделювати всі нестационарні ефекти, що відбуваються на стику областей ротора та статора. Однак, цей підхід є найбільш ресурсоємним, вимагає завдання дуже малого кроку інтегрування в часі, процес розрахунку повільно сходиться. На практиці повністю нестационарному аналізу, як правило, віддають перевагу методу «замороженого ротора», оскільки інтегральні параметри (напір, ККД), обчислені в результаті розрахунків за цими методами, зазвичай розрізняються незначно.

У деяких випадках, коли відсутність осьової симетрії статорних елементів не позначається на течії в області ротора допускається комбінування області ротора з умовою періодичності та області статора без умови періодичності. При цьому на поверхні інтерфейсу визначається умова осереднення [66].

Диференціальні рівняння перенесення, як відомо, еквівалентні відповідним інтегральним законам збереження. Тому дискретизація рівнянь переносу може бути проведена за допомогою апроксимації інтегральних законів збереження для

кожної елементарної комірки (об'єму) обчислювальної сітки. Такий метод отримав назву методу кінцевих об'ємів (Finite Volume Method). З допомогою цього виходять звані консервативні різницеві схеми, тобто схеми яких виконуються сіткові аналоги законів збереження. Інша назва методу – інтегро-інтерполяційний [69-74].

Головною перевагою методу кінцевого об'єму перед методом кінцевих різниць є можливість роботи з рівняннями з розривними (тобто шматково-безперервними) коефіцієнтами та у ряді випадків з коефіцієнтами, що мають інтегровані особливості. Такі завдання часто виникають при моделюванні процесів теплоперенесення в композитних середовищах, у деяких завданнях моделювання пристінних турбулентних течій та інших задач. У зв'язку з цим метод кінцевих об'ємів, як правило, розглядається як основний метод дискретизації рівнянь обчислювальної гідродинаміки та теплопередачі [69-74].

Турбулентна форма руху рідин та газів незрівнянно більш поширена у природі та техніці порівняно з ламінарною. Зокрема, переважна більшість течій у лопаткових машинах є турбулентною. Турбулентні течії характеризуються набагато інтенсивнішим перенесенням тепла, речовини та кількості руху. Тому у більшості технічних пристроїв вигідно мати турбулентний режим течії. Турбулентність – дуже складне фізичне явище і незважаючи на велику кількість теоретичних та експериментальних робіт, присвячених дослідженню турбулентності, досить повний огляд яких можна знайти у монографіях [75-79], ця проблема вивчена ще недостатньо. Навіть визначення самого поняття турбулентність викликає деякі труднощі. Зазвичай, визначаючи поняття турбулентного руху рідини, кажуть, що це рух, при якому в потоці існують нерегулярні випадкові пульсації швидкості і тиску, що перемішують потік і зумовлюють молярний механізм взаємодії між її елементами, тобто на відміну від ламінарного режиму течії підкреслюється неупорядкований характер зміни параметрів потоку. Однак, якби турбулентна течія була повністю неупорядкованою, то вона не піддавалася б математичному аналізу. Насправді неупорядкованість турбулентного руху відносна і пов'язана з впливом на потік

деяких факторів, що не піддаються точному обліку. Тому реалізація того чи іншого значення параметра в турбулентному потоці має імовірнісний характер. Основні труднощі щодо турбулентності пов'язані з наявністю великої кількості ступенів свободи, сильною нелінійною взаємодією між ними, складним характером руху. Тому «єдино можливим теоретично турбулентності представляється статистичний опис, що спирається вивчення специфічних статистичних закономірностей, властивих великим сукупностям однотипних об'єктів» [75].

Моделювання течії в даній роботі виконується у програмному комплексі ANSYS CFX, який широко застосовується для вирішення задач розрахункової гідрогазодинаміки пов'язаних з моделюванням процесів, що протікають у газотурбінних двигунах. Програмний комплекс виконує вирішення основних рівнянь гідрогазодинаміки. Згідно з [80] та [81] згадувані рівняння для стислого газу, що описують нестационарні процеси у тривимірному просторі можна записати наступним чином:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_x}{\partial x} + \frac{\partial F_y}{\partial y} + \frac{\partial F_z}{\partial z} = \frac{\partial R_x}{\partial x} + \frac{\partial R_y}{\partial y} + \frac{\partial R_z}{\partial z} \quad (2.1)$$

де

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix},$$

$$F_x = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho u w \\ (e + p)u \end{bmatrix}, F_y = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho v u \\ \rho v w \\ (e + p)v \end{bmatrix}, F_z = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ \rho w u \\ \rho w v \\ (e + p)w \end{bmatrix}$$

$$R_x = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ q_x \end{bmatrix}, R_y = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ q_y \end{bmatrix}, R_z = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ q_z \end{bmatrix}$$

де

$\rho$  - густина;  $W = (u, v, w)$  – вектор швидкості;  $u, v, w$  – проекції вектору швидкості на вісі координат  $x, y$ , та  $z$ , відповідно;  $p$  – тиск;

$$e = \rho \epsilon + \rho \frac{w^2}{2} - \text{повна енергія одиниці об'єму};$$

$$\epsilon = \frac{p}{(k-1)\rho} - \text{повна енергія одиниці маси};$$

$k$  – відношення теплоємностей;

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial W_i}{\partial l_j} + \frac{\partial W_j}{\partial l_i} \right) + \gamma \delta_{ij} \operatorname{div}(W)$$

$$\gamma = \mu' - \frac{2}{3} \mu$$

$i$  та  $j$  – індекси, які відповідають осям координат;

$l_i$  та  $l_j$  - відповідний напрямок, тобто  $x, y$  чи  $z$

$W_i$  та  $W_j$  – проекції вектору швидкості на відповідні вісі координат, тобто  $u, v$  чи  $w$ ;

$\mu$  та  $\mu'$  - коефіцієнти першої та другої в'язкості, відповідно;

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1, \text{якщо } i = j \\ 0, \text{якщо } i \neq j \end{cases}$$

$$q_i = \sum_{j=1}^3 (\tau_{ij} W_j) + \lambda \frac{dT}{dl_i}$$

$T$  – температура;

$\lambda$  - коефіцієнт теплопровідності.

Система рівнянь (2.1) описує закони збереження маси (перше рівняння), імпульсу (2, 3 та 4 рівняння) та енергії (останнє рівняння).

Замикає систему (2.1) рівняння стану:

$$p = \frac{R}{m} \rho T$$

$R$  – універсальна газова стала;  $m$  – маса.



Математично опис турбулентності у всіх просторово-часових точках виявляється неможливим. Згідно з роботою [82] існують декілька основних способів моделювання турбулентності:

1. Пряме чисельне моделювання DNS.
2. Моделювання крупних вихрових структур LES.
3. Моделювання на базі осереднених рівнянь Нав'є-Стокса (RANS).

Моделі DNS потребують розрахункові сітки великої розмірності, та, відповідно, значних обчислювальних потужностей. На відміну від DNS, LES моделі виконують прямий розрахунок на сітці тільки великих вихорів, менші вихори моделюються. LES моделі також потребують значних обчислювальних потужностей. Також для LES моделі досі не вирішена проблема пристінкових течій.

В RANS моделях миттєві значення розрахункових величин представляються як сума їх осереднених значень та пульсаційних складових. Дані моделі використовують припущення Бусінеска, яка пов'язує Рейнольдіві напруження зі швидкістю середньої деформації через турбулентну в'язкість. При моделюванні течії система рівнянь Нав'є-Стокса замикається додатковими рівняннями (моделлю турбулентної в'язкості). Існує декілька класів моделей турбулентної в'язкості [83, 84].

Алгебраїчні моделі належать до найпростіших типів моделей турбулентності, в яких зв'язок між турбулентною в'язкістю та параметрами осередненого потоку визначається алгебраїчними співвідношеннями. Звідси випливають переваги моделей такого типу: обчислювальна ефективність, простота калібрування та модифікацій з урахуванням специфіки течій, що розглядаються. Однак очевидна і вузька спеціалізація цих моделей, оскільки вони спираються на апріорну (емпіричну) інформацію про структуру конкретної течії. Розширене використання алгебраїчних моделей для інших типів течій іноді неможливо в принципі (оскільки, наприклад, спираючись на структурні кінематичні характеристики прикордонного шару, такі як товщина витіснення і втрати імпульсу, швидкість на зовнішній границі прикордонного шару, не можна

аналізувати течії, для яких зазначені характеристики не визначені). Крім того, формулювання алгебраїчних моделей обумовлює їх миттєву реакцію на зміни параметрів і умов на границях прикордонного шару. Тим не менш, алгебраїчні моделі турбулентної в'язкості багато десятиліть були основним інструментом розрахунку турбулентних зсувних течій. Прикладами таких моделей можуть бути модель Себесі та Сміта (найбільші розрахункові зусилля пов'язані з визначенням товщини втрати імпульсу; містить величини, визначені виключно для течій типу прикордонного шару, і тому не може бути без істотних змін застосована до складніших турбулентних течій); модель Болдуїна-Ломакса (при розрахунках течій у прикордонних шарах виявляється дуже мала різниця між моделями Болдуїна-Ломакса і Себесі-Сміта. Це показує, що вираз для визначення масштабу довжини в зовнішньому шарі, заснований на завихренності та відстані від стінки, є еквівалентним товщині витіснення). Обмеженість моделей такого типу полягає в їх природі - в локальній рівновазі турбулентності, що моделюється. Це означає, що у кожній точці простору спостерігається баланс генерації і дисипації турбулентної енергії, на який не впливають ні перенесення з сусідніх точок, ні попередній розвиток процесу. Таким чином, алгебраїчні моделі не застосовні у випадках з домінуючим впливом конвективного та дифузійного перенесення турбулентності або коли істотну роль відіграє передісторія процесу [83, 84].

Моделі з одним рівнянням дають опис турбулентності з допомогою однієї змінної величини, на яку будується диференціальне рівняння переносу. Інші турбулентні характеристики зв'язуються з нею за допомогою алгебраїчних чи інших співвідношень. Клас моделей з одним диференціальним рівнянням має більшу прийнятність до опису турбулентних течій з урахуванням стисливості, перехідних явищ, кривизни ліній струму та відриву потоку. Однак об'єктами їх застосування є прості конфігурації потоків з мінімальним набором структурних елементів. Як і у випадку алгебраїчних моделей, сильна прив'язка до калібрувальних типів течій. Зняти зазначені обмеження можна, наприклад, щодо масштабу турбулентності як залежної змінної, тобто у рамках двох- та

багатопараметричних моделей турбулентності. Прикладами моделей із одним рівнянням виступають модель Колмогорова – Прандтля, модель Бредшоу-Атвелла-Ферріса, модель Гуляєва, Козлова та Секундова, модель Спалларта-Алларес SA [83].

Моделі турбулентності із двома диференціальними рівняннями є найбільш представницькою групою диференціальних моделей. Перша модель такого типу була запропонована у класичній роботі Колмогорова. Інтенсивний розвиток моделей з двома рівняннями та їх впровадження у розрахункову практику розпочалось наприкінці 60-х – на початку 70-х років. При цьому всі розвинені моделі, як і модель Колмогорова, використовують як одне з рівнянь рівняння переносу  $k$ . Причиною застосування цього рівняння є те, що воно суворо випливає з рівнянь Нав'є-Стокса, а також те, що для його замикання необхідно промодельовати лише два члени: дифузійний та дисипативний. Вибір другого рівняння в моделі з двома диференціальними рівняннями неоднозначний і визначається в кінцевому рахунку необхідністю визначення додаткової до характеристики турбулентності для розрахунку турбулентної в'язкості з алгебраїчних співвідношень. Найбільшого поширення набули два типи моделей: моделі типу  $k-\omega$  і моделі типу  $k-\varepsilon$  [83, 84].

Сьогодні найбільш застосованими RANS моделями є:

- $k-\varepsilon$  модель, запропонована Чоу [85];
- $k-\omega$  модель, запропонована Колмогоровим [86];
- SST модель, запропонована Ментором [87];
- Langtry-Menter 4-equation Transitional SST Model (модель Gamma Theta Transition - SST GTT) [88].

Модель турбулентної в'язкості SST (Shear Stress Transport) двохпараметрична модель переносу здвигових напружень. Модель використовує  $k-\omega$  модель для опису пристінкових течій та  $k-\varepsilon$  модель для опису течії на відстані від стінки.

Подальшим розвитком моделі SST стало додавання ще двох рівнянь – одне для переміжності та одне для критеріїв початку переносу. Модель використовує

нову емпіричну кореляцію Langtry та Menter та дозволяє моделювати перехід від ламінарного до турбулентного режиму течії.

Оскільки течія біля стінки моделюється пристіночними функціями існують вимоги до щільності дискретизації сітки біля стінки, що характеризуються параметром  $Y^+$  який залежить від висоти першого слою розрахункової сітки біля стінки. Так для коректного моделювання пристінкової течії для моделі  $k-\epsilon$  існують загальновідомі рекомендації по дотриманню  $Y^+$  у межах від 30 до 100. Для моделей  $k-\omega$  та SST  $Y^+$  повинен бути не більше 2.

В роботі [89] наведено алгоритм для визначення оціночного значення висоти першого слою сітки біля стінки, що задовольняє обраному значенню  $Y^+$ :

$$\Delta y = \frac{Y^+ D}{Re \sqrt{\frac{C_f}{2}}}$$

де  $Re = \frac{\rho W D}{\mu}$  - Число Рейнольдса;  $D$  - характерний розмір (хорда);

$$C_f = \frac{0,455}{(\ln(0.06 Re))^2}$$

Відпрацювання методики розрахунку аеродинамічних характеристик лопаткових машину у програмі ANSYS CFX полягає у дослідженні впливу на результати розрахунків наступних факторів:

1. Вплив щільності дискретизації об'єму, що досліджується (розмірність розрахункової сітки та її густина).
2. Вплив обраної моделі турбулентності.

Турбовентиляторна приставка складається із двох ярусів – нижній ярус представляє собою робоче колесо осьової турбіни, верхній ярус – робоче колесо осьового компресора (осьового вентилятора). Враховуючи той факт, що натурних експериментів аеродинамічних характеристик турбовентиляторної приставки немає, для подальшого дослідження в роботі будуть проведені окремі тестові задачі моделювання течії в турбінній решітці та в компресорі.

## 2.2. Тестова задача моделювання течії в турбінній решітці VKI1

Для першого етапу обрано решітку турбіни VKI1, для якої є багато даних натурних експериментів в аеродинамічних трубах, виконані різними авторами. Узагальнені результати натурних експериментів наведені в роботі [90]. Результати експериментів були використані для відпрацювання розрахункових методів багатьма авторами, зокрема в роботі [91].

Для проведення досліджень, обрано схему установки, яку було випробувано в аеродинамічній трубі DFVLR Goettingen. Схема решітки VKI1 зображена на рисунку 2.2.

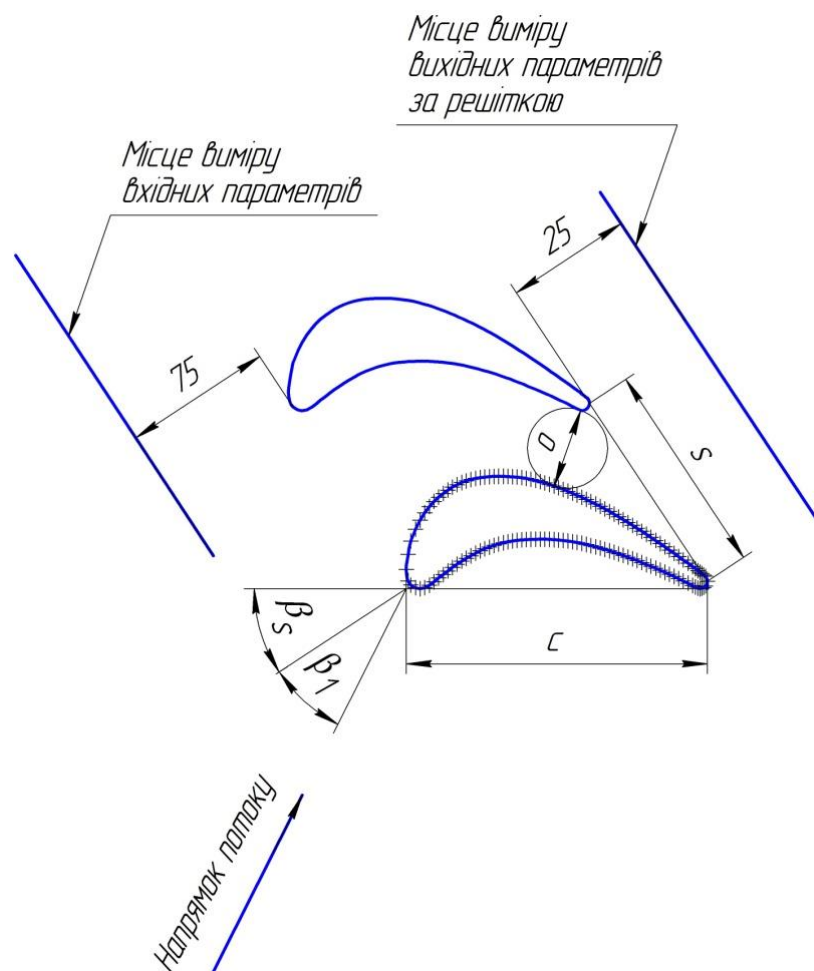


Рис. 2.2. Схема решітки VKI1

Основні параметри решітки представлені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1.

## Основні параметри решітки VKI1

Найменування параметру	Значення параметру
Кількість лопаток	10
Хорда, с	60 мм
Ширина вихідного перетину міжлопаточного простору, $o$	16 мм
Ефективний кут решітки на виході, $\arccos(o/s)$	$67,92^\circ$
Шаг решітки, $s$	42,58 мм
Кут установки лопатки, $\beta_s$	$33,3^\circ$
Кут атаки, $\beta_1$	$30^\circ$

Результати натурних досліджень представлені у вигляді розподілу адіабатичного числа Маха по поверхні лопатки, а також у вигляді залежності коефіцієнту втрат кінетичної енергії від числа Маха потоку за решіткою.

Адіабатичне число Маха визначається за формулою:

$$M_{ад} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{p_1^*}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

де

$p_1^*$  - повний тиск потоку перед решіткою;

$p_i$  - статичний тиск потоку в  $i$  точці на поверхні лопатки.

Коефіцієнт втрат кінетичної енергії визначається з наступної формули:

$$\xi = 1 - \left( \frac{\omega_2}{\omega_{2,ад}} \right)^2$$

де  $\omega_2$  - відносна швидкість потоку на виході з решітки;

$\omega_{2,ад}$  - адіабатична швидкість потоку на виході з решітки, розрахована за повними параметрам потоку перед решіткою та середньому статичному тиску за решіткою.

Згідно [92]  $\omega_{2,ад}$  можна визначити з наступної формули:

$$\omega_{2,ад} = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} RT_{\omega_1}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_{2ср}}{p_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

де  $R$  - газова стала;  $T_{\omega_1}^*$  - повна температура потоку на вході у решітку;

$p_{2ср}$  – середній статичний тиск потоку на виході з решітки;  $p_1^*$  - повний тиск потоку на вході в решітку.

Оскільки, в зв'язку з особливостями розрахункових моделей в ANSYS CFX немає можливості вирішувати задачі у 2-D постановці, розрахунок виконувався у 3-D постановці. Проте, по координаті  $z$  кількість розрахункових комірок становила 3. Решітка була розгорнута таким чином, щоб вектор набігаючого потоку був паралельним вісі вхідної частини області. Загальний вид розрахункової області представлений на рис. 2.3.

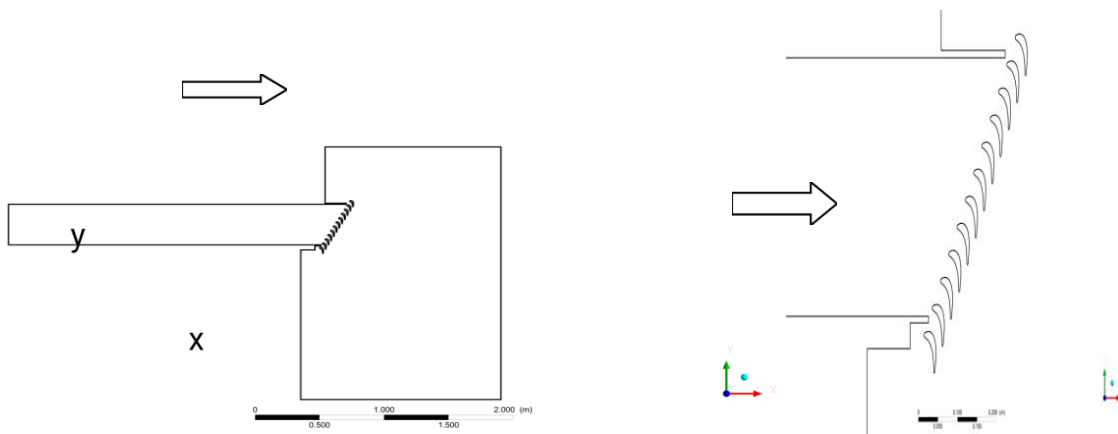


Рис. 2.3. Розрахункова область решітки VKI1

Були встановлені наступні граничні умови:

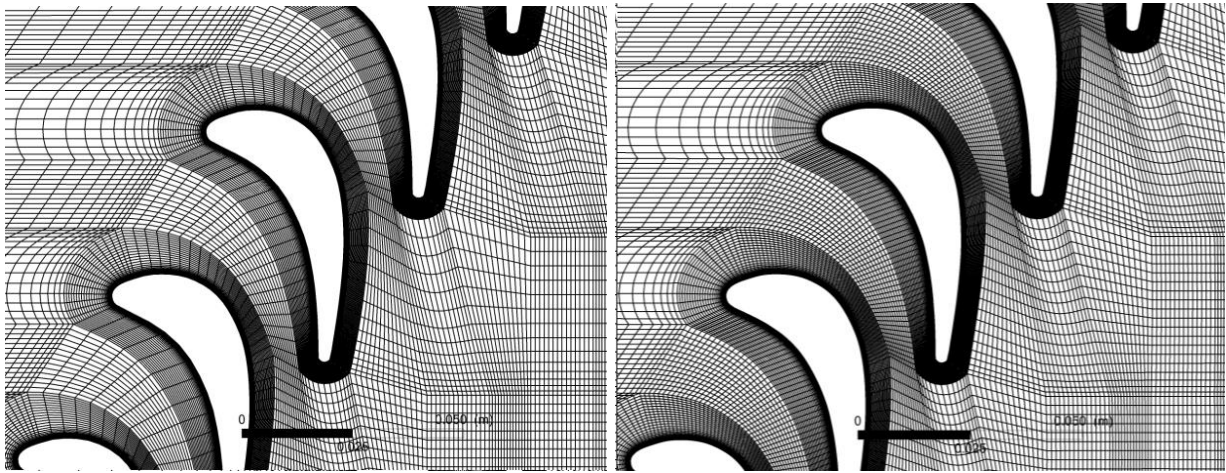
- на вході статичний тиск, повна температура та інтенсивність турбулентності;
- для виходу обрано тип Opening з задаванням повного тиску та повної температури;

для двох площин, які обмежують розрахункову область вздовж вісі  $z$ , була обрана умова симетрії.

Шаг розрахунку за часом автоматично змінювався. Максимальний час за часом становив 0,001...0,1с в залежності від обраної моделі турбулентності.

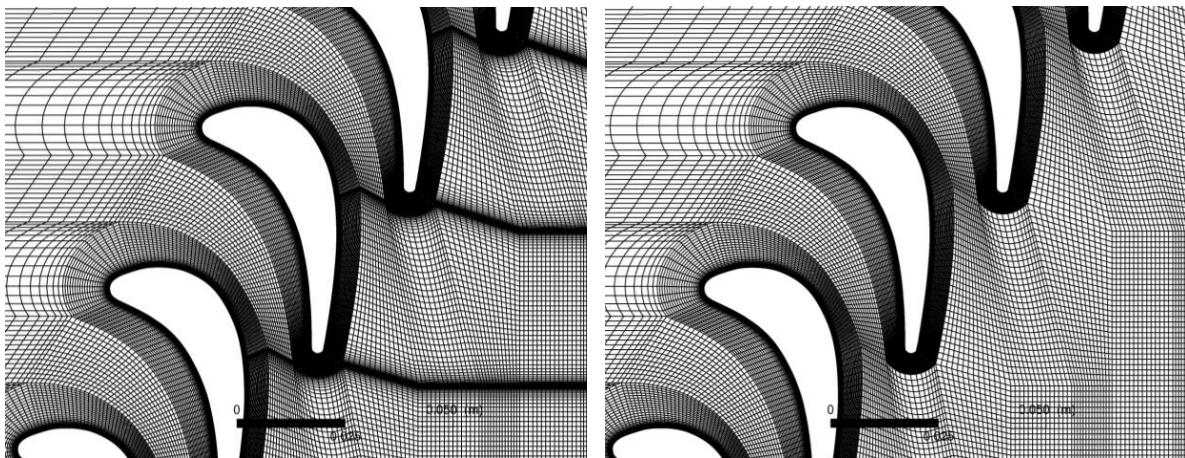
Перед та за решіткою встановлені контрольні точки, в яких відображалось значення числа Маха. Під час розрахунку підбиралося значення числа Маха на виході з решітки шляхом зміни значення повного тиску на виході. Розрахунок припинявся при досягненні значень чисел Маха на вході та виході з решітки, а також нев'язок, сталих значень, які не змінювалися при наступних ітераціях.

Спочатку було досліджено вплив щільності розбиття сітки на результати розрахунків, для чого побудовано 4 структурованих сітки з різною кількістю комірок та різним розподілом їх товщини вздовж поверхні лопатки, які представлені на рисунку 2.4.



Mesh1 – 512 720 вузлів

Mesh2 – 668 628 вузлів



Mesh3 – 724 572 вузла

Mesh4 – 767 460 вузлів

Рис. 2.4 Розрахункова сітка решітки VKI1



Для дослідженні розподілу адіабатичного числа Маха по поверхні лопатки розглянуті два варіанти, в яких число Маха за решіткою  $M_2$  становило 0,78 та 0,97.

Результати розрахунків представлені на рис. 2.5 у вигляді розподілу адіабатичного числа Маха вздовж поверхні лопатки.

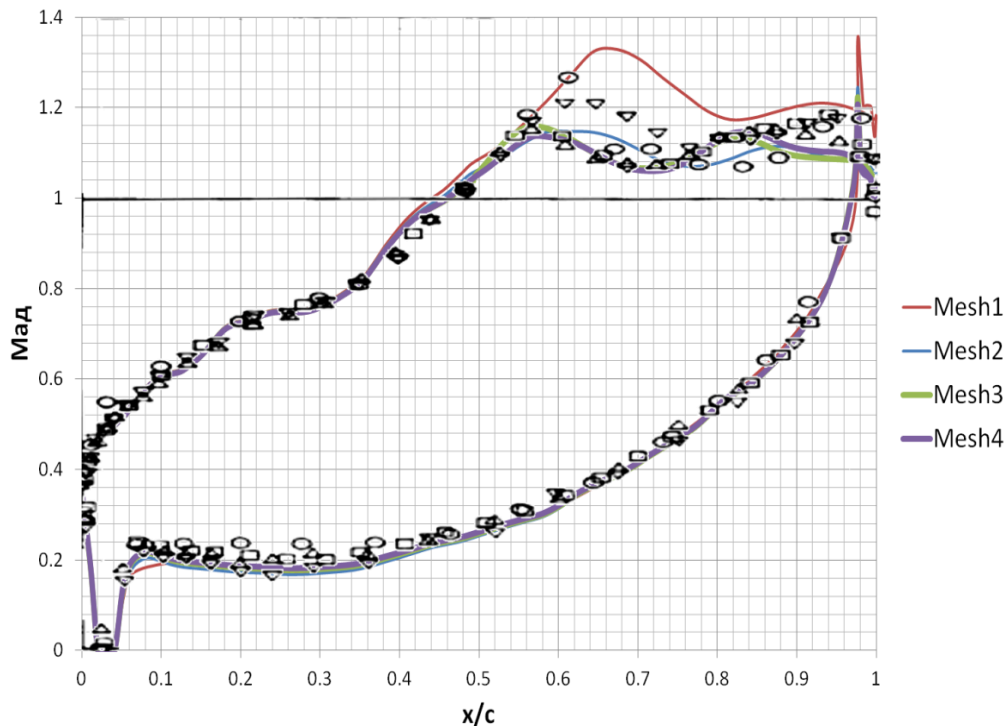


Рис. 2.5. Результати розрахунків для різних сіток  $M_2=0,97$

Аналіз результатів показує, що, в цілому, всі сітки, окрім Mesh1, мають достатню схожимість з результатами натурних експериментів [91, 92]. Для подальших досліджень обрано сітку Mesh 4.

Наступним кроком виконане дослідження впливу вибору моделей турбулентності. Були розглянуті моделі турбулентності SST, SST GTT,  $k-\omega$  та  $k-\epsilon$ . Для моделей турбулентності SST, SST GTT та  $k-\omega$  висота примежового шару обрана виходячи із умови  $Y^+ < 1$ . Для моделі турбулентності  $k-\epsilon$  з умови  $20 < Y^+ < 100$ . Результати розрахунків представлені на рисунку 2.6.

Як видно з результатів розрахунків кращу схожимість забезпечує модель турбулентності SST GTT, тому в подальшому дослідженні використовувалась саме вона.

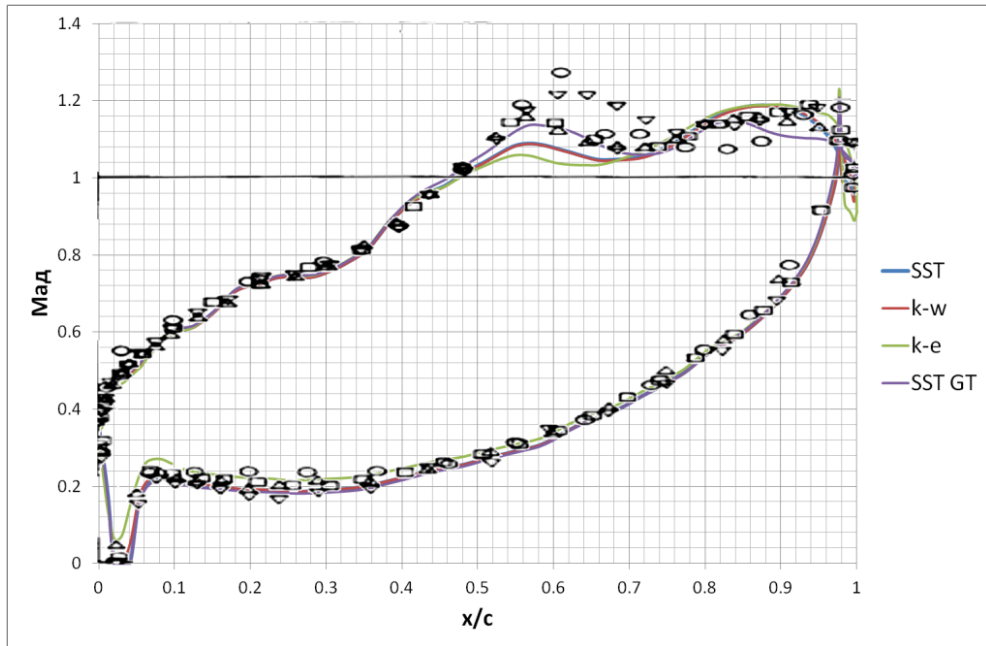


Рис. 2.6. Порівняння моделей турбулентності

На рис. 2.7 представлені результати розрахунку для варіанту сітки Mesh 4, модель турбулентності SST GTT, число Маха за решіткою  $M_2=0,78$ . Результати показують достатню схожимість з варіантом натурних досліджень в трубі DFVLR Goettingen (GO) [91,92].

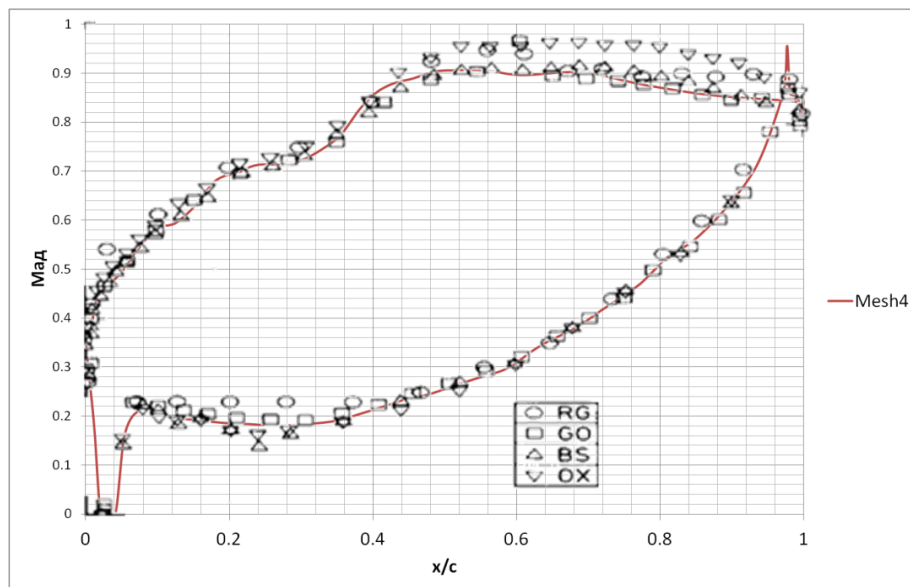


Рис. 2.7 Результати розрахунку для варіанта  $M_2=0,78$

На рис. 2.8 представлено порівняння розподілу густини, обчисленої для варіанту з шлірен фотографією, отриманої в експерименті.

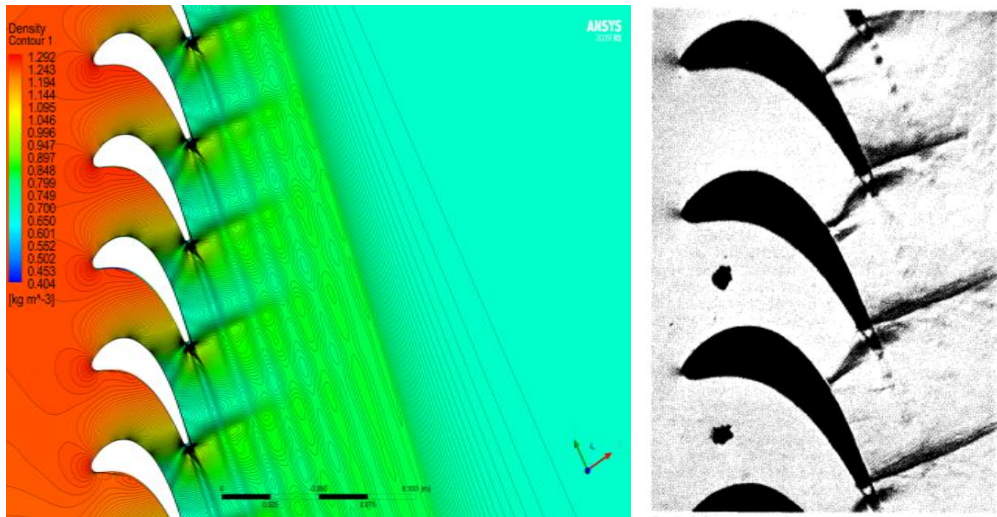


Рис. 2.8 Порівняння розподілу густини, обчисленої для варіанту з шлірен фотографією, отриманої в експерименті

Наступним кроком дослідження було отримання залежності коефіцієнту втрат кінетичної енергії в решітці в залежності від числа Маха на виході з решітки. Результати отриманої залежності представлені у вигляді графіку на рис. 2.9. і результатів натурних експериментів [91,92]

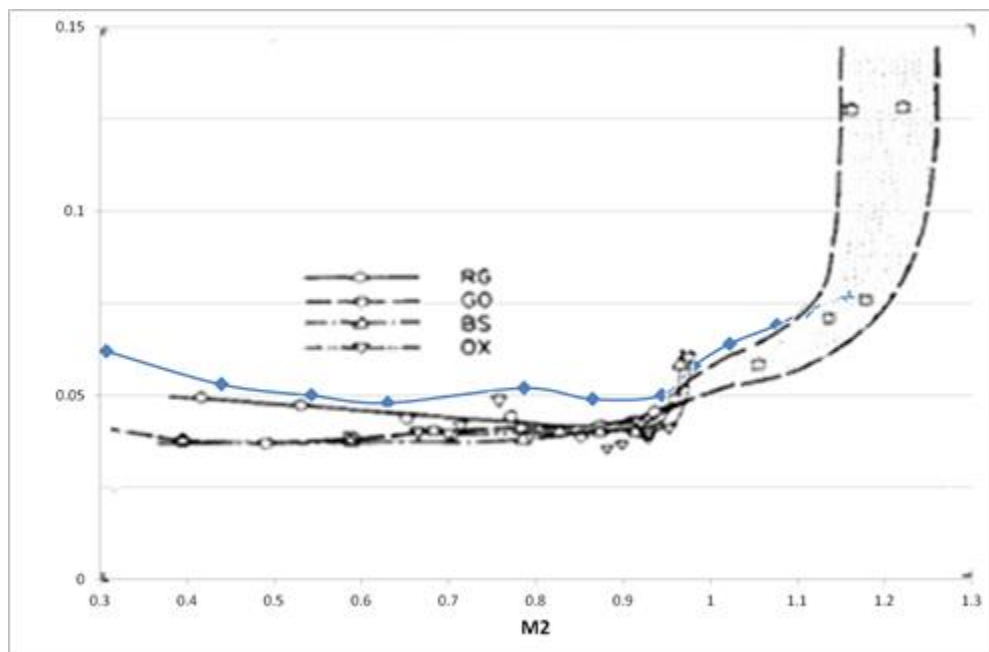


Рис. 2.9 Залежність коефіцієнту втрат кінетичної енергії від числа Маха на виході з решітки VKI1

Із графіку на рис.2.9 видно, що чисельний експеримент має досить малу похибку розрахунку.

Таким чином, аналіз результатів чисельного моделювання течії в турбінній решітці показує, що для подальших досліджень в турбінній частині турбовентиляторної приставки буде використана розрахункова сітка з топологією Mesh4 та модель турбулентності SST GTT.

### 2.3. Тестова задача моделювання течії в компресорній решітці на основі ротору STFF

На другому етапі було досліджено методику розрахунку аеродинамічних характеристик для компресорної решітки на основі ротору STFF. Результати натурних експериментів представлені в роботі [93].

Загальний вид решітки представлений на рисунку 2.10

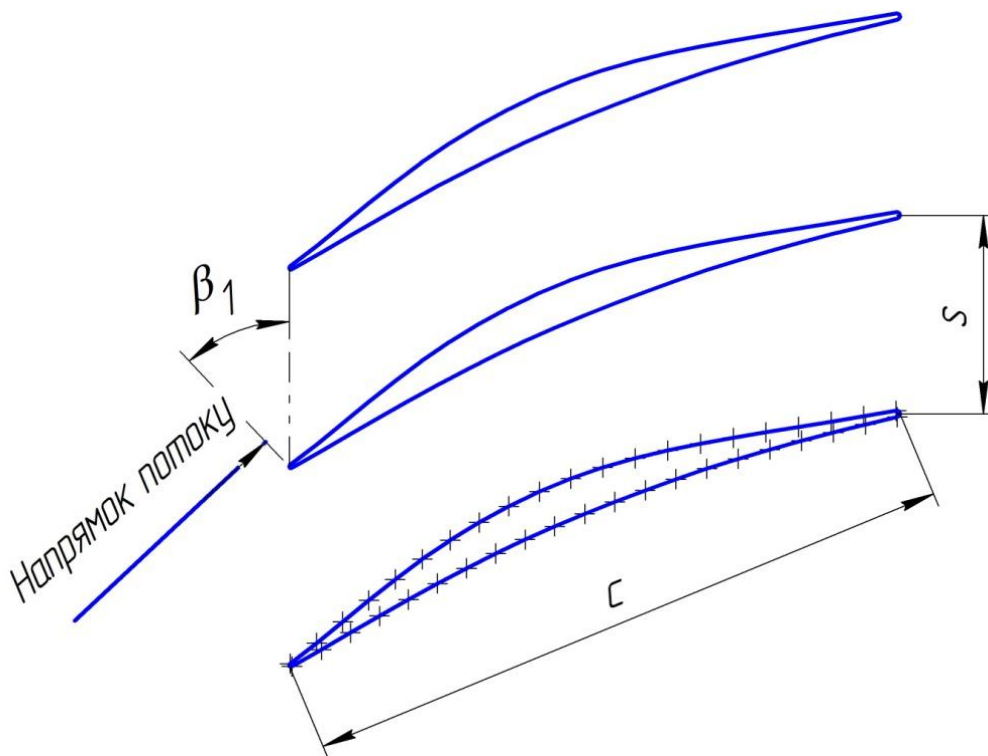


Рис. 2.10 Схема компресорної решітки на основі STFF

Основні параметри решітки представлені в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2

### Основні параметри решітки на основі STFF

Найменування параметру	Значення параметру
Кількість лопаток	7
Хорда, с	100,3 мм
Шаг решітки, $s$	30,2 мм
Щільність, $\sigma$	3,32
Кут атаки, $\beta_1$	$37^\circ$
Число Маха потоку перед решіткою, $M_1$	2,36

Були встановлені наступні граничні умови:

- на вході задавались швидкість, повна температура та інтенсивність турбулентності;
- для виходу обрано тип Outlet з задаванням середнього значення по площі поверхні статичного тиску;
- для двох площин, які обмежують розрахункову область вздовж вісі z була обрана умова симетрії.

Вигляд розрахункової області представлено на рисунку 2.10

Шаг розрахунку за часом автоматично змінювався. Максимальний час за часом становив 0,00005...0,001 с. Перед решіткою та за нею встановлені контрольні точки, в яких відображалося значення числа Маха. Під час розрахунку підбиралося значення числа Маха перед решіткою шляхом зміни значення швидкості на вході. Розрахунок припинявся при досягненні значень чисел Маха на вході та виході з решітки, а також нев'язок, сталих значень, які не змінювалися при наступних ітераціях.

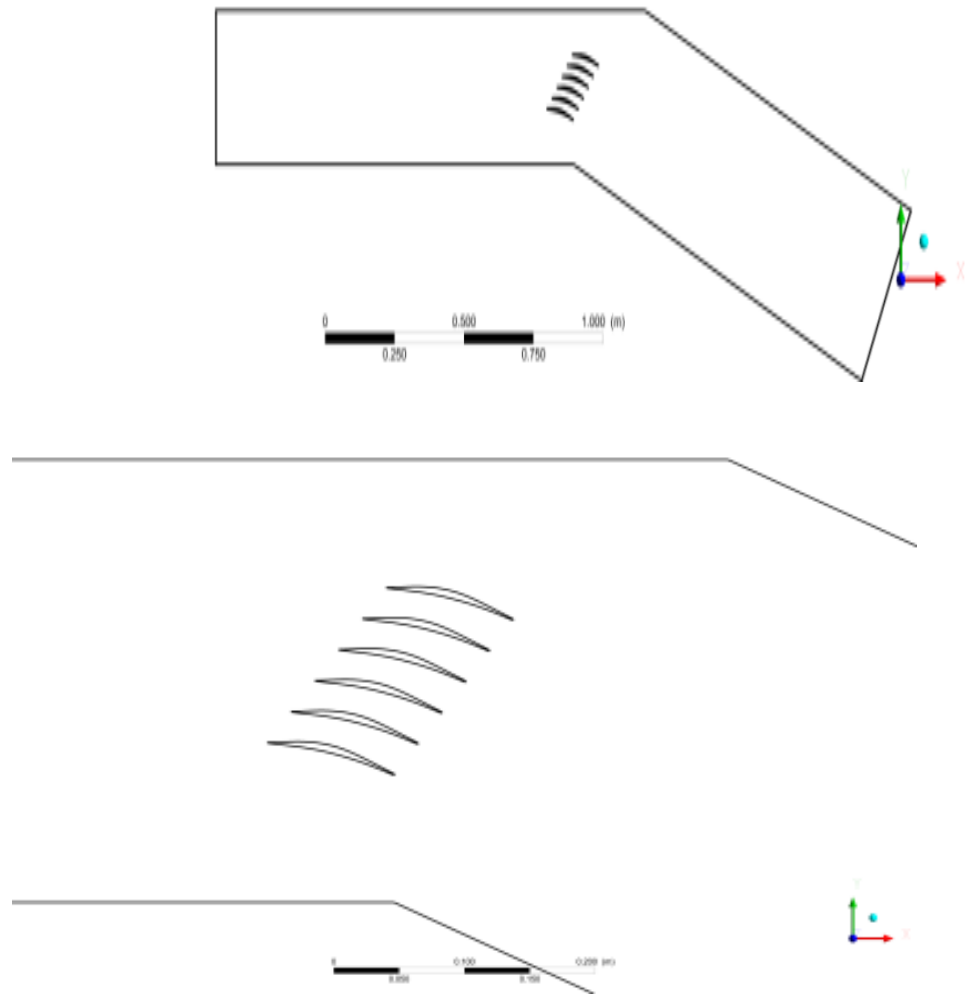
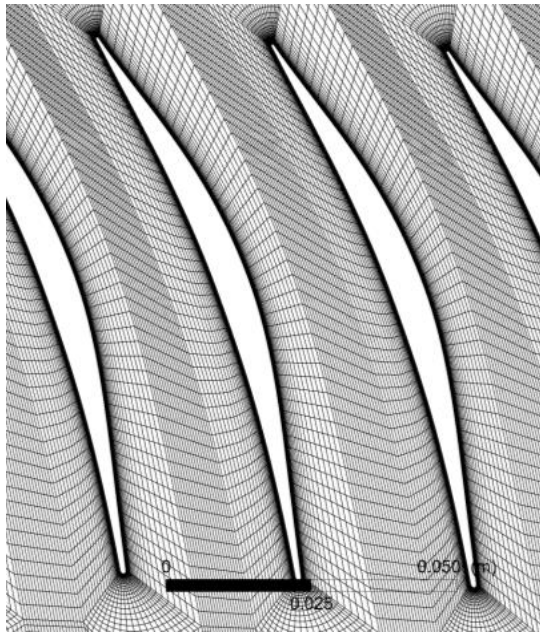
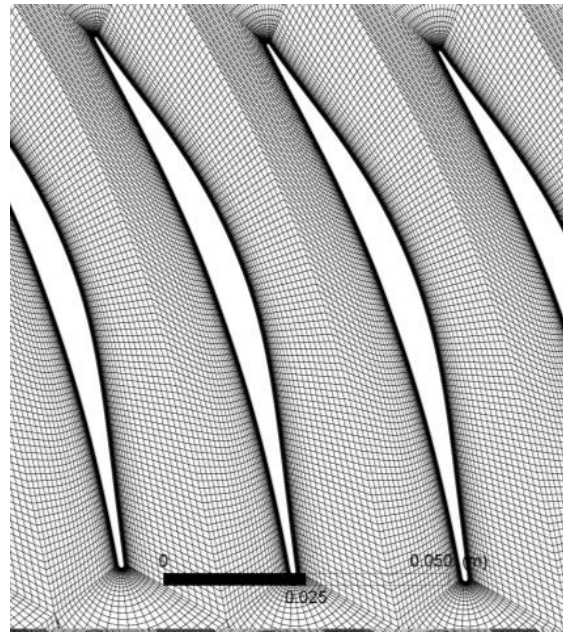


Рис. 2.10 Загальний вигляд розрахункової області решітки на основі STFF

З метою дослідження впливу щільності було побудовано 4 варіанти розрахункової сітки структурованого типу з різною кількістю комірок вздовж хорди та по висоті міжлопаткового каналу. Види сіток та їх розмірність зображено на рисунках 2.11 – 2.12.

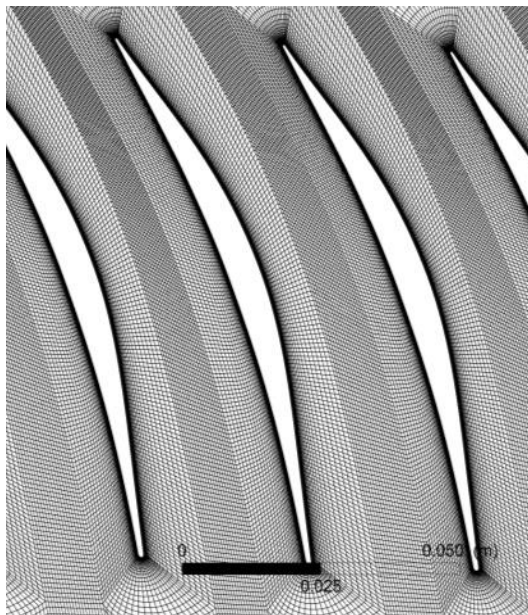


Mesh1 – 477 376 вузлів

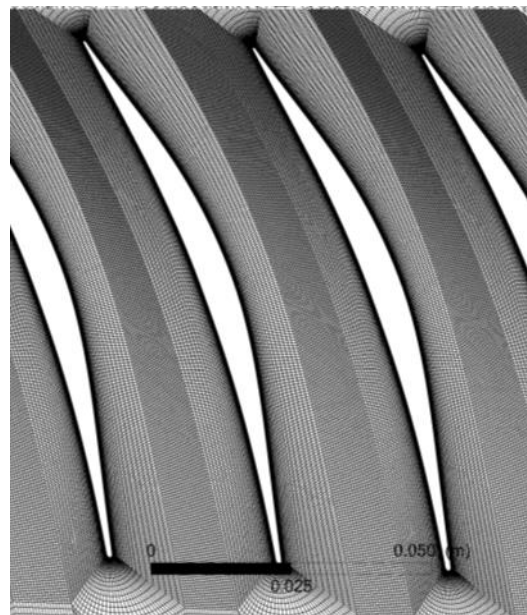


Mesh2 – 446 496 вузлів

Рис. 2. 11. Фрагменти різних типів розрахункової сітки.



Mesh3 – 840 576 вузлів



Mesh4 – 1 461 696 вузлів

Рис. 2. 12. Фрагменти розрахункової сітки зі збільшеною щільністю

Результати розрахунків для кожної сітки зображено на рисунку 2.13. Результати представлені у вигляді графіка, на якому по вісі абсцис відкладено координату  $x$  лопатки у відсотку від хорди, по вісі ординат - відношення статичного тиску в точці на поверхні лопатки до повного тиску перед решіткою.

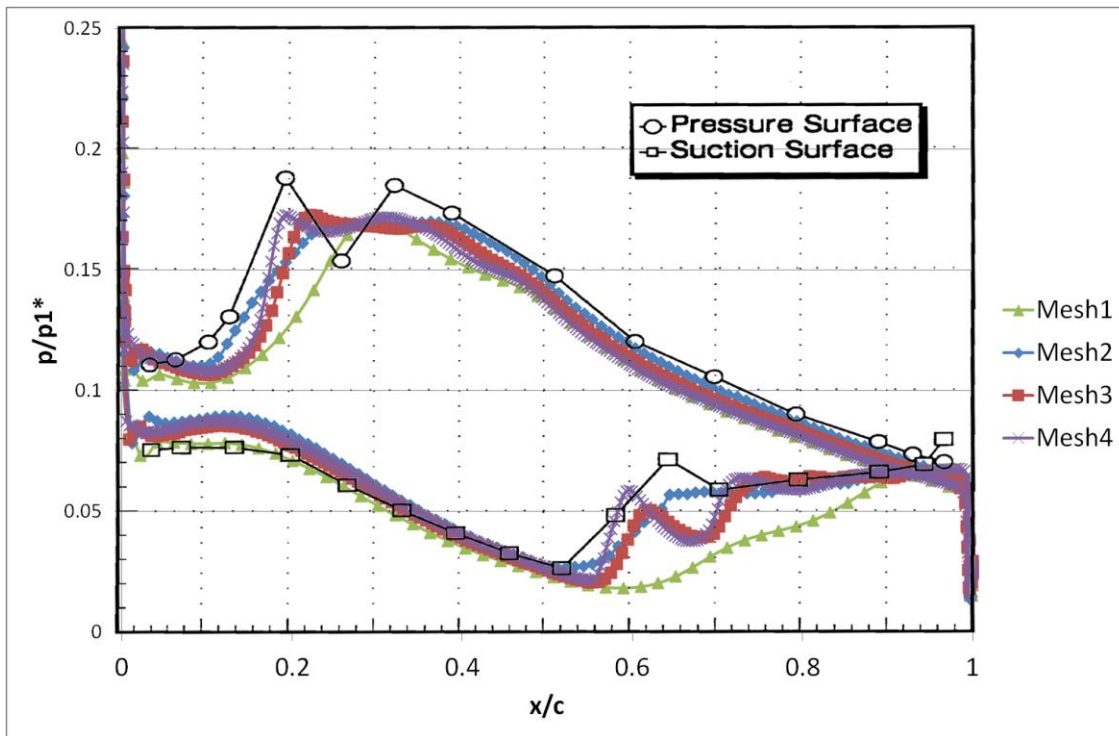


Рис. 2.13. Результати розрахунків решітки на основі STFF для різних варіантів сітки

Як видно з графіку результати обчислень на сітках №3 та №4 краще співпадають з результатами натурних експериментів [93], та майже співпадають одна з одною.

Для подальших розрахунків обрано сітку №3, оскільки на ній забезпечується достатня сходимість з результатами випробувань, а також вона має менший розмір, що дозволяє прискорити розрахунок.

Далі виконані розрахунки для різних типів моделей турбулентності. Були розглянуті моделі турбулентності SST, SST GTT,  $k-\omega$  та RNG  $k-\epsilon$ . Для всіх моделей турбулентності висота примежового шару обрана виходячи із умови  $Y^+ < 1$ . Результати розрахунків представлені на рисунку 2.14.



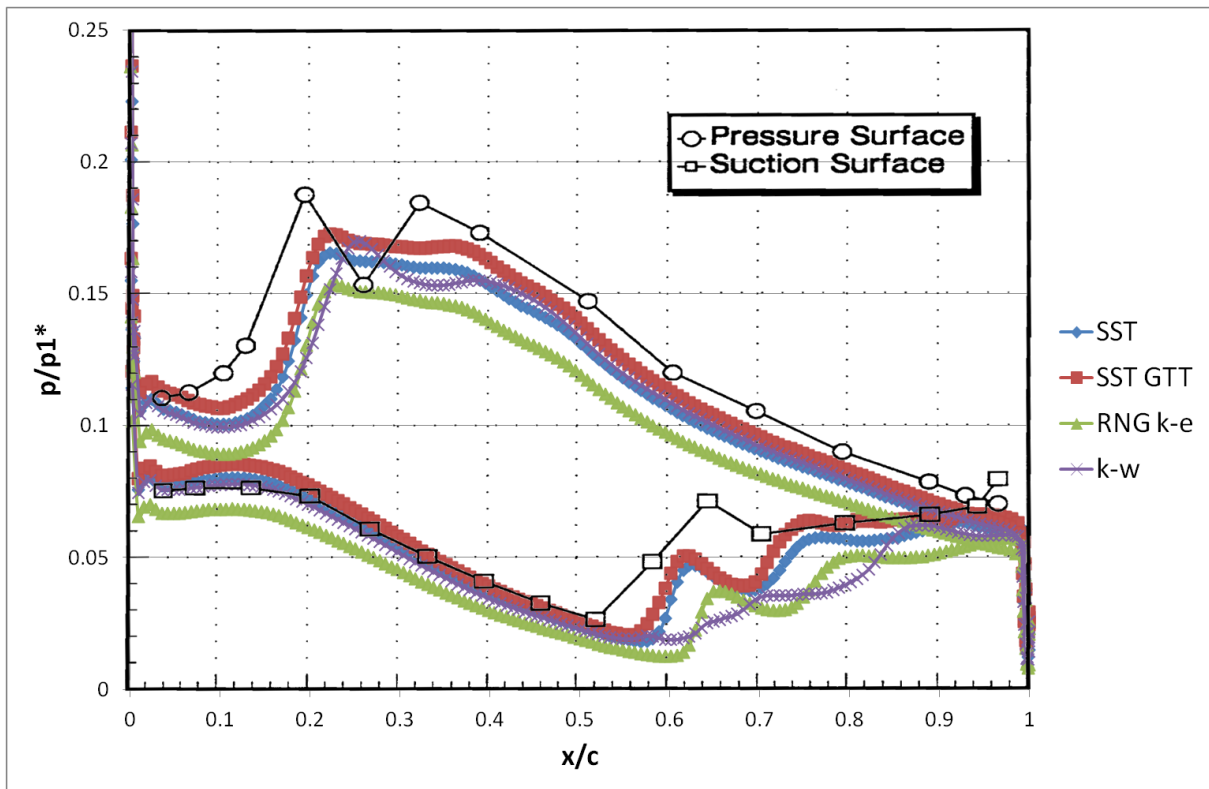


Рис. 2.14. Результати розрахунків решітки на основі STFF для різних моделей турбулентності

Аналіз результатів розрахунку показує, що найменшу похибку отримано при розрахунках з моделлю турбулентності SST GTT.

На рисунку 2.15 представлено порівняння розподілу густини в поперечному перетині решітки з шлірен фотографією, отриманої з натурального експерименту [93].

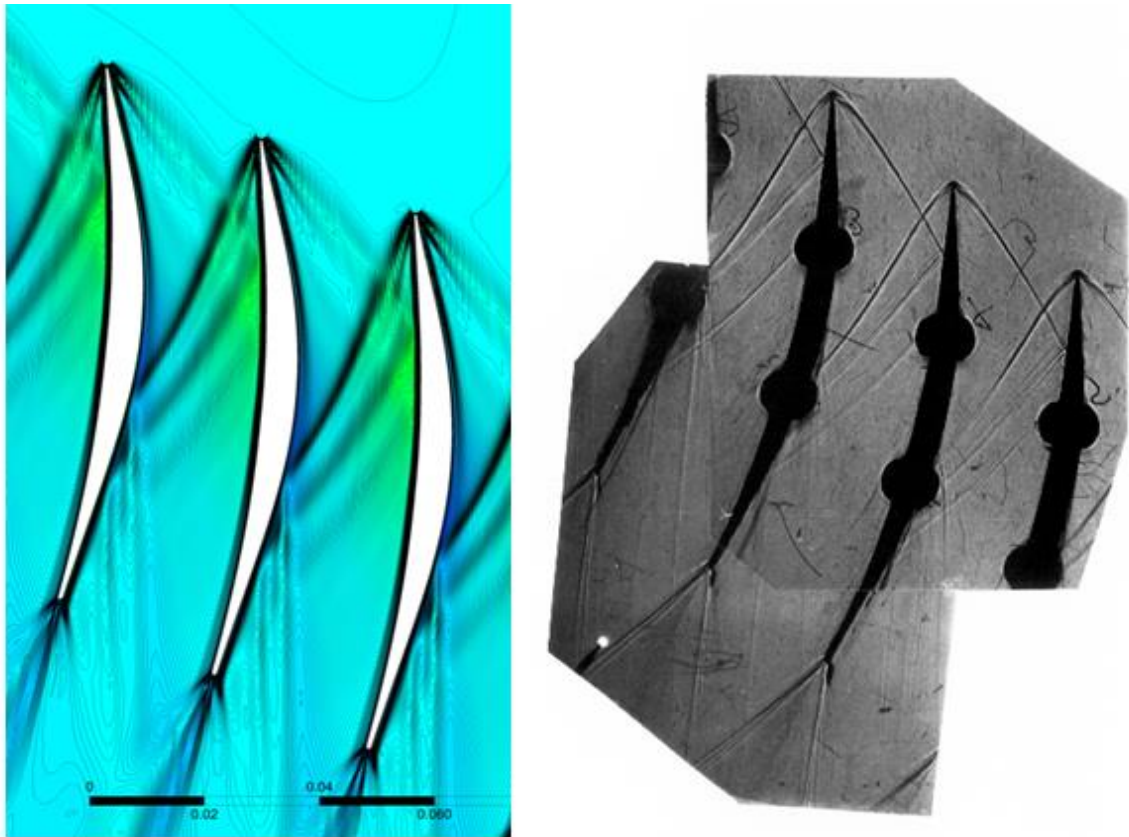


Рис. 2.15. Порівняння розподілу густини в решітці зі шлірен фотографією з експерименту.

Якісний аналіз отриманих результатів показує, що картини обтікання компресорної решітки на основі STFF мають подібний характер, зокрема в міжлопатковому каналі та кромкових слідів за решіткою.

Таким чином, для подальших досліджень течії у вентиляторному контурі обрано топологію розрахункової сітки Mesh3 та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

### **Висновки за розділом**

В розділі представлено результати вибору та обґрунтування топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості для моделювання течії в турбовентиляторній приставці. Турбовентиляторна приставка складається із двох ярусів – нижній ярус представляє собою робоче колесо осьової турбіни,

верхній ярус – робоче колесо осьового компресора (осьового вентилятора). Враховуючи той факт, що натурних експериментів аеродинамічних характеристик турбовентиляторної приставки немає, для подальшого дослідження в роботі проведені окремі тестові задачі моделювання течії в турбінній та в компресорній решітці.

В роботі представлено результати проведеної тестової задачі моделювання течії в турбінній решітці VKI1. Результати чисельних експериментів порівнювались з результатами натурних експериментів. На основі результатів тестової задачі зроблено висновок, що для подальших досліджень для дослідження течії у турбінному контурі турбовентиляторної приставки обрано топологію розрахункової сітки Mesh4 та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

Було проведено тестову задачу моделювання течії в компресорній решітці на основі ротору STFF. Результати чисельних розрахунків було порівняно з результатами натурних експериментів. Зроблено висновок, що для подальших досліджень течії у вентиляторному контурі обрано топологію розрахункової сітки Mesh3 та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

Результати даного розділу представлено в роботах автора [94-96].

### РОЗДІЛ 3

## РОЗРОБКА МОДЕЛІ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЇ ПРИСТАВКИ

Термогазодинамічна модель представляє собою набір рівнянь, які описують термодинамічні і газодинамічні процеси в турбінній і вентиляторній частині турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна. Термогазодинамічний розрахунок двигуна складається із термодинамічного розрахунку двигуна і газодинамічного. В результаті виконання термогазодинамічного розрахунку двигуна і газодинамічного розрахунку двигуна буде отримано в тому числі геометричні параметри турбінної і вентиляторної частини турбовентиляторної приставки.

Завдання складалося з наступних етапів:

1. Визначення газодинамічних параметрів потоків, що протікають через турбовентиляторну приставку.
2. Визначення параметрів турбінного та вентиляторного контурів турбовентиляторної приставки.
3. На основі отриманих результатів провести моделювання течії в турбовентиляторній приставці в програмному комплексі ANSYS Student.

### **3.1. Визначення газодинамічних параметрів потоків, що протікають через ступені турбіни та через осьовий вентилятор турбовентиляторної приставки**

Для визначення газодинамічних параметрів потоку газу через турбіну використовувалась методика, яка описана в роботі [97]. Представлений алгоритм був реалізований в програмі MathCad.

Для виконання розрахунку параметрів ступеня турбіни необхідно задати наступні вхідні дані:

- Повний тиск на вході до турбіни;
- Повна температура газу на вході до турбіни;

- Коефіцієнт навантаження ступеня турбіни на середньому радіусі;
- Кінцевий, середній та втулковий діаметри перед робочим колесом турбіни;
- Кут виходу потоку газу на виході із соплового апарату прийнятий  $20^\circ$ ;
- Колова швидкість на середньому діаметрі робочого колеса, визначалась через швидкість обертання осьового вентилятору;
- Приведена швидкість на виході із соплового апарату, підбиралась ітераційним шляхом для забезпечення сходимості за роботою, що виконується;
- Коефіцієнт збереження повного тиску в сопловому апараті прийнятий 0,98.

За допомогою розробленої програми виконана серія розрахунків по визначенню характеристик турбінного контуру турбовентиляторної приставки при різних значеннях зовнішнього радіусу турбіни. Результати розрахунків представлені на рисунках 3.1 – 3.6.

Отримано залежність витрати газу через турбіну від кількості ступенів турбіни (рис.3.1).

Залежність коефіцієнту напруженості турбіни від кількості ступенів турбіни показано на рис.3.2. Залежність потужності осьового вентилятора від зовнішнього радіусу турбіни продемонстровано на рис.3.3. Залежність потужності одного ступеня турбіни від кількості ступенів турбіни для турбіни з різними зовнішніми радіусами показано на рис.3.4. Залежність висоти лопатки турбіни від кількості ступенів турбіни для турбіни з різними зовнішніми радіусами представлено на рис.3.5. Значення ступеню реактивності турбіни в залежності від кількості ступенів турбіни для турбіни з різними зовнішніми радіусами показано на рис.3.6. Варіанти, для яких значення параметру дорівнює 0 відповідають конструкції, яку неможливо реалізувати.

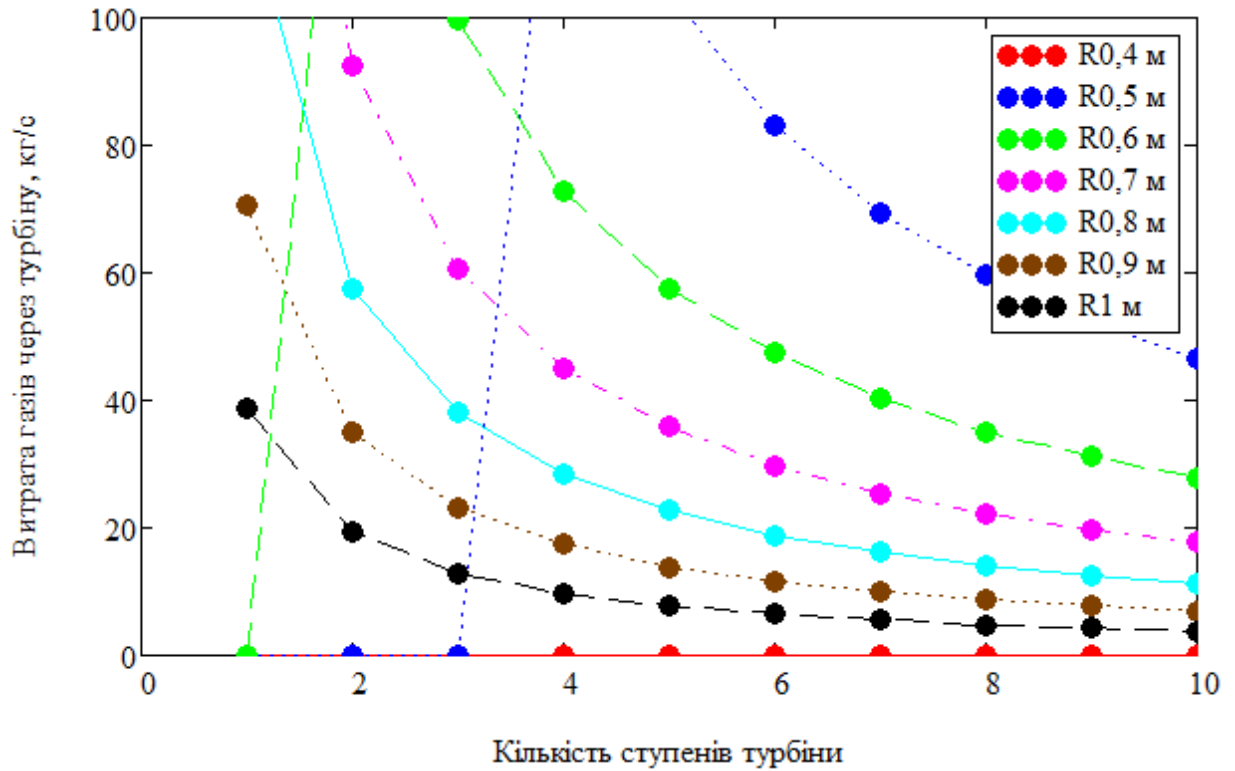


Рис. 3.1. Витрата газу через турбіну в залежності від кількості ступенів турбіни для різних зовнішніх радіусів турбіни

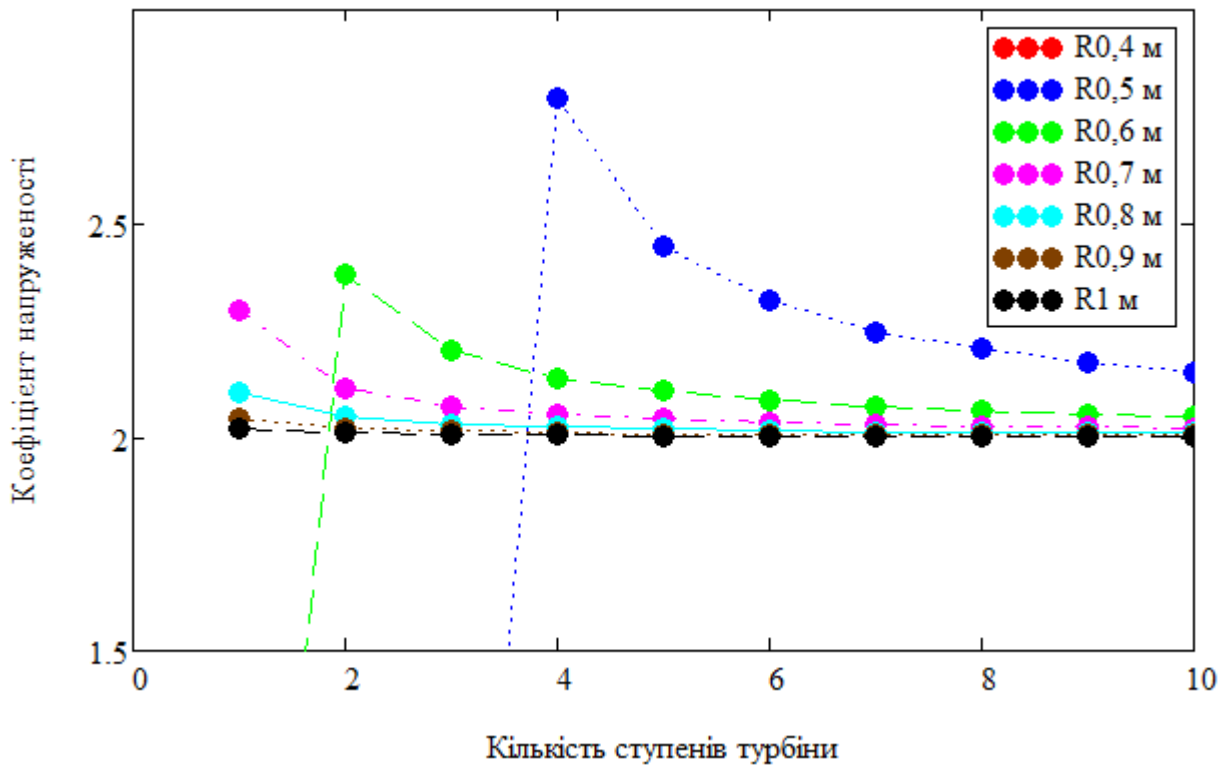


Рис. 3.2. Залежність коефіцієнта напруженості турбіни від кількості ступенів турбіни

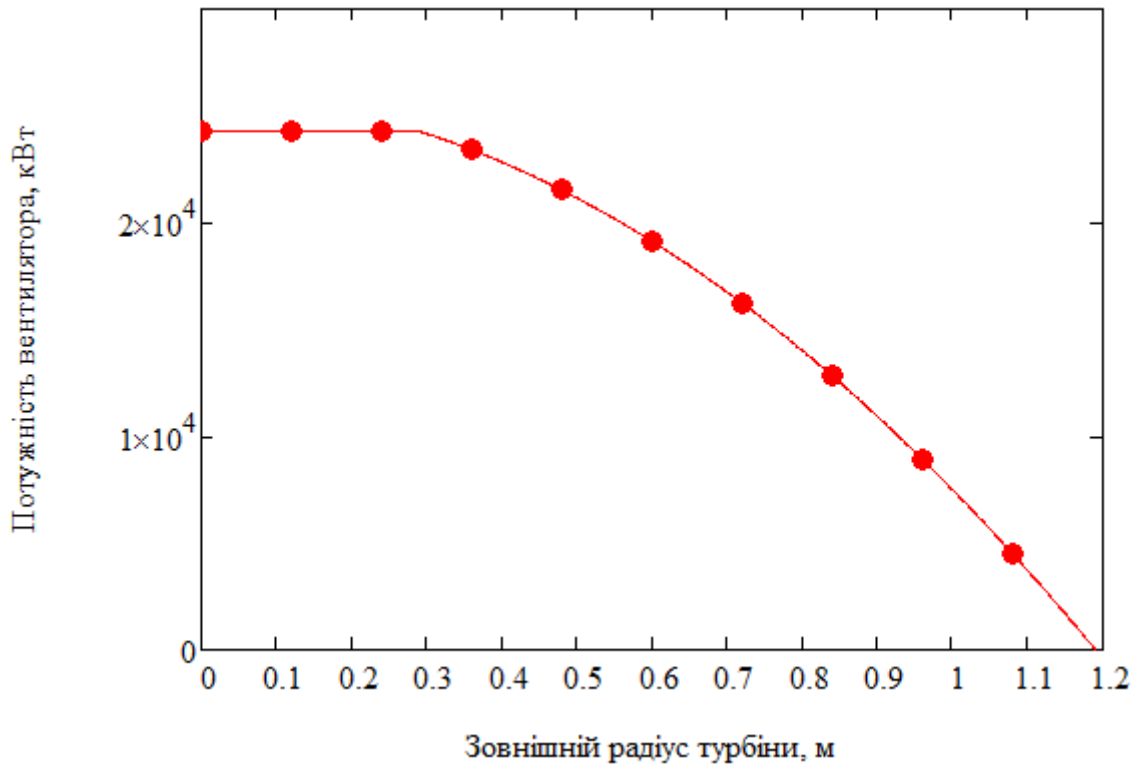


Рис.3.3. Залежність потужності осевого вентилятора від зовнішнього радіусу турбіни

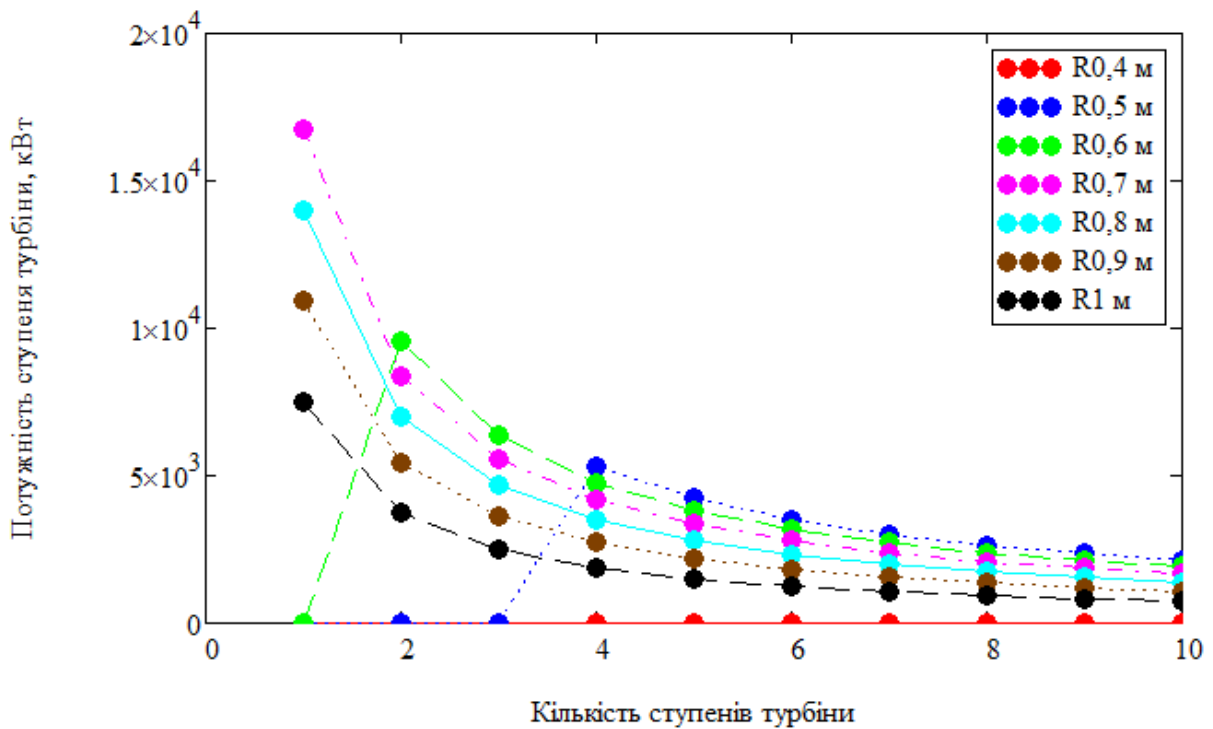


Рис. 3.4. Залежність потужності одного ступеня турбіни від кількості ступенів турбіни для турбіни з різними зовнішніми радіусами

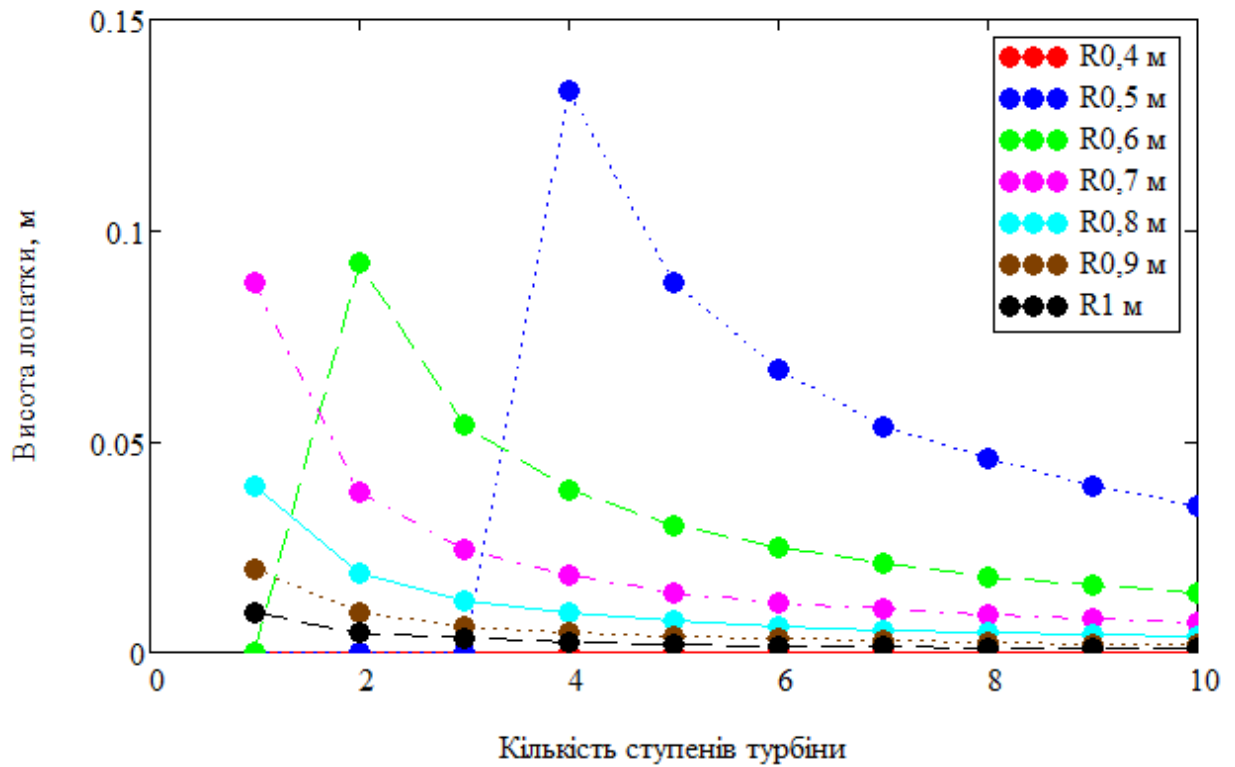


Рис. 3.5. Залежність висоти лопатки турбіни від кількості ступенів турбіни для турбіни з різними зовнішніми радіусами

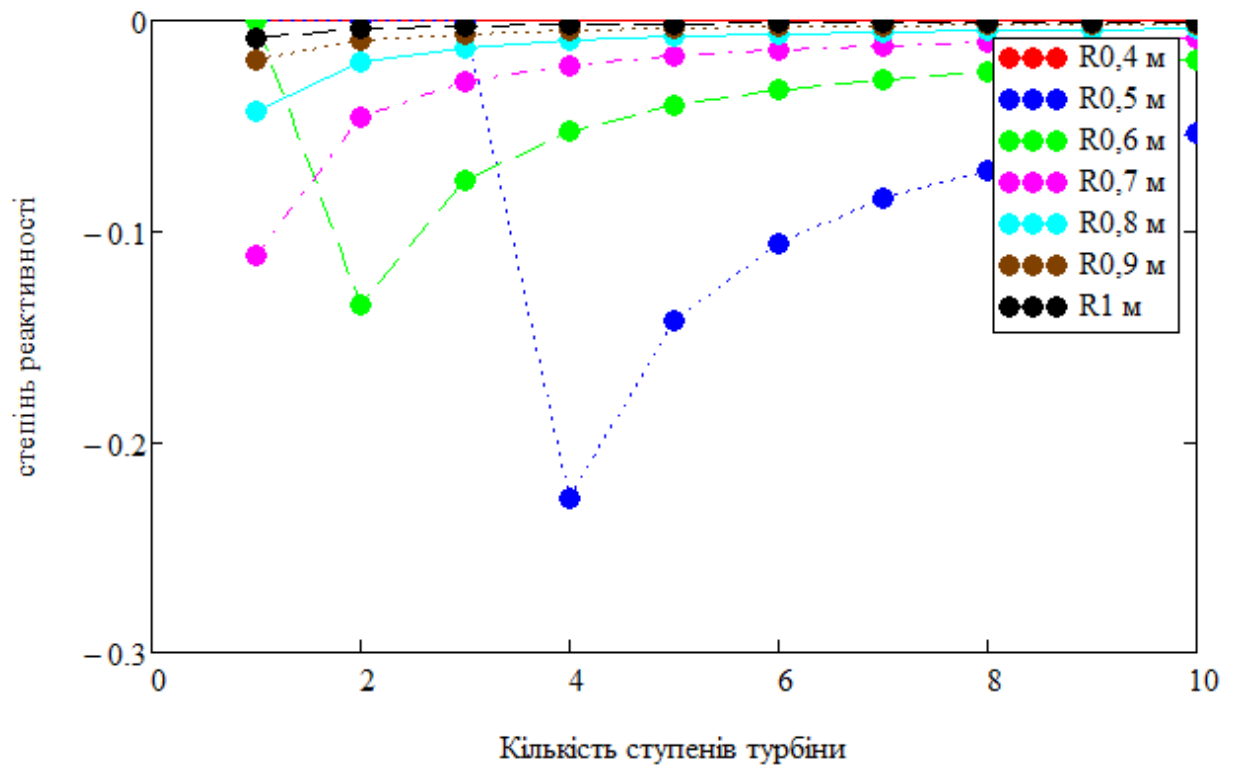


Рис. 3.6. Значення ступеню реактивності турбіни в залежності від кількості ступенів турбіни для турбіни з різними зовнішніми радіусами



### 3.2. Розрахунок геометричних розмірів та побудова лопаток ступеня турбіни

Для побудови профілю лопатки турбіни обираємо симетричний профіль з відносною товщиною на середньому діаметрі 15 %. Значення відносних координат точок профілю представлене у таблиці 3.1 [97].

Таблиця 3.1

$\underline{x}, \%$	$\underline{y}, \%$	$\underline{x}, \%$	$\underline{y}, \%$
0	0	40	50.9
1.25	11.7	50	47.6
2.5	15.4	60	37
5	19.9	70	25.1
10	27.4	80	14.2
15	34	90	8.5
20	39.5	95	7.2
30	47.2	100	0

Приймаємо, що середня лінія профілю вигинається по параболі. Рівнянням параболі у загальному випадку є рівняння кривої другого порядку, яке можна записати у наступному вигляді:

$$A \cdot x^2 + B \cdot x \cdot y + C \cdot y^2 + D \cdot x + E \cdot y + F = 0 \quad (3.1)$$

Додатковою умовою для параболі є рівняння:

$$B^2 + 4A \cdot C = 0$$

Рівняння 3.1 можна записати у наступній формі

$$y(x) = \frac{-Bx - E \pm \sqrt{(B \cdot x + E)^2 - 4C(A \cdot x^2 + D \cdot x + F)}}{2C} \quad (3.2)$$

Побудувати параболу можна знаючи рівняння двох дотичних до неї та ще однієї точки. Перші дві дотичні визначені конструкційним кутом входу лопатки в носіку профілю та конструкційним кутом виходу лопатки в кінцевій точці

профілю. Додаткову точку можна визначити як середину відрізка, що поєднує середини відрізків, які, в свою чергу, поєднують точку перетину двох дотичних та точку на параболі. Необхідні елементи представлені на рисунку 3.7.

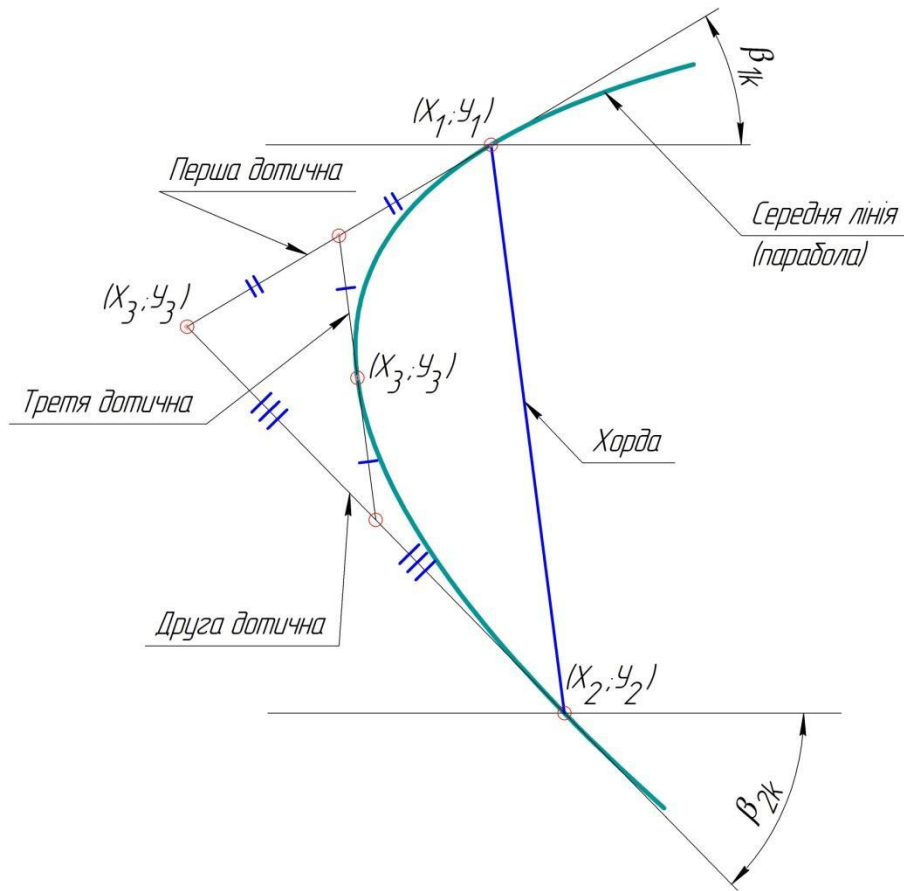


Рис. 3.7. Схема побудови дотичних

Рівняння дотичної до кривої в точці має наступний вигляд:

$$y - y_0 = \varphi'(x_0) \cdot (x - x_0)$$

де

$\varphi'(x_0) = \operatorname{tg}(\alpha)$  – похідна кривої другого порядку в точці  $x_0$ ;

$\alpha$  – кут між дотичною та віссю  $x$ .

Похідна неявної функції для рівняння кривої другого порядку має наступний вид:

$$2A \cdot x + B \cdot (y + x \cdot y') + 2C \cdot y \cdot y' + D + E \cdot y' = 0$$

Після спрощення отримаємо наступне рівняння:

$$\varphi'(x_0) = y' = \frac{2A \cdot x_0 + B \cdot y_0 + D}{B \cdot x_0 + 2C \cdot y_0 + E} = \operatorname{tg}(\alpha)$$

Для знаходження коефіцієнтів у рівнянні параболи слід вирішити систему рівнянь [97]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{2A \cdot x_1 + B \cdot y_1 + D}{B \cdot x_1 + 2C \cdot y_1 + E} = \operatorname{tg}(\alpha_1) \\ \frac{2A \cdot x_2 + B \cdot y_2 + D}{B \cdot x_2 + 2C \cdot y_2 + E} = \operatorname{tg}(\alpha_2) \\ A \cdot x_1^2 + B \cdot x_1 \cdot y_1 + C \cdot y_1^2 + D \cdot x_1 + E \cdot y_1 + F = 0 \\ A \cdot x_2^2 + B \cdot x_2 \cdot y_2 + C \cdot y_2^2 + D \cdot x_2 + E \cdot y_2 + F = 0 \\ A \cdot x_3^2 + B \cdot x_3 \cdot y_3 + C \cdot y_3^2 + D \cdot x_3 + E \cdot y_3 + F = 0 \\ B^2 + 4A \cdot C = 0 \end{array} \right.$$

Після розв'язку отриманої системи рівнянь і знаходження значень коефіцієнтів знаходять початкові координати точок профілю за формулами:

$$x_i = \frac{\bar{x}_i}{100} b_{\text{рк}}$$

$$\Delta y_i = \frac{\bar{y}_i}{100} b_{\text{рк}} \cdot c_{\text{max}}$$

де

$b_{\text{рк}}$  – хорда лопатки робочого колеса;

$i$  – порядковий номер точки;

$c_{\text{max}}$  – відносна товщина профілю;

$\Delta y_i$  – відстань від середньої лінії, по нормалі до неї, до точки на профілі.

Координати точок профілю будуються по нормалі до середньої лінії.

Рівняння нормалі має наступний вид:

$$y = \frac{-1}{\varphi'(x_0)} \cdot (x - x_0) + y_0$$

Значення координати  $y_0$  отримують з рівняння 3.2.

Для автоматичного обчислення точок профілю розроблено програму у додатку Mathcad. Розрахований профіль турбіни по середньому радіусу представлений на рисунку 3.8.

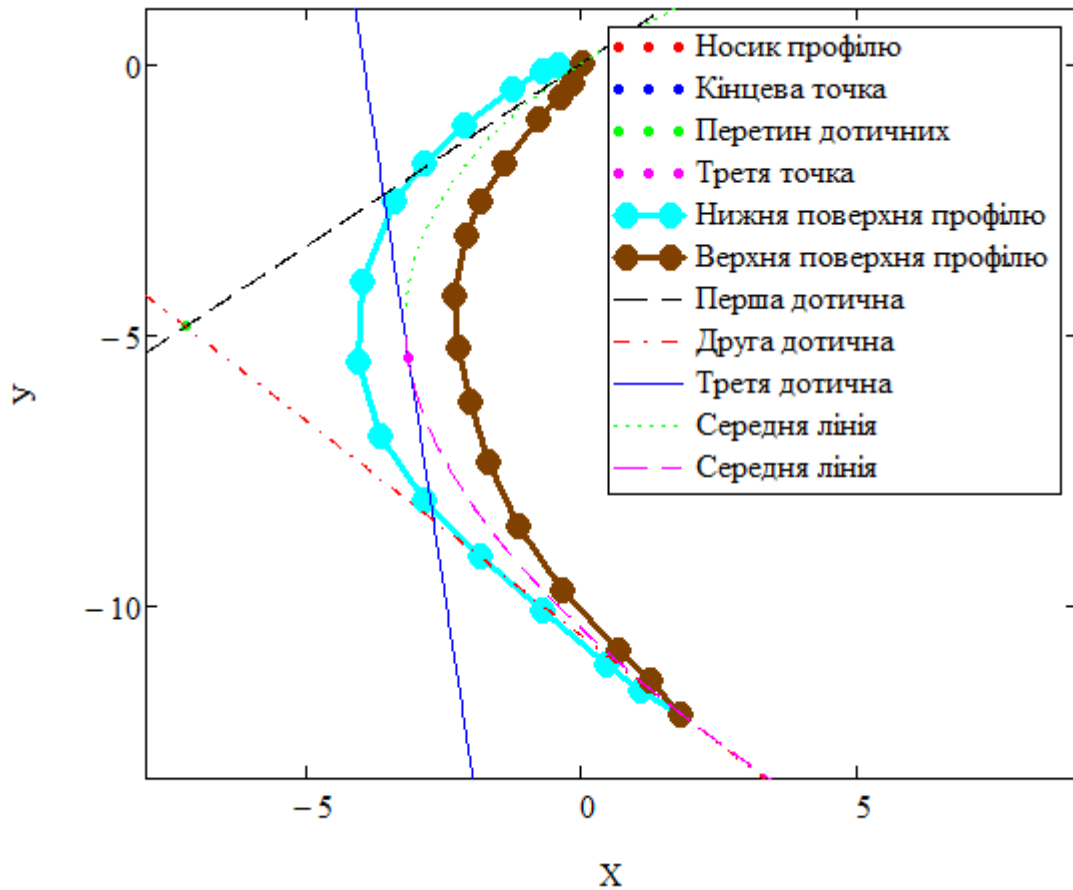


Рис. 3.8. Профіль турбіни по середньому радіусу

Далі було виконано розрахунки профілю лопаток турбіни на зовнішньому та втулковому радіусі. За результатами обчислень побудована 3D модель лопатки РК турбіни, яка представлена на рисунку 3.9.

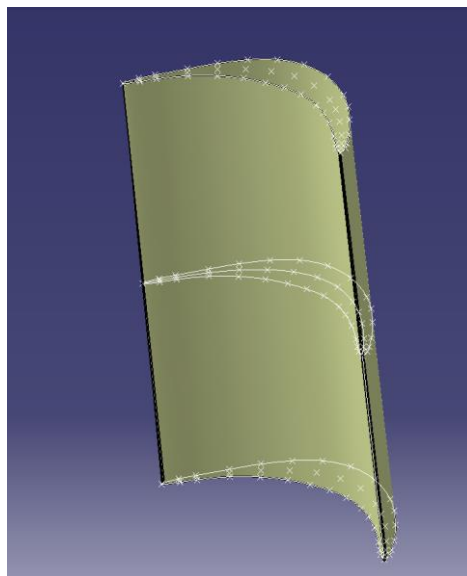


Рис. 3.9. 3D модель лопатки РК ступеня турбіни

### 3.3. Моделювання течії в турбовентиляторній приставці з одним ступенем турбіни

Моделювання течії в турбовентиляторній приставці реалізовано в програмному додатку ANSYS Student CFX, оскільки цей продукт є одним із світових лідерів для моделювання агрегатів турбореактивних двигунів.

За результатами попередніх етапів визначено геометричні розміри турбовентиляторної приставки.

При побудові моделі прийняті наступні припущення:

- моделюється тільки один ступінь турбіни;
- турбовентиляторна приставка моделюється сектором, який включає тільки одну лопать (кут сектору становить  $10,9^\circ$ );
- газова турбіна моделюється одним сектором, який включає три лопатки (кут сектору  $2,11^\circ$ );
- лопатки турбіни без системи охолодження;
- відпрацьовані гази в турбіні розглядаються як повітря;
- променевий теплообмін не розглядається;

Спрямний апарат за турбовентиляторною приставкою не моделюється.

Канал 2-го контуру моделюється прямими ділянками круглого перетину без профілювання. Вхідний пристрій до 2-го контуру не моделюється. Сектор турбіни і осьового вентилятора турбовентиляторної приставки з'єднані через металеву обичайку для моделювання теплообміну від турбіни до лопатки осьового вентилятора турбовентиляторної приставки. Для визначення впливу теплового потоку від гарячих газів першого контуру на характеристики потоку через другий контур турбовентиляторної приставки перед та за турбіною додатково моделюються ділянки гарячих потоків повітря довжиною 1 м. Сопловий апарат турбіни не моделюється, напрямок потоку задається вектором швидкості. Загальний вигляд моделі представлений на рисунку 3.10.

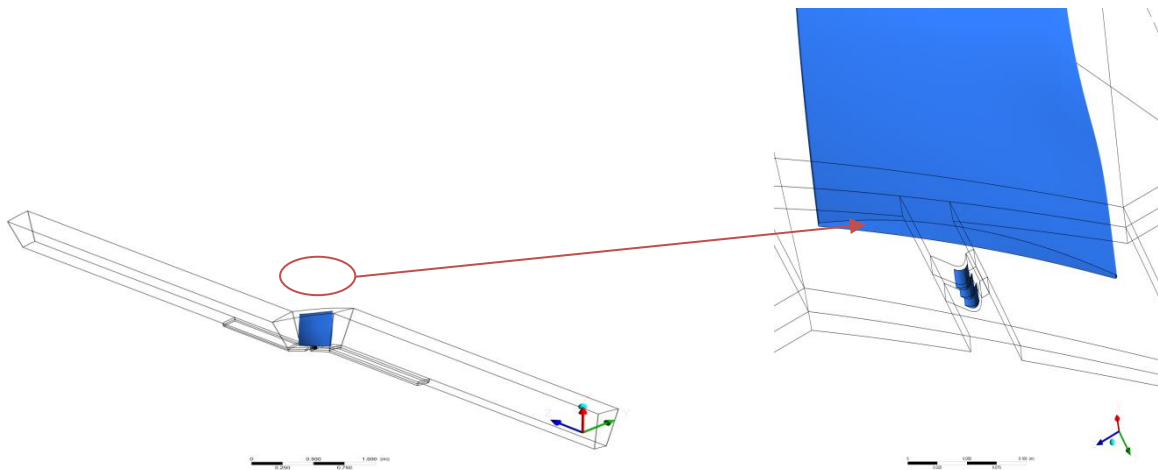


Рис. 3.10. Загальний вигляд розрахункової моделі

Для побудови розрахункової сітки використано сітковий генератор. Модель складається з 11 розрахункових областей. Кожна область розбита гексаедричною структурованою сіткою. Для моделювання пограничного шару початкова висота розрахункової комірки біля стінок становила  $10^{-3}$  мм. Лопатка вентиляторного контуру приставки вздовж хорди розбита на 100 комірок, лопатки турбіни – 90 комірок. Побудована сітка для лопаток осьового вентилятора та лопаток турбіни турбовентиляторної приставки представлена на рисунку 3.11.

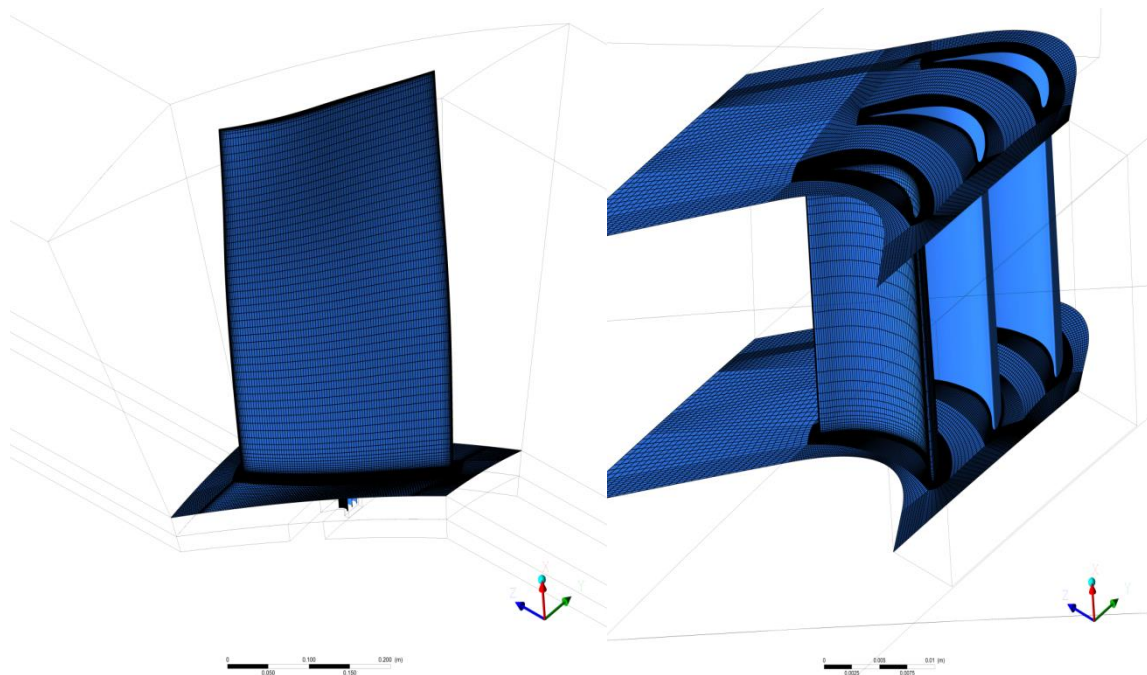


Рис. 3.11. Розрахункова сітка лопаток РК вентиляторного та лопаток РК турбінного контуру турбовентиляторної приставки

Характеристики кожної розрахункової області, а саме тип матеріалу та кількість розрахункових комірок, а також її функція в глобальній моделі представлені в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2

Назва області	Опис	Тип	Кількість комірок	Примітка
Air in	Потік повітря перед вентиляторною частиною турбовентиляторної приставки	Повітря як ідеальний газ	301938	
Air out	Потік повітря за вентиляторною частиною турбовентиляторної приставки	Повітря як ідеальний газ	426888	
Compressor air	Область з повітрям навколо лопатки осьового вентилятора турбовентиляторної приставки	Повітря як ідеальний газ	2114661	
Compressor blade	Сама лопатка осьового вентилятора турбовентиляторної приставки	Метал	326403	
Compressor wall	Область, яка поєднує сектор турбіни та сектор осьового вентилятора турбовентиляторної приставки	Метал	33408	
Turbine air	Область з повітрям навколо лопаток турбіни	Повітря як ідеальний газ	2228700	

Turbine inlet	Нерухома область перед сектором турбіни для моделювання набігаючого потоку	Повітря як ідеальний газ	5916	
Hot air in	Сектор перед турбіною з гарячим повітрям	Повітря як ідеальний газ	82418	Області для моделювання впливу теплового потоку від першого контуру на характеристики потоку другого контуру. Масообмін з іншими областями не відбувається.
Hot air out	Сектор за турбіною з гарячим повітрям	Повітря як ідеальний газ	82418	
Hot wall in	Область для моделювання теплопередачі між Hot air in та Air in	Метал	6264	
Hot wall out	Область для моделювання теплопередачі між Hot air out та Air out	Метал	21609	
Всі області			5 630 623	

Для моделювання турбулентності використано модель SST GTT. Для моделювання теплових процесів вибрана модель Thermal Energy.

Області Compressor air, Turbine air, Compressor wall та Compressor blade задані як такі, що обертаються. Області, що обертаються пов'язані зі статичними областями інтерфейсами за допомогою моделі Frozen Rotor. Для бокових поверхонь, які обмежують області, що є секторами, задані інтерфейси, для яких обрано властивості Rotational Periodicity. Загальний вигляд розрахункової моделі представлено на рисунку 3.12.



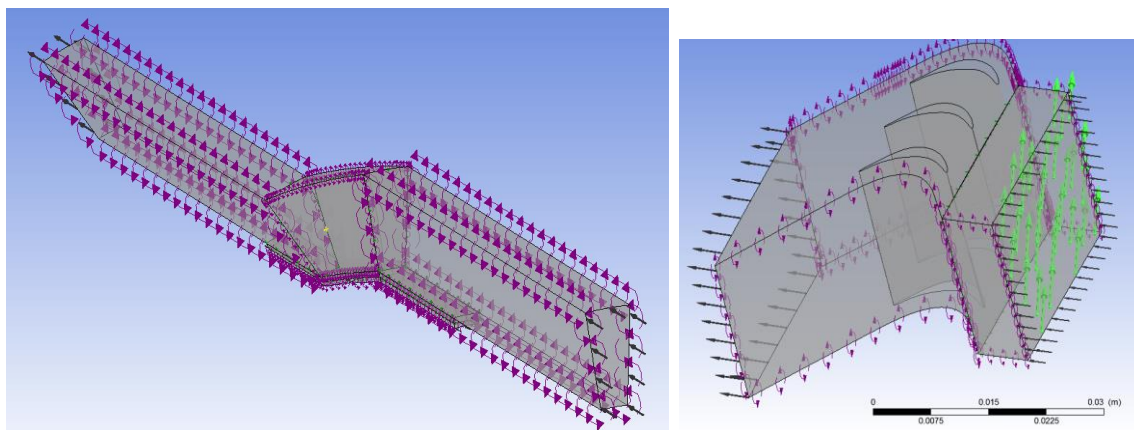


Рис. 3.12. Розрахункова модель

В якості граничних умов задано наступні параметри:

- Область Air in, гранична умова ( далі ГУ) Inlet – тип вхід, повний тиск, повна температура;
- Область Air out, ГУ Outlet – тип вихід, витрата повітря;
- Область Turbine inlet, ГУ Turbine Inlet- тип вхід, повний тиск, повна температура, напрямок потоку Cylindrical Components, осьова компонента – 0,342, радіальна – 0, тангенціальна – 0,94;
- Область Turbine air, ГУ Turbine outlet – тип вихід, витрата повітря;
- Область Hot air in, ГУ Hot air Inlet – тип вхід, повний тиск, повна температура; ГУ Hot air Outlet – тип вихід, витрата повітря;
- Область Hot air out, ГУ Hot air Inlet – тип вхід, повний тиск, повна температура; ГУ Hot air Outlet – тип вихід, витрата повітря.

Усі інші граничні умови, окрім інтерфейсів, задавалися як стінка.

Параметри розрахунку наступні: автоматичний контроль кроку за часом, початкова довжина 0,001 м, максимальний крок за часом 0,1 с.

Під час розрахунку відстежувалися параметри обертового моменту осьового вентилятора та для турбіни турбовентиляторної приставки, графіки зміни параметрів під час розрахунку представлені на рисунку 3.13.

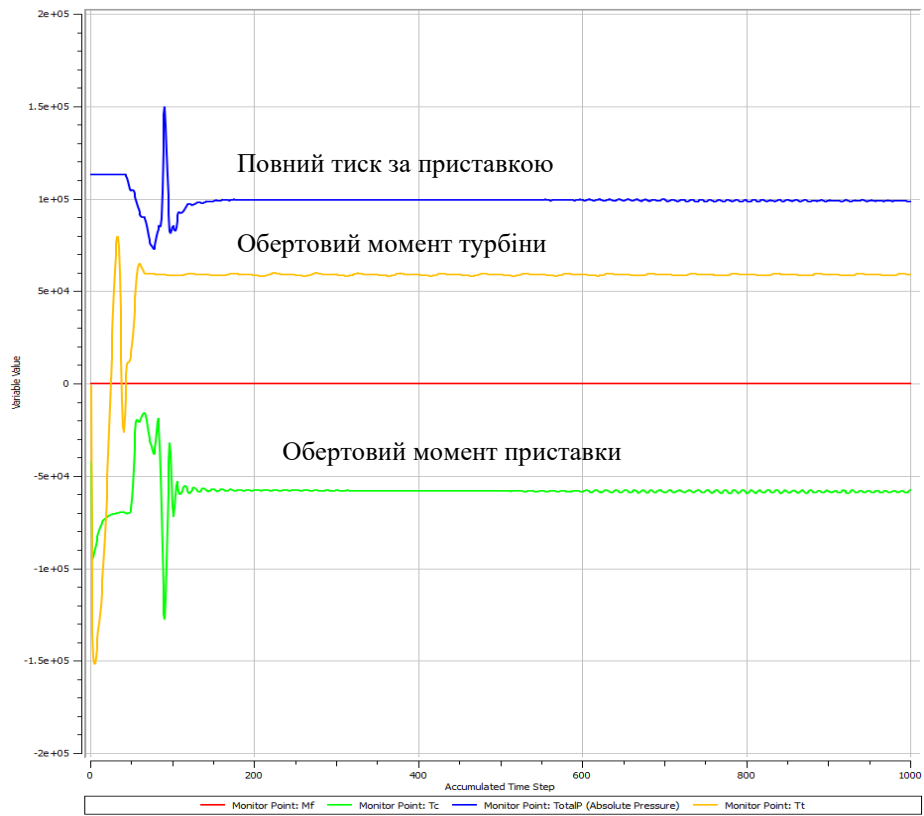


Рис. 3.13. Зміна параметрів під час розрахунку

Результати розрахунків представлені на рисунках 3.14-3.15.

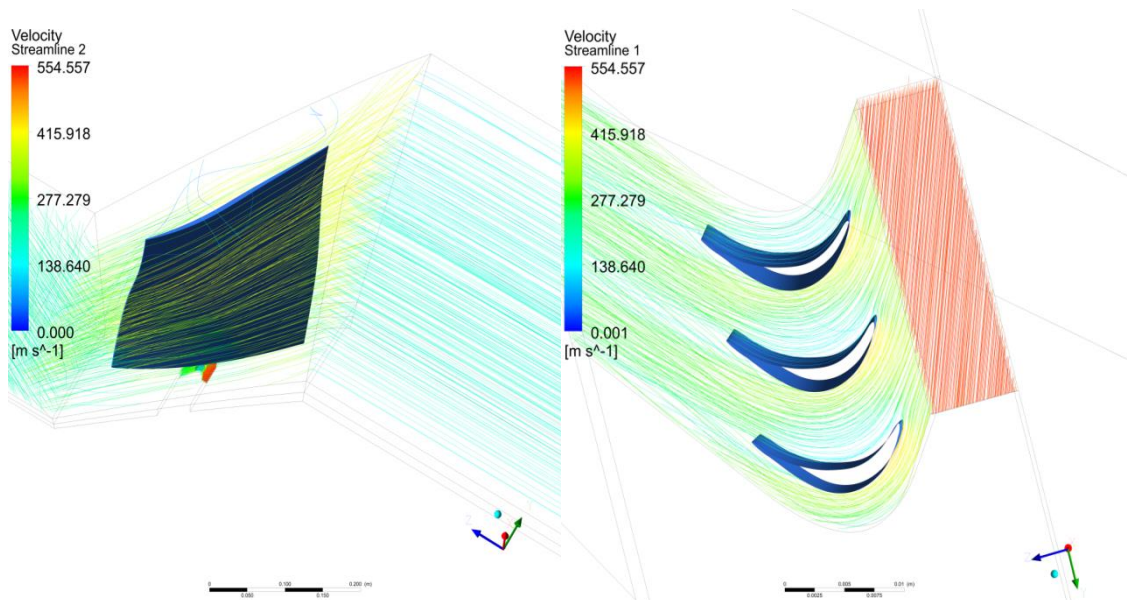


Рис. 3.14. Розподіл ліній току в міжлопаткових каналах РК вентилятора та РК турбіни турбовентиляторної приставки

Під час розрахунку забезпечувалась рівність обертових моментів вентиляторного та турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Проте, якщо для бокових поверхонь в області Air out замість інтерфейсу періодичності вказати граничну умову стінки (імітація спрямного апарату), обертові моменти приставки та турбіни співпадають і при теоретично визначеному значенні витрати. Завищене значення витрати повітря у першому випадку обумовлене спрощеним завданням геометрії проточної частини другого контуру та відсутністю втрат енергії у спрямному апараті.

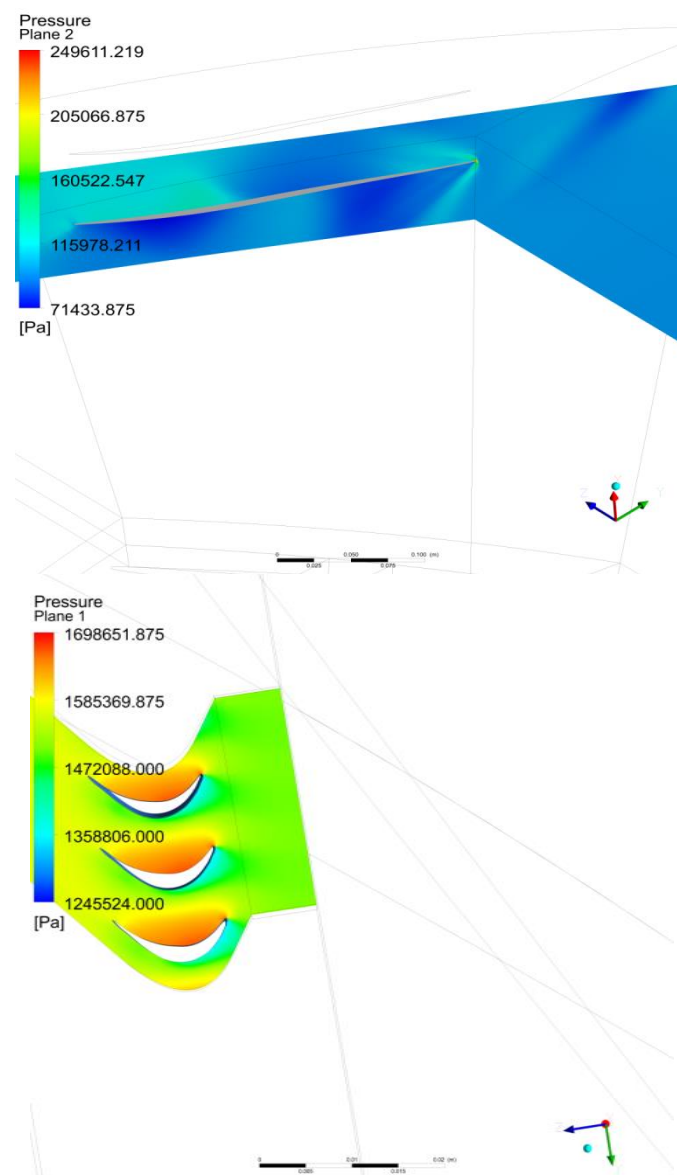


Рис. 3.15. Розподіл тиску у верхньому перетині лопатки РК вентилятора та середньому перетині лопатки РК турбіни

Додатково виконані розрахунки для визначення впливу теплового потоку від першого контуру на потік у другому контурі, для чого в граничних умовах областей Hot air in та Hot air out задавалась температура потоку 20 °С. Результати розрахунку представлені на рисунку 3.16.

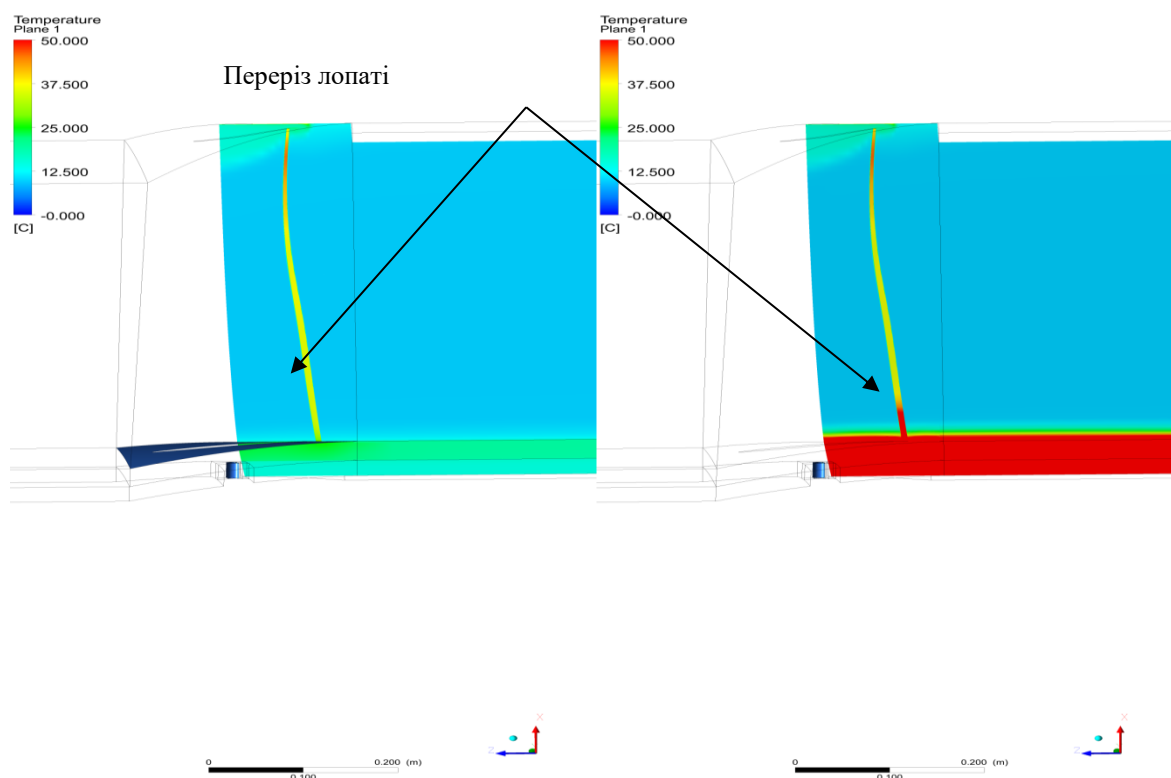


Рис. 3.16. Розподіл температури при різних інтенсивностях теплообміну між 1-м та 2-м контурами

Як видно з результатів розрахунку тепловий потік від 1-го контуру впливає на температуру лопаток осьового вентилятора (вентиляторного контуру) та на течію у вентиляторі (вентиляторному контурі). Подальші дослідження будуть проведені у наступному розділі.

### Висновки за розділом

Розроблено математичну модель турбінної і вентиляторної частини турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна. На основі термодинамічного розрахунку двигуна і газодинамічного розрахунку двигуна

отримані геометричні параметри осьової турбіни (турбінного контуру) та осьового вентилятора (вентиляторного контуру) турбовентиляторної приставки, які складають двоярусне робоче колесо.

Геометрична модель турбовентиляторної складається із одного ступеня вентилятора і 3 ступенів турбіни.

Представлено результати моделювання течії в турбовентиляторній приставці та оцінено вплив теплового потоку від турбінного контуру на вентиляторний контур турбовентиляторної приставки. Показано, що при товщині корпусу між турбінним і вентиляторним контурами 30мм робочий процес турбіни впливає на робочий процес вентилятора турбовентиляторної приставки.

Результати даного розділу представлено в роботі автора [98].

## РОЗДІЛ 4

### МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНІЙ ПРИСТАВЦІ

#### 4.1. Моделювання течії у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки

Характерною особливістю роботи турбовентиляторної приставки є те, що робота від ротора газової турбіни передається на ротор осьового вентилятора, але на відміну від класичного турбокомпресора робоче колесо газової турбіни і робоче колесо вентилятора розташовані єдиним робочим колесом. Верхня частина (вентиляторний контур) такого робочого колеса працює як вентилятор, нижня частина (турбінний контур) працює як газова турбіна.

Ідея застосування турбовентиляторної приставки не нова. Одним із перших турбовентиляторних двигунів був зроблений на основі турбореактивного двигуна GeneralElectric J79, відомий як CJ805-23 (рис.4.1.), він мав вбудований задній вентилятор / газову турбіну низького тиску, розташовану у вихлопному патрубку турбореактивного двигуна [99].

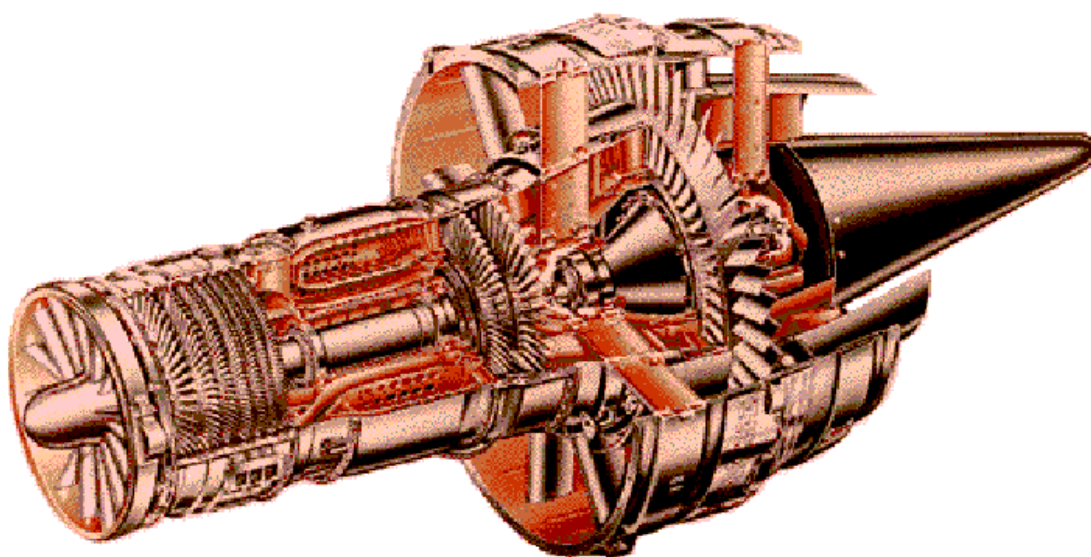


Рис.4.1. Двигун з турбовентиляторною приставкою CJ805-23 [99]

Пізніше, GeneralElectric взяв за основу концепцію заднього розташування вентилятора і втілює її в проекті двигуна GeneralElectric GE-36 UDF (двигун початку 80-х років). Сьогодні двигун GeneralElectric GE-36 UDF отримав подальший розвиток — в рамках проектів CleanSky і Clean Sky2 розроблено двигун OpenRotor. OpenRotor має показники ефективності і економічності вище, ніж двоконтурні двигуни, однак залишається проблема високого акустичного випромінювання, яке генерує задній відкритий гвинтовентилятор.

Основи теорії триконтурних двигунів викладено в монографії Ю.М. Терещенко [11]. В роботі викладені питання теорії робочого процесу триконтурних двигунів (двоконтурних двигунів з турбовентиляторною приставкою), основи термодинамічного розрахунку. Наводиться приклад термодинамічного розрахунку турбовентиляторної приставки. Теоретичні розрахунки показують, що ефективність і економічність двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою зростає в порівнянні з двоконтурним двигуном без турбовентиляторної приставки. Однак в монографії робиться тільки акцент на проблему температурного перепаду в двохярусному робочому колесі. В роботі не розглядаються питання впливу турбінної частини турбовентиляторної приставки на параметри вентилятора.

В роботі [100] представлена методика оцінки статичної міцності двохярусної лопатки робочого колеса турбовентиляторної приставки. В роботі представлено результати досліджень для робочого колеса з двоярусними робочими лопатками із жароміцного сплаву. Для визначення поля температур в проточній частині турбовентиляторної приставки було використано чисельний експеримент. При розрахунках на міцність двоярусних робочих лопаток турбовентиляторної приставки, окрім урахування навантажень на розтяг і вигин відцентровими силами, вигин газовими силами, необхідно враховувати додаткові температурні напруження, які виникають внаслідок нерівномірного нагріву тіла лопаток. В роботі запропонована методика оцінки статичної міцності двоярусних лопаток робочого колеса турбовентиляторної приставки. Результати оцінки статичної міцності двоярусних лопаток робочого колеса

дозволяють уточнити розрахункові значення термогазодинамічних параметрів турбовентиляторної приставки.

В роботі [101] авторами представлено результати розрахункових досліджень температурного градієнта для двоярусної лопатки перспективного триконтурного двигуна (двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою). Показано, що застосування сучасних обчислювальних методів дозволяє моделювати складні деталі перспективних двигунів в термічно навантаженому стані.

Літературний огляд показує, що аеродинамічні характеристики досліджуваної конструкції робочого колеса турбовентиляторної приставки до теперішнього часу досліджені досить поверхнево і досліджень в цій області досить небагато. Отже, задачею даного етапу досліджень є оцінка впливу роботи турбінної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки на ступінь підвищення тиску у вентиляторній частині і температуру вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки.

Для вирішення цієї задачі необхідно спочатку отримати залежності досліджуваних параметрів без урахування впливу турбінного контуру.

Об'єктом дослідження є вентиляторна частина робочого колеса турбовентиляторної приставки. На рис.4.2 представлено тривимірну модель лопатковий вінець досліджуваної вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки.

Моделювання течії у вентиляторному контурі проводилось шляхом розв'язання системи рівнянь Нав'є-Стокса. Система рівнянь Нав'є-Стокса замикалась моделлю турбулентної в'язкості SST GammaThetaTransitional. Вибір та обґрунтування моделі турбулентної в'язкості та топології розрахункової сітки приведено у розділі 2.



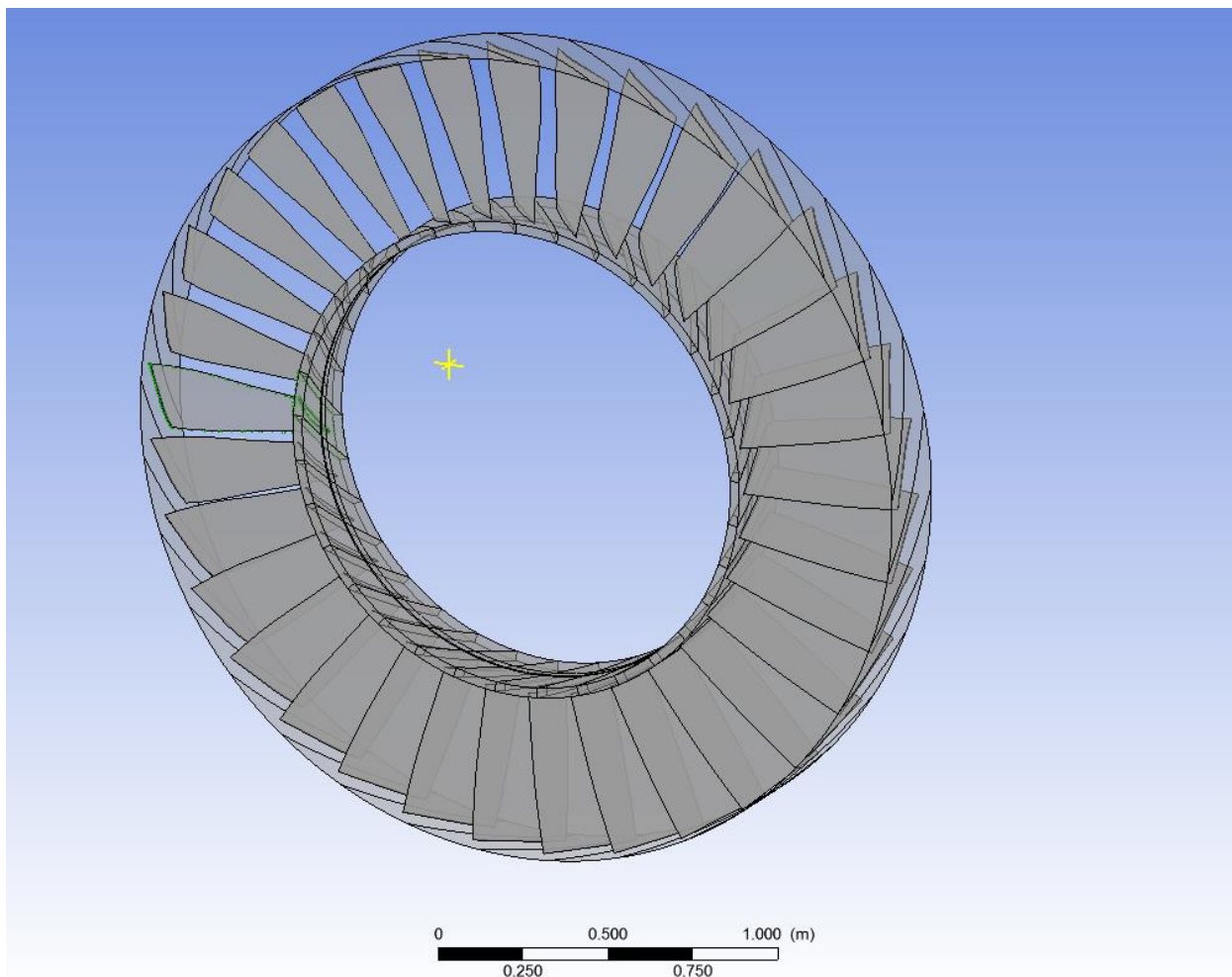


Рис. 4.2. Тривимірна модель лопаткового вінця досліджуваної вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки

Моделювання течії здійснювалось при різних режимах польоту: на висоті 11км, 9, км, 7км та 0 км при стандартних атмосферних умовах. Втулковий діаметр – 0,725м, периферійний діаметр – 1,22 м.

Першим етапом дослідження течії було моделювання обтікання вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки без урахування стискування робочого тіла. Наступним етапом дослідження течії було моделювання обтікання вентиляторної частини робочого колеса з урахуванням стискання робочого тіла. Корпус між турбінною та вентиляторною частиною задавався як адіабатична стінка.

За результатами моделювання течії у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки були отримані залежності ступеня підвищення

тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки  $\pi_{\text{в твп}}$  від коефіцієнта витрати на вході  $\bar{c}_a = c_a/u$  ( $c_a$  – осьова складова абсолютної швидкості,  $u$  – колова швидкість). На рис.4.3 і 4.4 представлено отримані залежності.

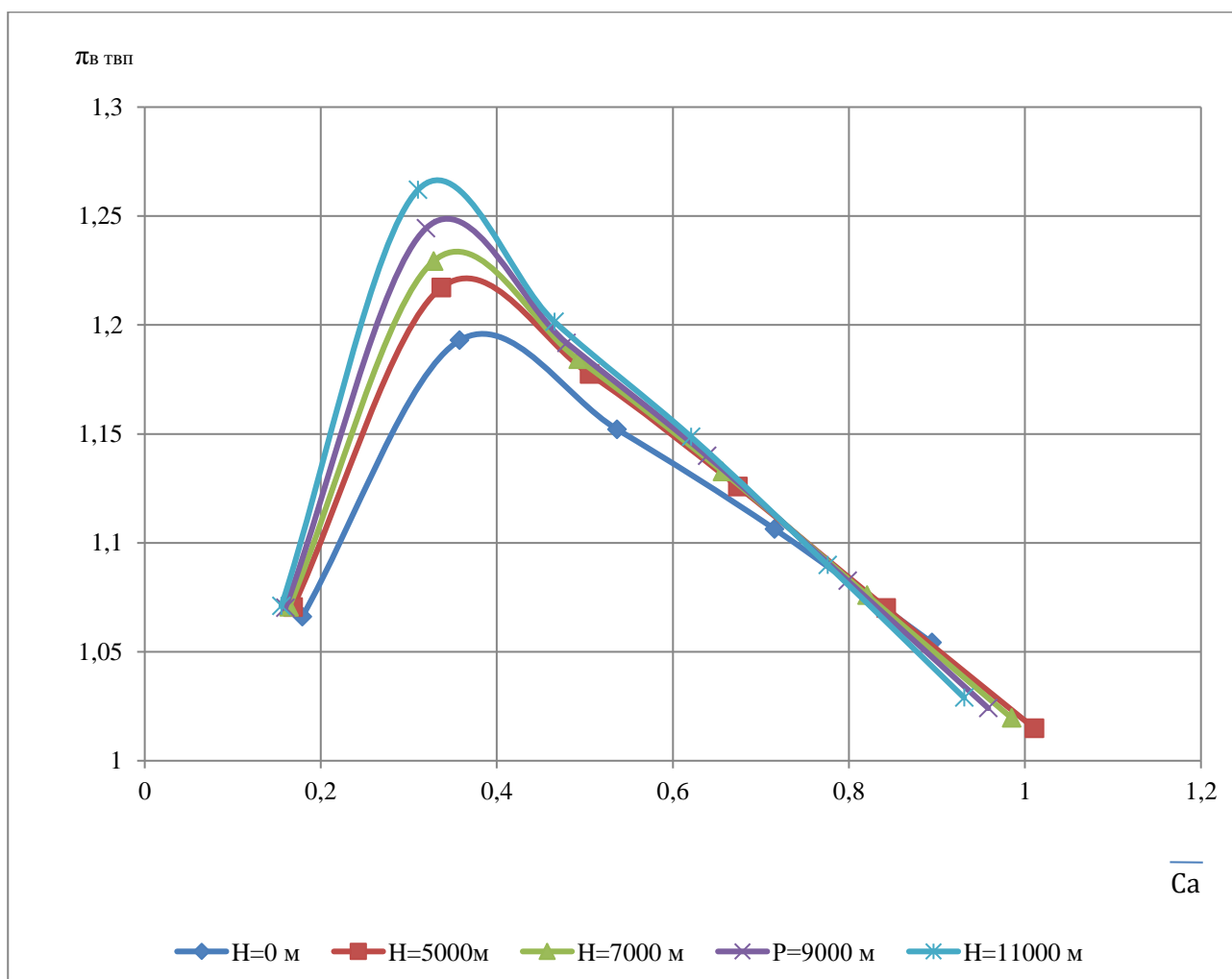


Рис.4.3. Залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході (розрахунок течії без урахування стискання робочого тіла)

Отримані характеристики вентиляторної частини турбовентиляторної приставки при розрахунку течії без урахування стискання робочого тіла і з урахуванням стискання робочого тіла показує, що при однаковій частоті обертання та коефіцієнту витрати на вході і висоті польоту, характеристики відрізняються за значеннями ступеня підвищення тиску. Максимальне значення ступеня підвищення тиску сягає 1,25...1,27. Діапазон роботи від  $\bar{c}_a=0,18$  до 1,07.

Також, можна відзначити, що при однаковій частоті обертання при збільшенні висоти польоту для однакових значень коефіцієнта витрати ступінь підвищення тиску зростає.

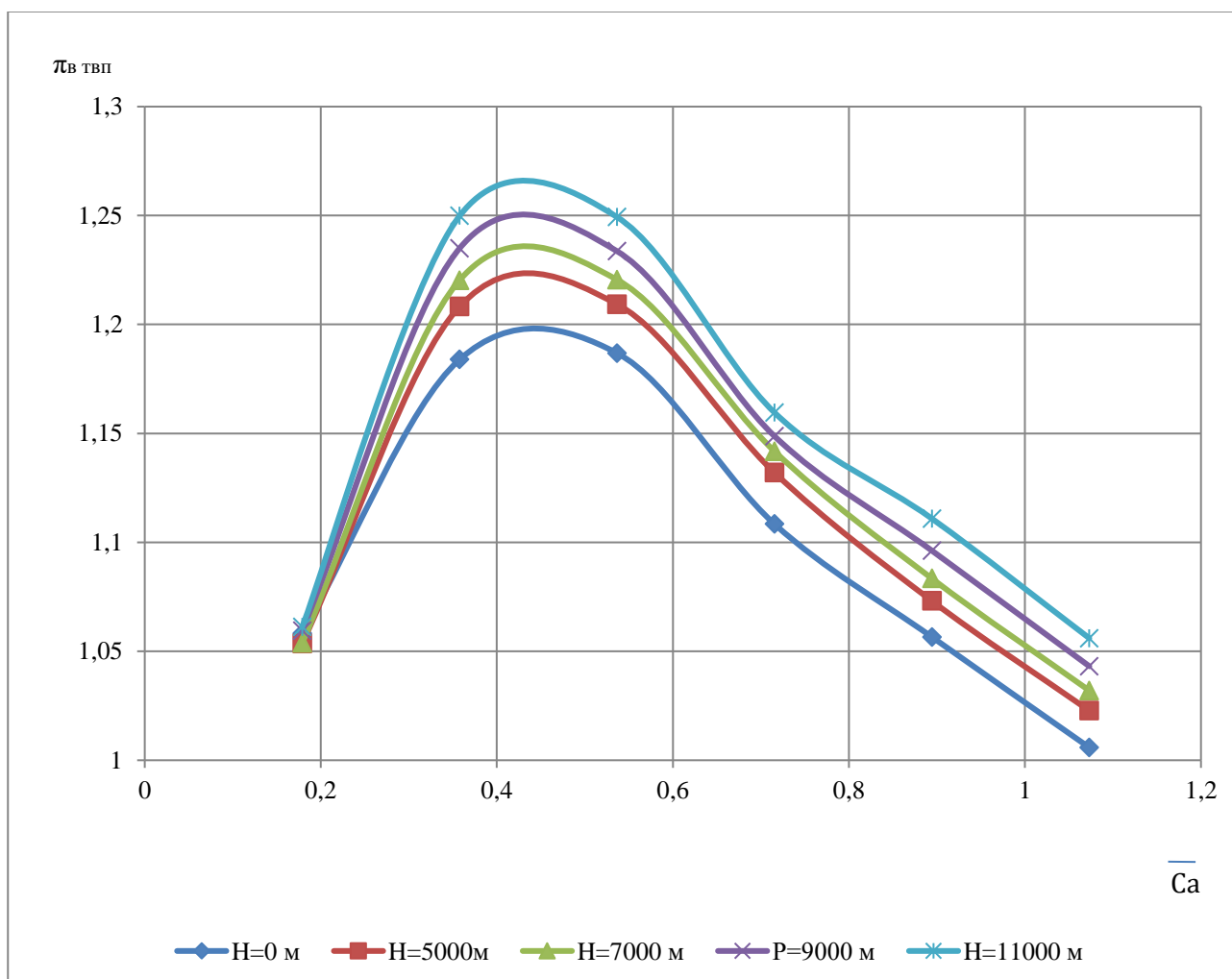


Рис.4.4. Залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході (розрахунок течії з урахуванням стискання робочого тіла)

На рис. 4.5-4.9 показано отримані залежності ступеня підвищення тиску від коефіцієнта витрати на вході для кожної висоти польоту. На графіках 4.5 -4.9 синім кольором позначено результати розрахунку течії у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки без урахування стискуваності робочого тіла, а червоним кольором – з урахуванням стискуваності робочого тіла.

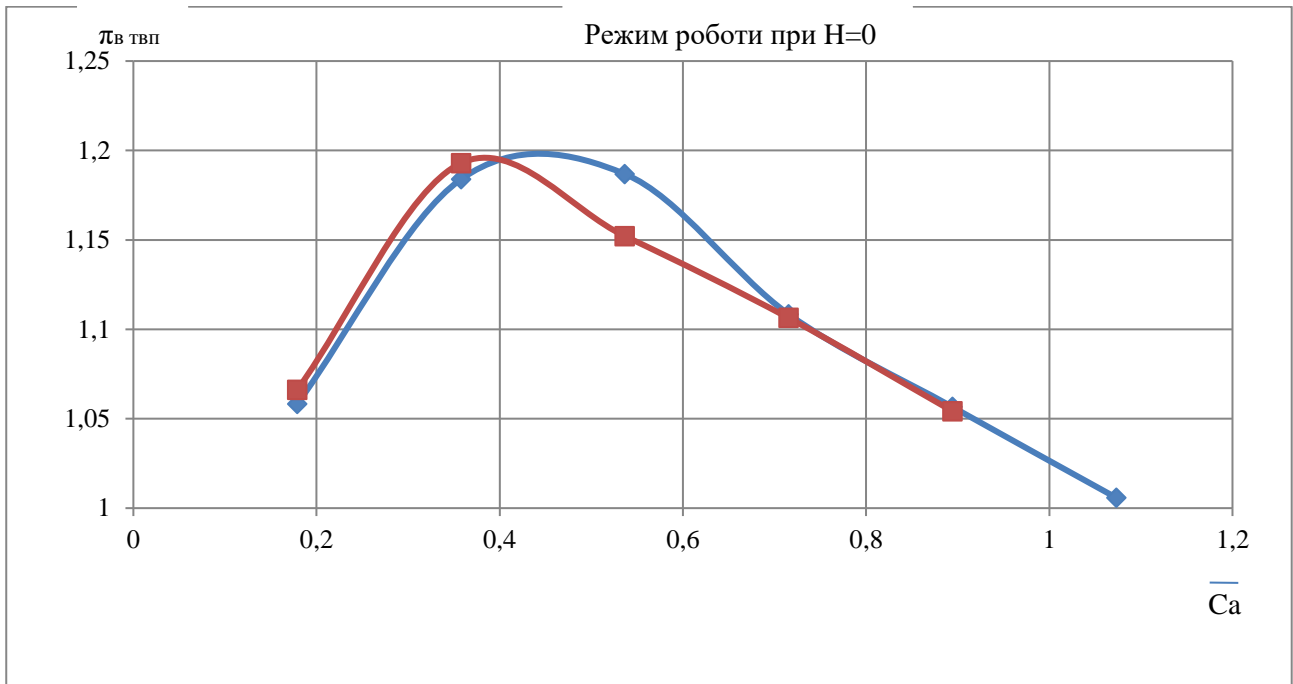


Рис.4.5. Залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході

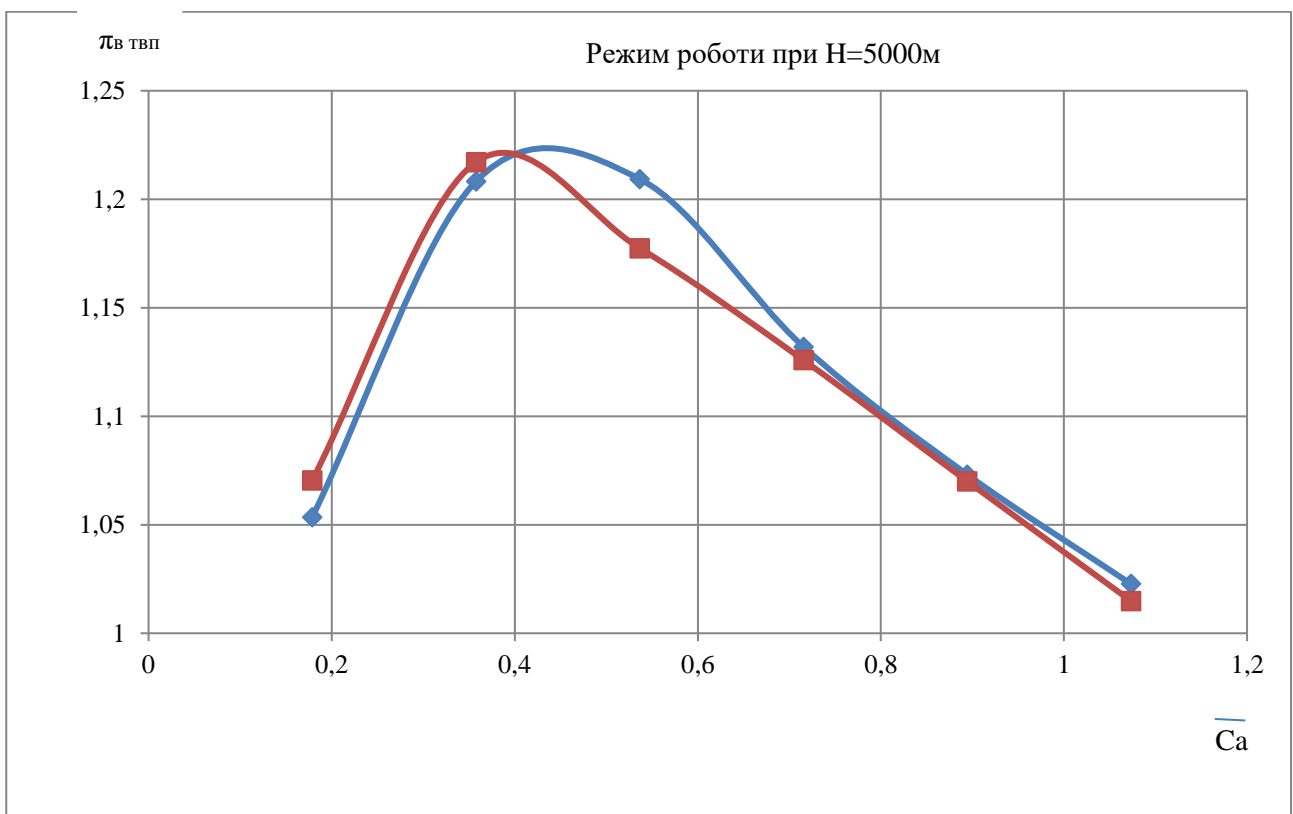


Рис.4.6. Залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході

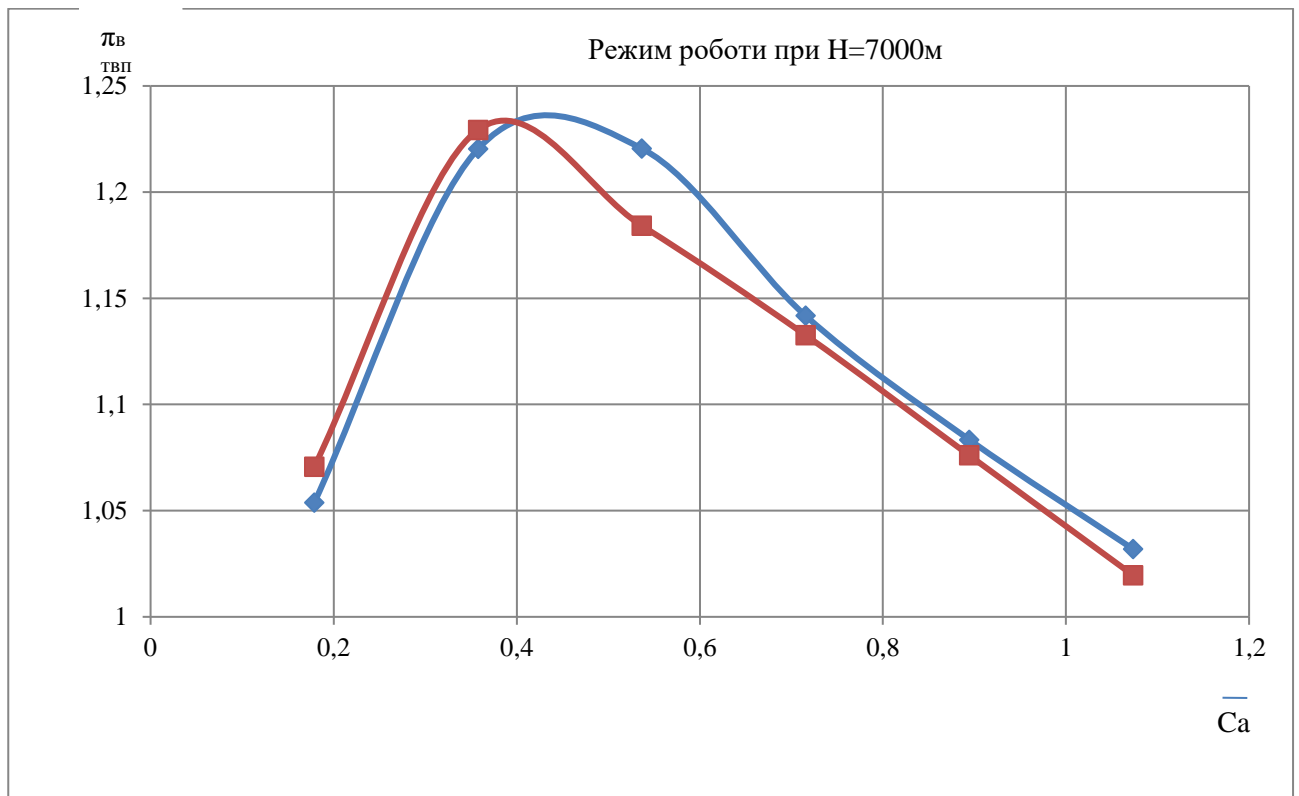


Рис.4.7. Залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході

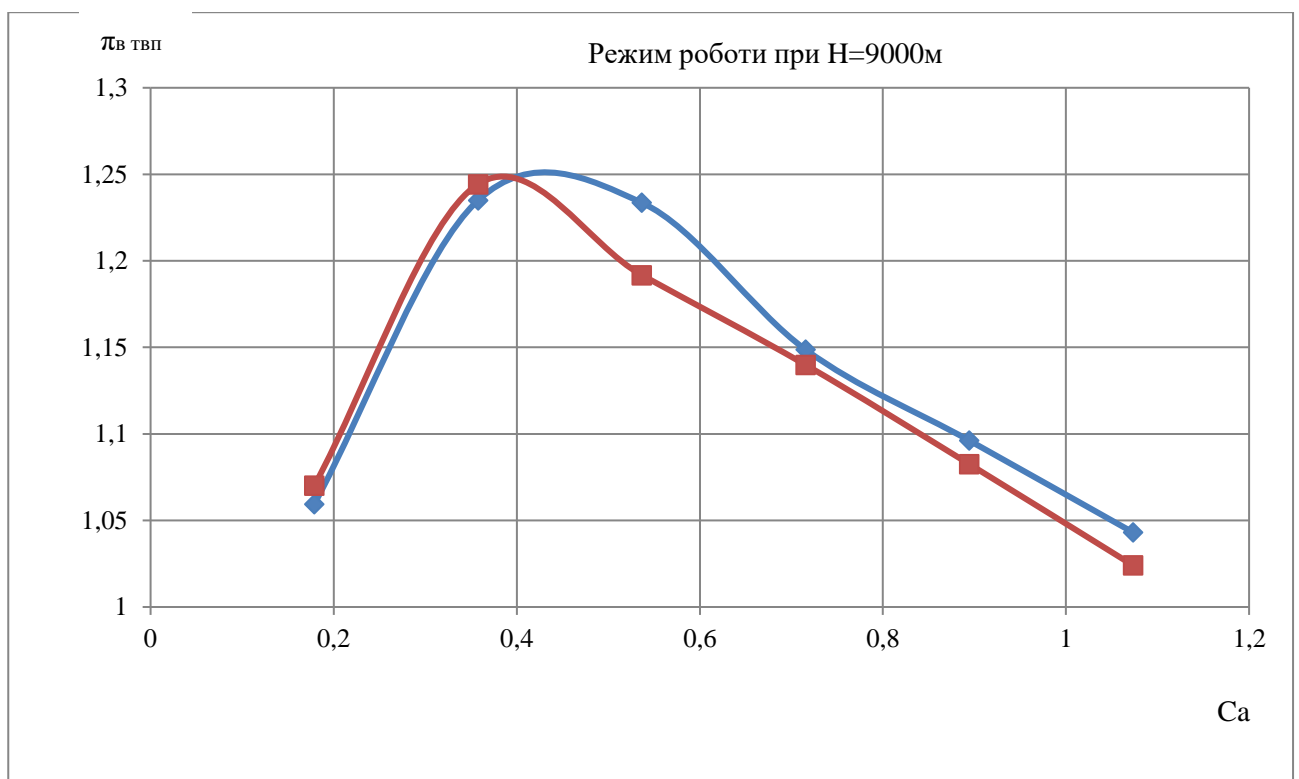


Рис.4.8. Залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході

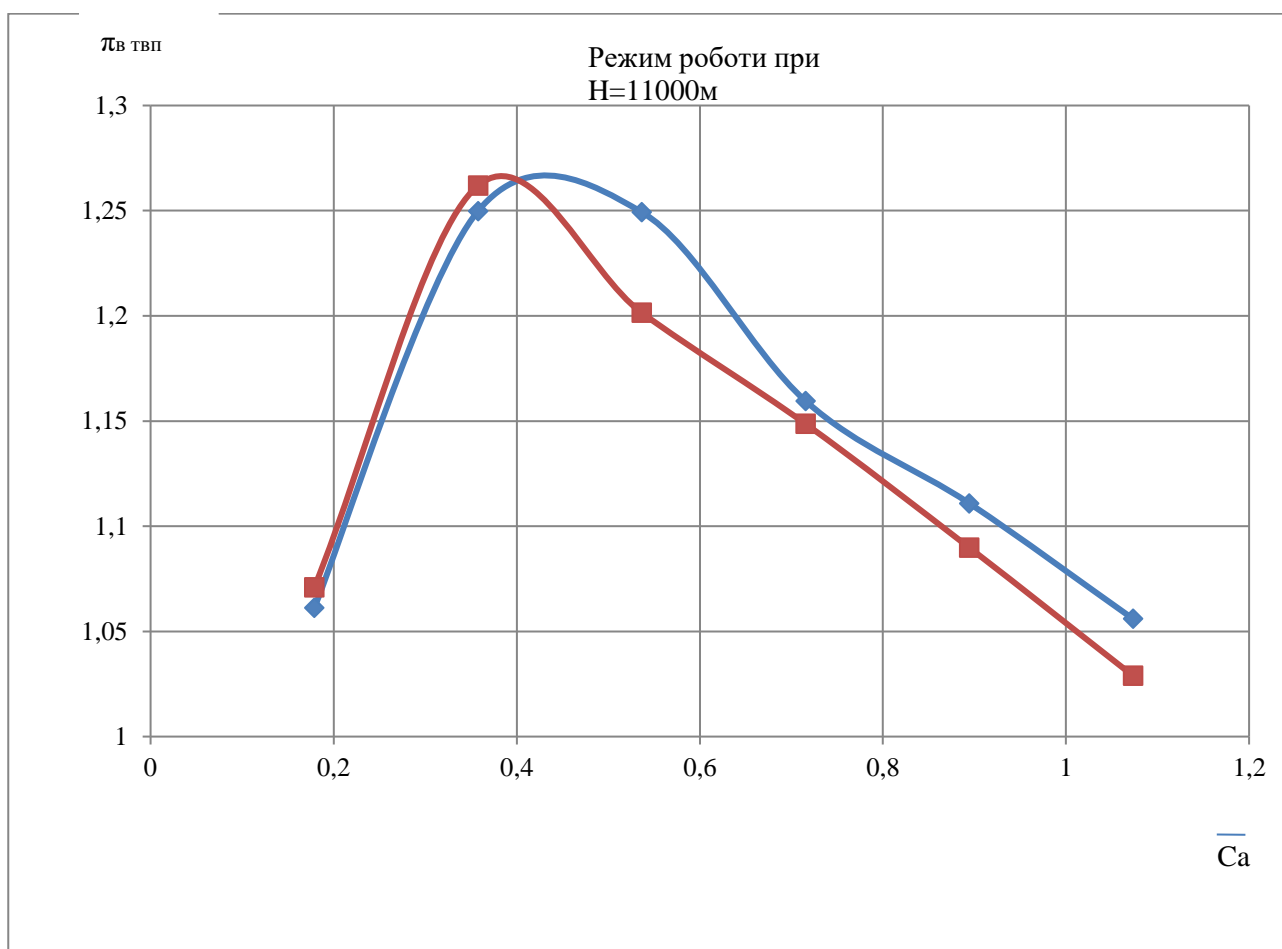


Рис.4.9. Залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході

Аналіз графіків на рис.4.4-4.8 показує, що суттєво відрізняються результати моделювання при режимі роботи з коефіцієнтом витрати 0,47...0,54. Також при режимі роботи до значень коефіцієнта витрати 0,31...0,35 при розрахунку без урахування стискуваності повітря значення ступеня підвищення тиску мають більше значення.

Однак більш коректно для даного режиму течії при розрахунку використовувати рівняння для урахування стискуваності робочого тіла.

Для подальшого дослідження течії у турбовентиляторній приставці буде використовуватися модель з урахуванням стискуваності робочого тіла.

#### **4.2. Вплив течії в турбінній частині турбовентиляторної приставки на течію у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки**

В підрозділі ставиться задача оцінити вплив течії в турбінній частині турбовентиляторної приставки на течію у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки.

З метою вирішення задачі було проведено моделювання течії з урахуванням стискуваності робочого тіла в робочому колесі турбовентиляторної приставки. Моделювання течії в робочому колесі турбовентиляторної приставки проводилось для режиму роботи при висоті польоту 0м, 9000м та 11000м, в діапазоні значень коефіцієнта витрати від  $\bar{c}_a=0,18$  до 1,07..

За результатами чисельного експерименту моделювання течії в робочому колесі турбовентиляторної приставки було побудовано залежність ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати. На рис. 4.10-4.12 представлено залежності ступеня підвищення тиску в вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки без урахування впливу турбінної частини і з урахуванням впливу турбінної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати для режиму роботи на висоті польоту  $H=0$  м,  $H=9000$ м,  $H=11000$ м.

Проаналізувавши отримані результати, можна дійти до висновку, що течія гарячих газів турбінної частини робочого колеса впливає на течію у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки. Наявність турбінної частини призводить до погіршення характеристики вентиляторної частини. Ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2...4,8%.

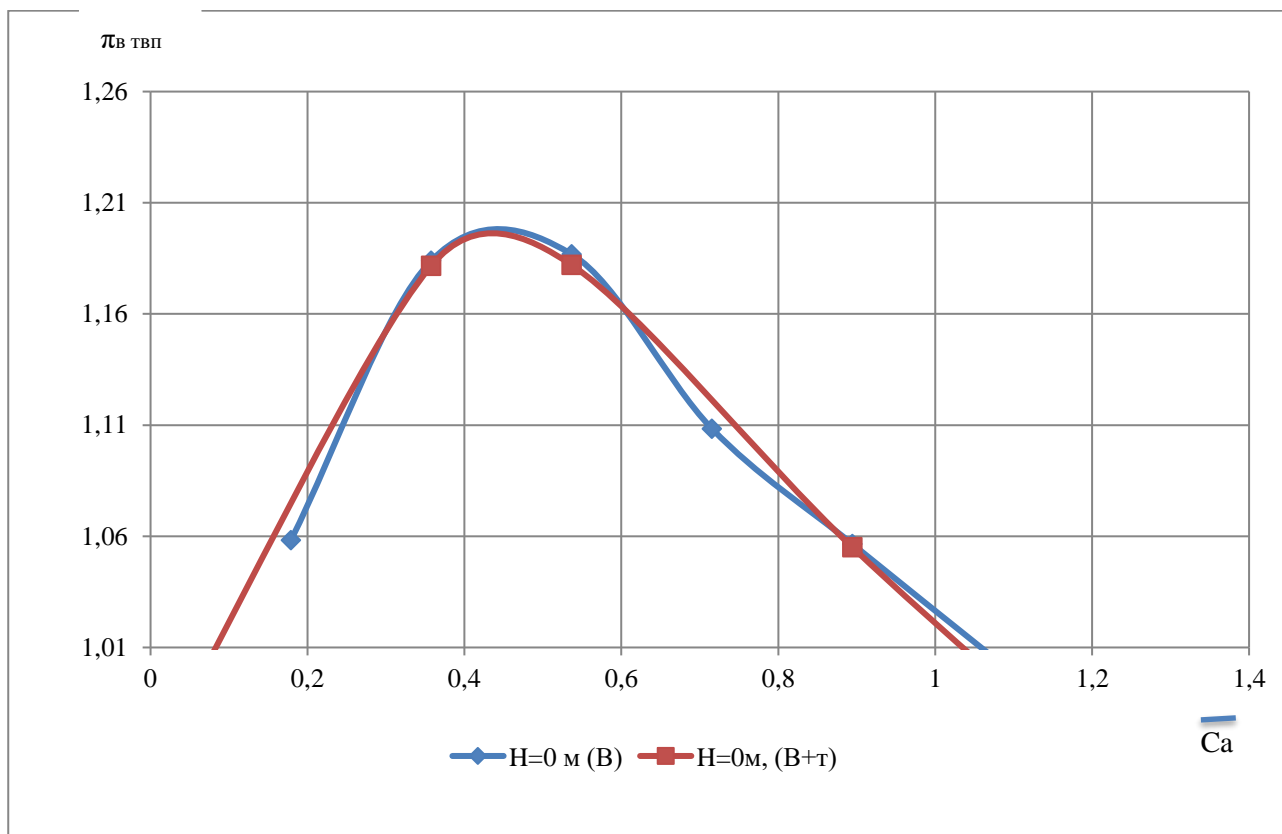


Рис.4.10. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході,  $H=0\text{м}$

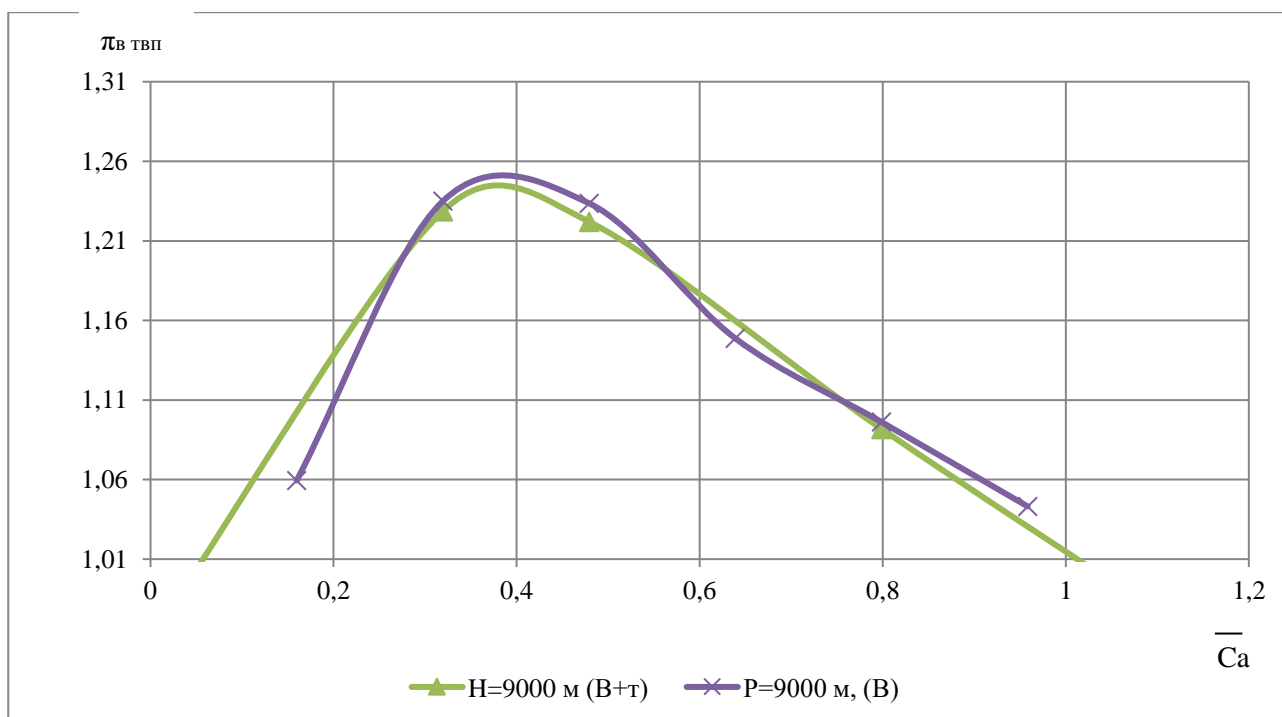


Рис.4.11. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході,  $H=9000\text{м}$



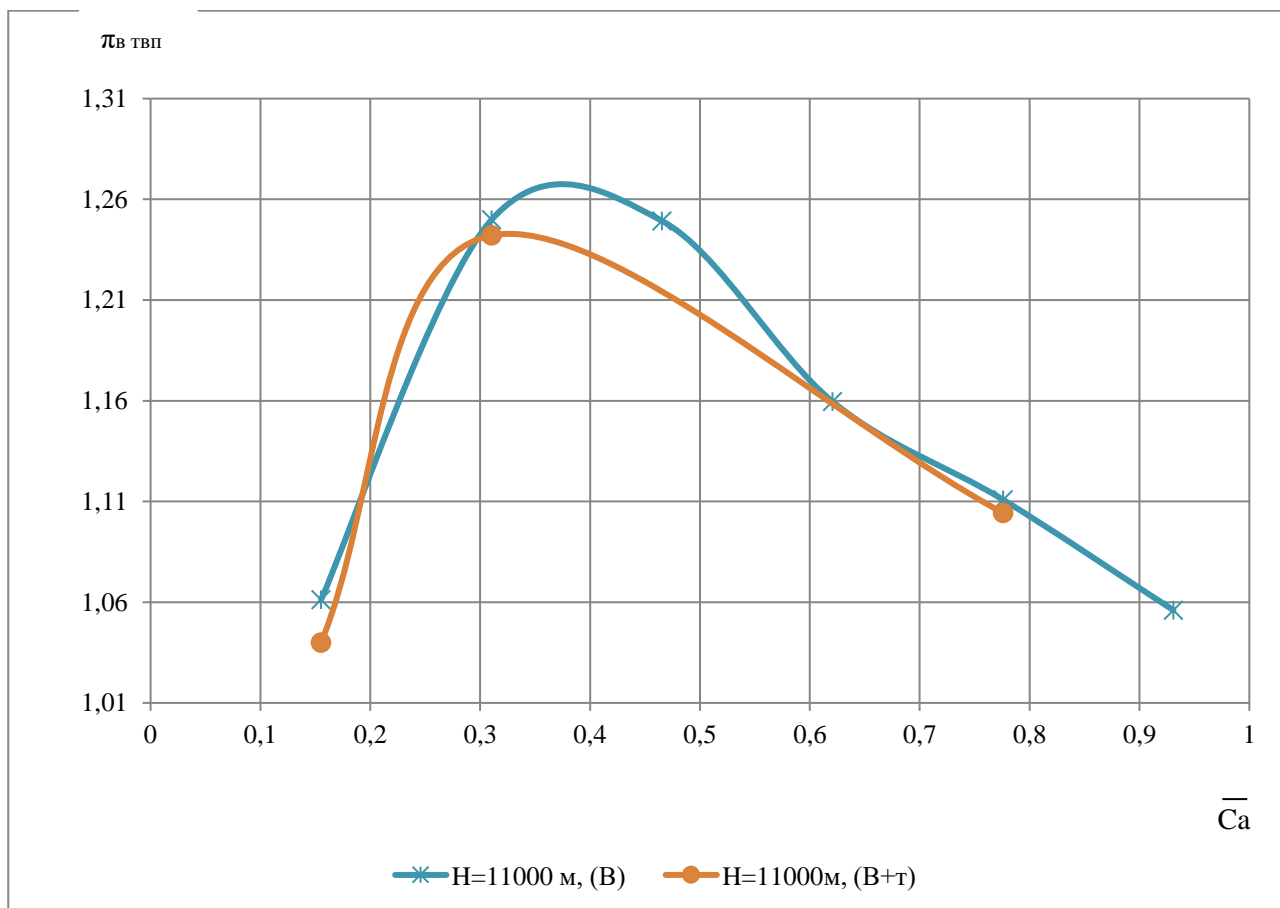


Рис.4.12. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході,  $H=11000\text{м}$

Для режиму роботи на висоті польоту  $H=0\text{м}$  вплив течії в турбінній частині на вентиляторну частини найменший і варіюється в межах до 0,5% в розглянутому діапазоні швидкостей.

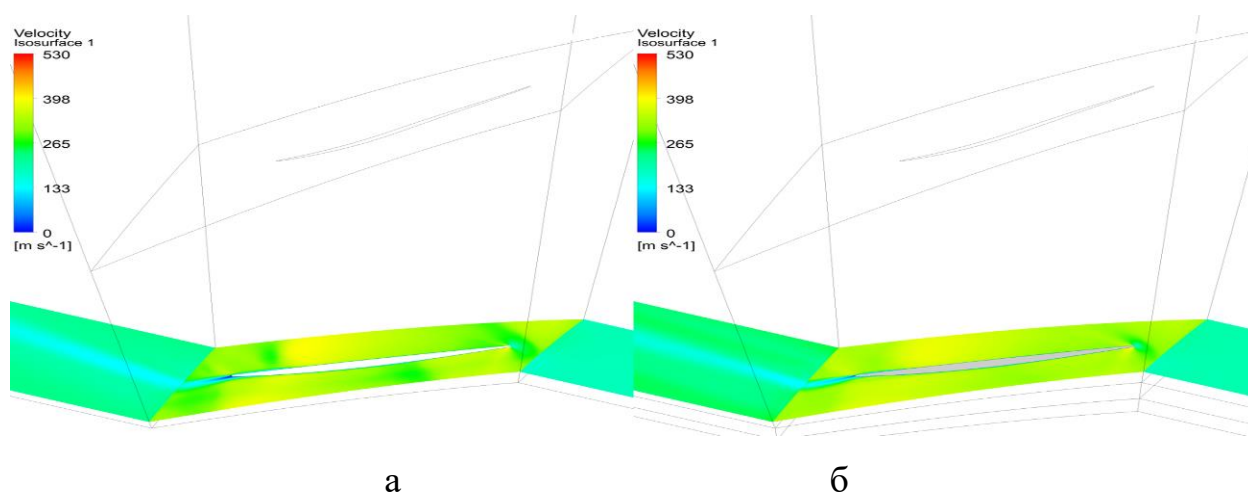
Для режиму роботи на висоті польоту  $H=9000\text{м}$  вплив течії гарячих газів в турбінній частині на холодне повітря у вентиляторній частини вже більш суттєвий, ніж при нульовій висоті польоту і варіюється в межах до 1% в розглянутому діапазоні швидкостей.

Для режиму роботи на висоті польоту  $H=11000\text{м}$  вплив течії гарячих газів в турбінній частині на холодне повітря у вентиляторній частини є найсуттєвіший, ніж при нульовій висоті польоту і висоті 9км і варіюється в межах до 4,8% в розглянутому діапазоні швидкостей.

Різниця впливу течії гарячих газів в турбінній частині на течію у вентиляторній частині частково можна пояснити за рахунок суттєвої зміни температури повітря у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки, яка на висоті 0м дорівнює  $15^{\circ}\text{C}$ , а на висоті 11км становить  $-56,35^{\circ}\text{C}$ .

Візуально порівняти характер обтікання можна за допомогою поля швидкості в міжлопатковому каналі вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки без впливу течії в турбінній частині і з впливом течії в турбінній частині турбовентиляторної приставки.

На рис.4.12 – 4.16 представлено візуалізацію обтікання в вентиляторній частині турбовентиляторної приставки без урахування впливу турбінної частини турбовентиляторної приставки та з урахуванням впливу турбінної частини турбовентиляторної приставки.



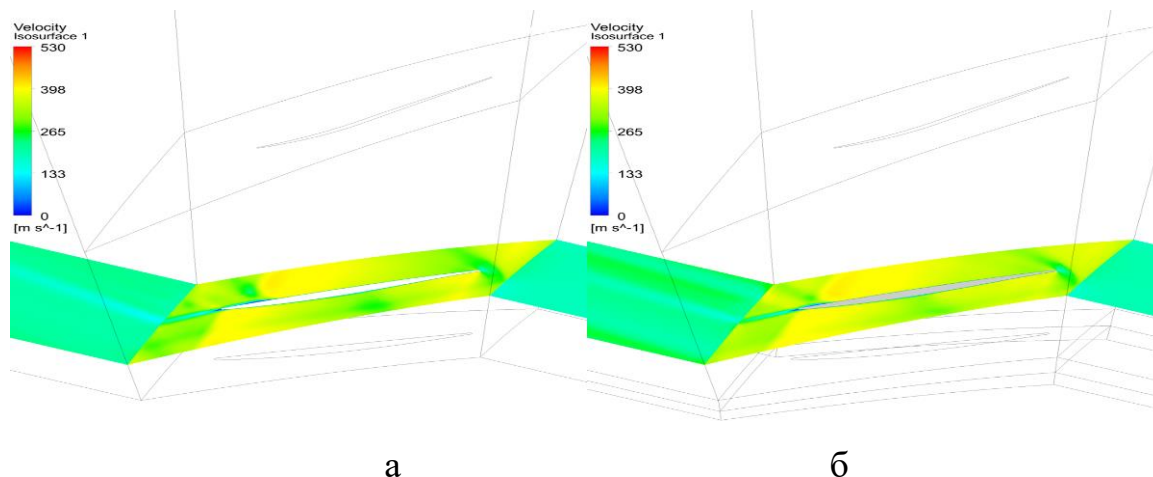
а – течія у вентиляторній частині без впливу течії в турбінній частині

б – течія у вентиляторній частині з впливом течії в турбінній частині

Рис.4.12. Поле швидкостей в міжлопатковому каналі у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки на діаметрі  $D=0,75\text{м}$

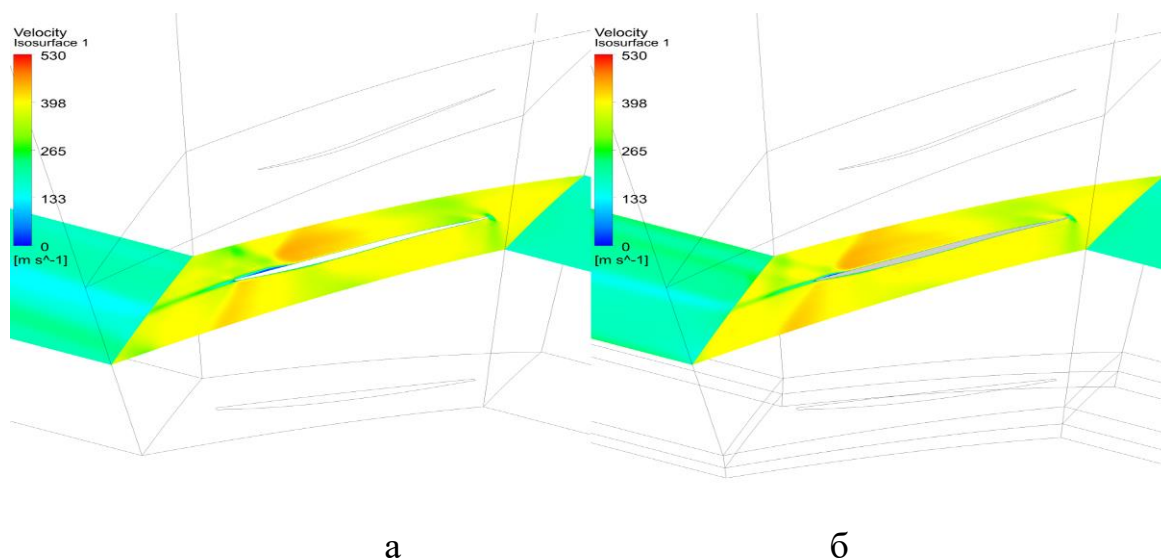
Обтікання у втулочній частині вентилятора без впливу течії в турбінній частині супроводжуються вторинними втратами та втулочним вихорем, який візуалізується зоною синього кольору. Наявність вторинних втрат веде до погіршення ККД. При оцінці ефективності вентилятора важливо враховувати такі фактори як вторинні втрати та наявність втулочного вихору. Важливо, що

при аналізі течії у вентиляторній частині з впливом течії в турбінній частині, синя зона зникає, тобто можна стверджувати, що при температурному впливі гарячих газів турбінного контуру вторинні втрати будуть зменшуватися і інтенсивність втулочного вихора теж буде мати тенденцію до зменшення.



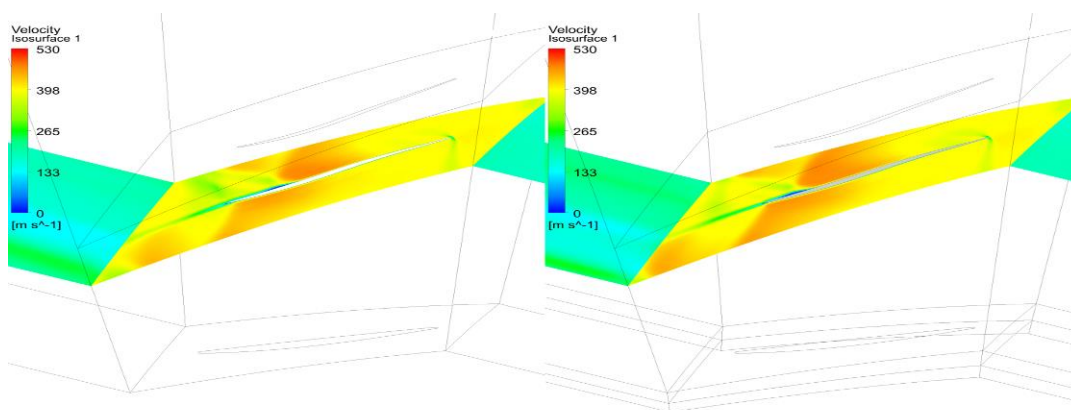
- а – течія у вентиляторній частині без впливу течії в турбінній частині  
 б – течія у вентиляторній частині з впливом течії в турбінній частині

Рис.4.13. Поле швидкостей в міжлопатковому каналі у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки на діаметрі  $D=0,85\text{м}$



- а – течія у вентиляторній частині без впливу течії в турбінній частині  
 б – течія у вентиляторній частині з впливом течії в турбінній частині

Рис.4.14. Поле швидкостей в міжлопатковому каналі у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки на діаметрі  $D=1,0\text{м}$



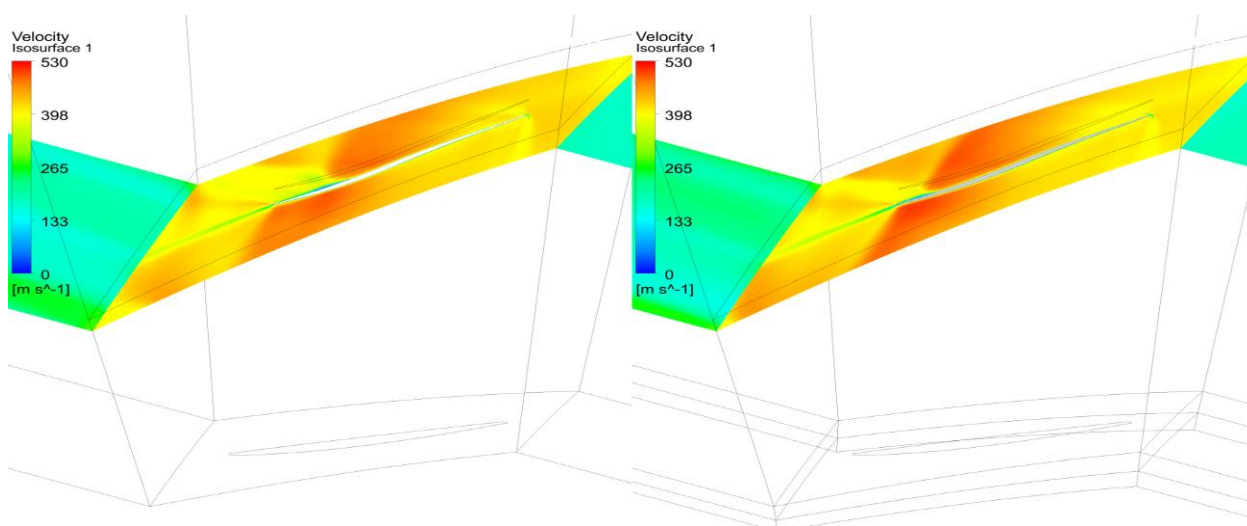
а

б

а – течія у вентиляторній частині без впливу течії в турбінній частині

б – течія у вентиляторній частині з впливом течії в турбінній частині

Рис.4.15. Поле швидкостей в міжлопатковому каналі у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки на діаметрі  $D=1,1\text{м}$



а

б

а – течія у вентиляторній частині без впливу течії в турбінній частині

б – течія у вентиляторній частині з впливом течії в турбінній частині

Рис.4.16. Поле швидкостей в міжлопатковому каналі у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки на діаметрі  $D=1,2\text{м}$

Аналіз візуалізації обтікання показує відмінність у характері обтікання двох розглянутих випадків обтікання вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки. Тобто потік гарячих газів з турбінної частини

двоярусної лопатки впливає на розподіл швидкості від втулочної частини лопатки до 50% по висоті лопатки вентиляторного контуру. При проведенні оцінки ефективності можна стверджувати, що вторинні втрати вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки будуть менші за рахунок підігріву, збільшенню температури потоку у примежовому шарі. Це дозволить позитивно впливати на таке негативне явища як втулочний вихор.

Наприклад, на рис.4.15 чітко видно, що за лопаткою зона нульової швидкості в сліді практично зникла у випадку розрахунку течії з урахуванням впливу течії гарячих газів в турбінній частині двоярусного робочого колеса. Це можна пояснити тим, що має місце нагрів лопатки вентиляторного контуру від лопатки турбінного контуру. Підвищення температури сприяє інтенсифікації енергії примежового шару навколо нижньої частини лопатки вентиляторного контуру. Тобто товщина примежового шару зменшується за рахунок підвищення швидкості в цій зоні. Однак на діаметрі  $D=1,2$  м цей ефект вже зникає.

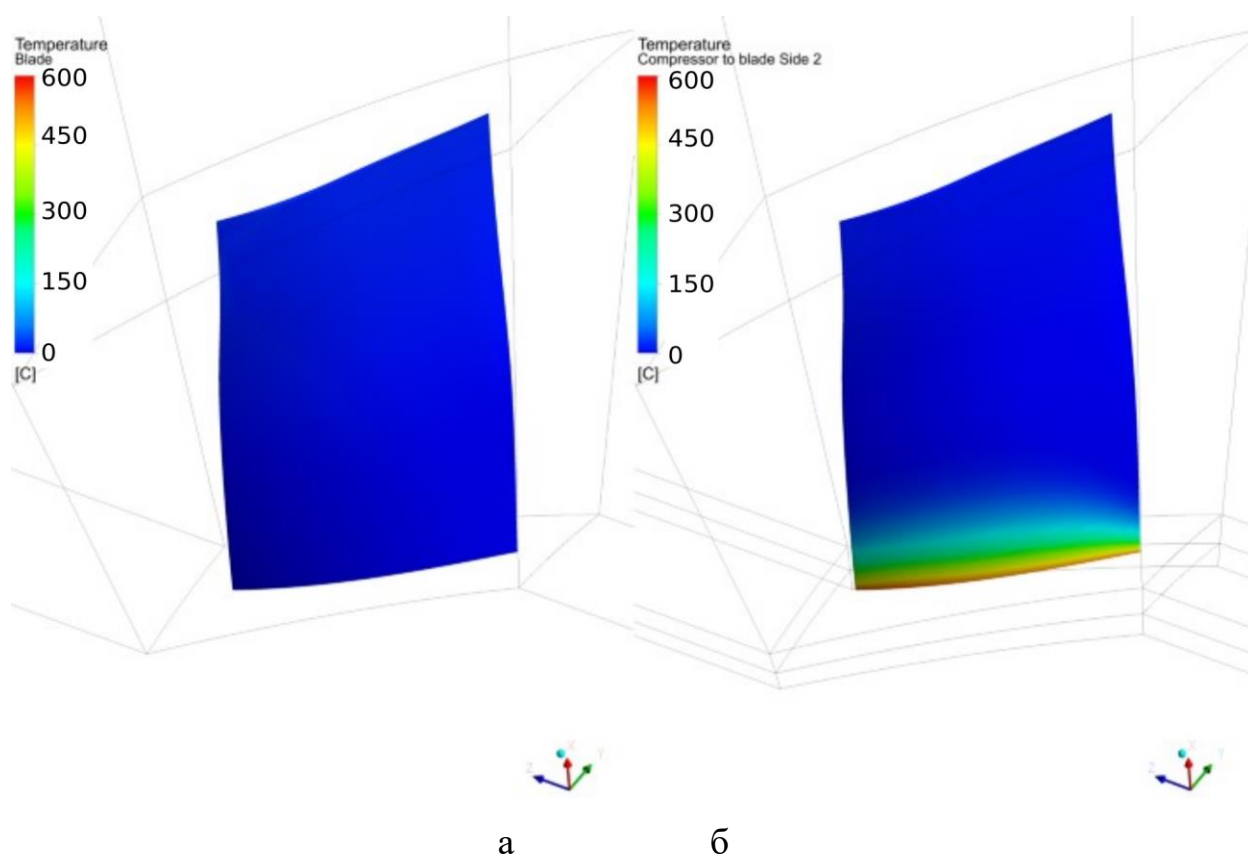
### **4.3. Вплив течії гарячих газів в турбінній частині робочого колеса на нагрів вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки**

Результати дослідження течії в двоярусному робочому колесі турбовентиляторної приставки показали, що гарячі гази в турбінному контурі впливають на характер обтікання у вентиляторному контурі. Течія в турбінному контурі інтенсифікує енергію в примежовому шарі на лопатці робочого колеса вентиляторного контуру на 50% по висоті.

В даному підрозділі ставиться задача оцінити вплив течії гарячих газів в турбінній частині робочого колеса на нагрів вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки.

З метою вирішення поставленої задачі проаналізуємо візуалізацію розподілу температури на двоярусному робочому колесі.

На рис.4.17 для прикладу показано розподіл температури на поверхні лопатки вентиляторного контуру без урахування впливу гарячих газів від турбінного контуру і з урахуванням температурного нагріву. Для порівняння на рис.4.17 для двох випадків надано одну шкалу. Можна побачити, що в розглянутому випадку поверхня вентиляторної частини двоярусної лопатки під дією температурного нагріву від турбінної частини нагрівається приблизно на 10% по висоті лопатки. У випадку моделювання течії в вентиляторній частині двоярусної лопатки без впливу гарячих газів нагріву поверхні лопатки не відбувається (рис.4.17, а).



а- Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру без урахування впливу гарячих газів від турбінного контуру; б - Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахування температурного впливу від турбінного контуру

Рис.4.17. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру

З метою більш глибокого розуміння впливу гарячих газів турбінного контуру на нагрів поверхні лопатки вентиляторний контуру, розглянемо візуалізацію температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру для наступних режимів: висота польоту  $H=0\text{м}$ ,  $H=9000\text{м}$  при числі Маха на вході  $M=0,2$ ;  $M=0,3$ ;  $M=0,5$ . Розподіл температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру зображено на рис. 4.18-4.23.

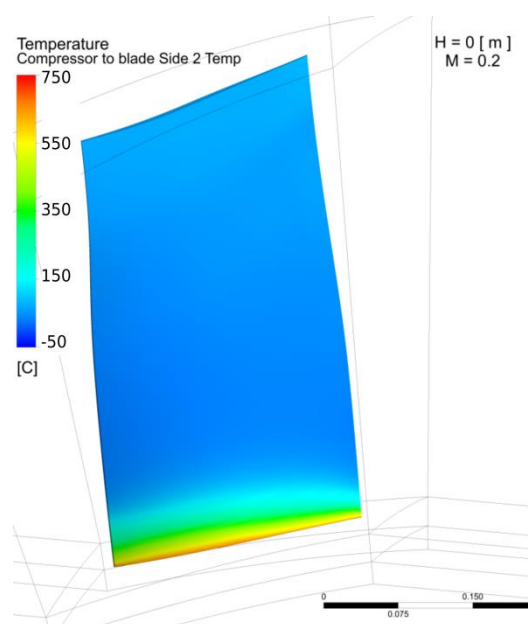


Рис.4.18. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахуванням температурного впливу від турбінного контуру при режимі роботи  $H=0$ ,  $M=0,2$

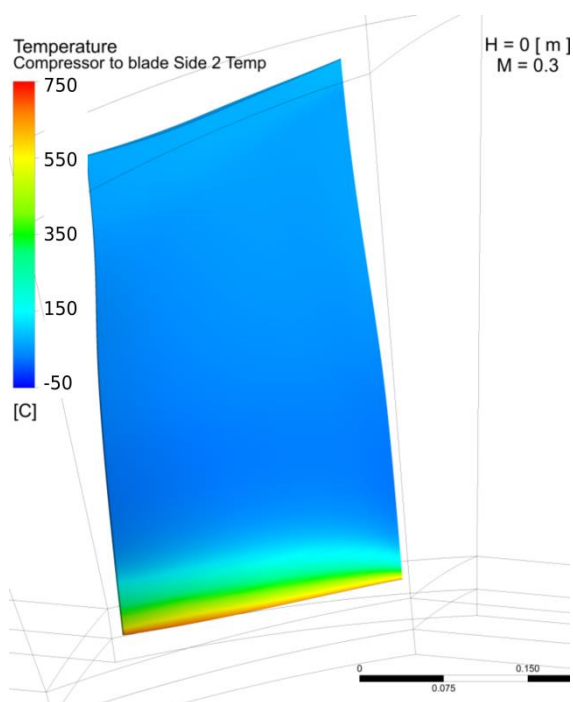


Рис.4.19. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахуванням температурного впливу від турбінного контуру при режимі роботи  $H=0$ ,  $M=0,3$

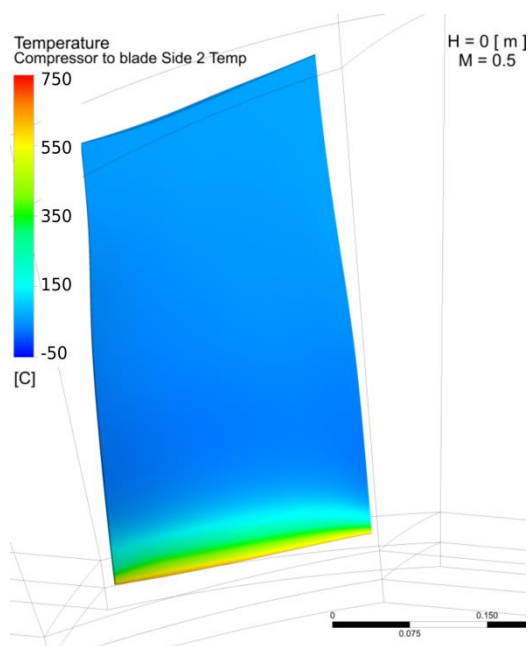


Рис.4.20. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахуванням температурного впливу від турбінного контуру при режимі роботи  $H=0$ ,  $M=0,5$



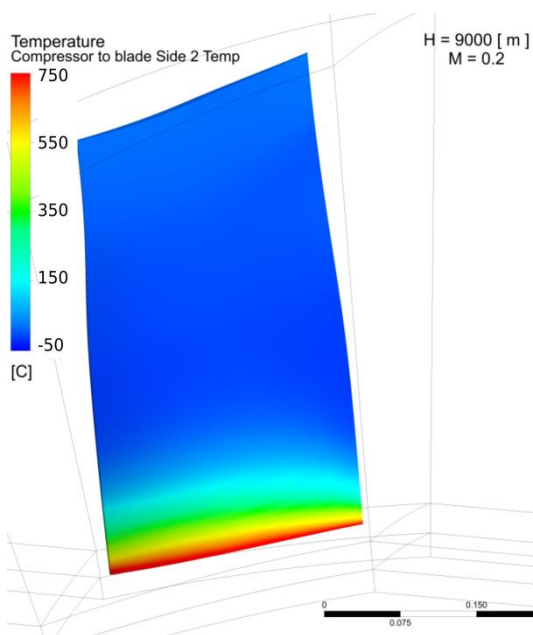


Рис.4.21. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахуванням температурного впливу від турбінного контуру при режимі роботи  $H=9000\text{м}$ ,  $M=0,2$

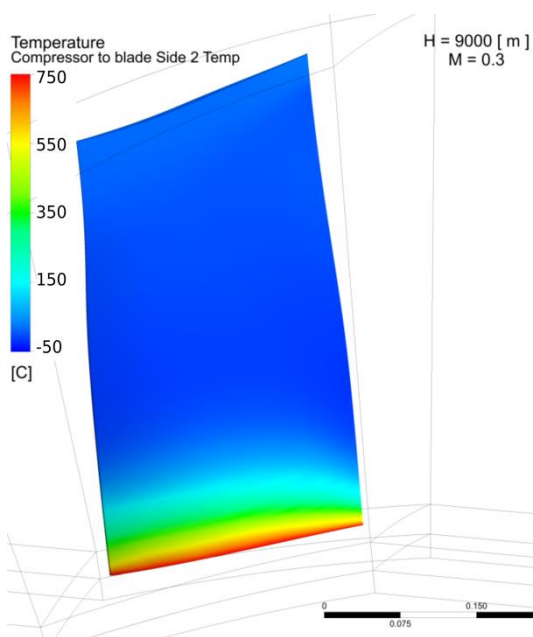


Рис.4.22. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахуванням температурного впливу від турбінного контуру при режимі роботи  $H=9000\text{м}$ ,  $M=0,3$

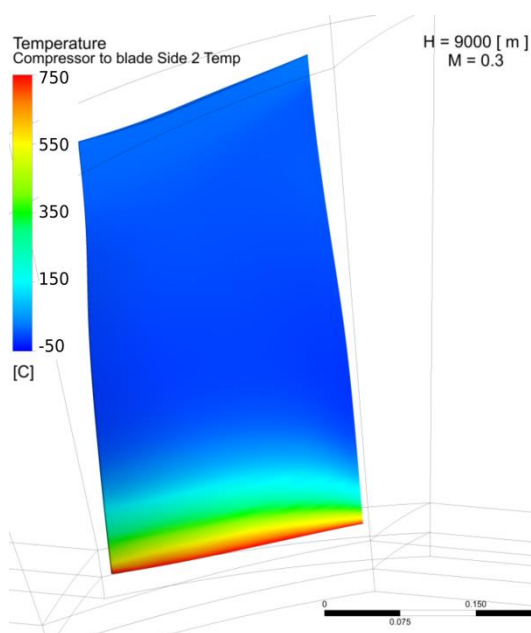


Рис.4.23. Візуалізація розподілу температурного поля на поверхні лопатки вентиляторного контуру з урахуванням температурного впливу від турбінного контуру при режимі роботи  $H=9000\text{м}$ ,  $M=0,5$

Аналіз візуалізації температурного поля для режиму роботи на висоті 0км та 9км показує, що є відмінність у температурному нагріві поверхні лопатки. Але зберігається тенденція щодо області нагріву – втулкова частина. При режимі роботи  $H=0\text{м}$  спостерігається діапазон нагріву поверхні лопатки у втулковій частині від  $600^{\circ}\text{C}$  до  $15^{\circ}\text{C}$  (рис.4.18-4.20). В той же час, при режимі роботи двигуна на висоті 9000м температура поверхні лопатки зростає до  $750^{\circ}\text{C}$  і поступово зменшується до  $-50^{\circ}\text{C}$  (4.21-4.23).

Таким чином, можна констатувати, що при роботі турбовентиляторної приставки відбувається досить суттєвий температурний вплив на втулкову частину лопатки вентиляторного контуру. Цей вплив буде супроводжуватись температурними навантаженнями і потребує подальших досліджень на міцність.

## Висновки за розділом

В розділі проведено оцінку впливу робочого процесу турбінної частини турбовентиляторної приставки на робочий процес вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Представлено результати моделювання течії в двохярусному робочому колесі турбовентиляторної приставки при різних режимах роботи: на висоті 11 км, 9, км, 7 км та 0 км при стандартних атмосферних умовах.

Отримані залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході без урахування впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки.

Отримано залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході з урахуванням впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що течія гарячих газів впливає на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі.

Наявність газової турбіни (турбінної частини) призводить до погіршення характеристики вентилятора (вентиляторної частини). Ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2...4,8%. Найбільший вплив проявляється на режимі роботи  $H=11$  км.

Візуалізація поля швидкості течії у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки показала, що при роботі турбінного контуру характер обтікання в вентиляторній частині змінюється приблизно на 50% висоти лопатки. Підвищення температури сприяє інтенсифікації енергії примежового шару навколо нижньої частини лопатки вентиляторного контуру, що позитивно впливає на зменшення нульових зон швидкості при обтіканні. При проведенні оцінки ефективності можна стверджувати, що вторинні втрати вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки будуть менші за рахунок підігріву, збільшенню температури потоку у примежовому шарі. Це дозволить позитивно впливати на таке негативне явища як втулочний вихор.

Проведено оцінку впливу течії гарячих газів в турбінній частині робочого колеса на нагрів вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки. Результати дослідження показали, що при роботі турбовентиляторної приставки відбувається досить суттєвий температурний вплив на втулкову частину лопатки вентиляторного контуру. Цей вплив буде супроводжуватись температурними навантаженнями і потребує подальших досліджень на міцність.

Результати даного розділу представлено в роботах автора [102, 103].

## РОЗДІЛ 5

### МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНІЙ ПРИСТАВЦІ З УРАХУВАННЯМ ВПЛИВУ ПРИМЕЖЕВОВОГО ШАРУ НА ПОВЕРХНІ МОТОГОНДОЛИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА

#### **5.1. Постановка задачі дослідження впливу мотогондоли газогенератора на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки**

Зазвичай, в конструкції ТРДД є вузол вентилятора, який розташований в передній частині двигуна. Повітряний потік попадає на вхід у вентилятор із атмосфери. Така схема двигунів досить розповсюджена і має досить високі експлуатаційні характеристики. Але недоліками розташування вентилятора перед газогенератором є те, що кінематика потоку за вентилятором носить суттєвий вплив на роботу газогенератора.

При роботі вентилятора в умовах зриву потоку при обтіканні можуть з'являтися зривні зони, які будуть обертатися разом із ротором вентилятора та впливати на погіршення кінематики течії у наступних ступенях компресора, будуть погіршуватися ККД за рахунок збільшення гідравлічних втрат (вторинні втрати, профільні і т.д.). Також при роботі в умовах зриву можуть бути зриви на окремих лопатках, може виникати явище втулочного вихору, що призведе до зниженої швидкості у сліді за вентилятором і вплине на течію у міжлопаткових каналах наступних ступенів компресорів на окремих лопатках течія буде поступати не під оптимальним кутом атаки. Це, в свою чергу призведе до погіршення характеристики компресора і може визвати помпаж компресора.

Розташування вентилятора за схемою двигуна з турбовентиляторною приставкою дозволить позбутися впливу на течію у газогенераторі, що позитивно вплине на характеристики газогенератора. Однак, перед вентилятором турбовентиляторної приставки буде розташовано мотогондолу, яка, можливо, буде впливати на характеристику турбовентиляторної приставки.

На сьогоднішній день, нажаль, досліджень характеристик двигунів з турбовентиляторною приставкою досить обмежена кількість. Питання впливу мотогондоли на течію у вентиляторі турбовентиляторної приставки було досліджено в роботі [104] тільки аналітичним шляхом. В роботі [105] авторами було проведено модельний експеримент, який виявив суттєвий вплив примежового шару на мотогондолі на течію у вентиляторі турбовентиляторної приставки, але головний недолік цього експерименту є те що, він проводився на моделях, які в 10-20 разів менше, ніж реальний двигун. Також в роботі [106] було проведено чисельний експеримент на повнорозмірній моделі мотогондоли. Модель мотогондоли складала 2,5 м, дослідження проводились при числах Маха  $M=0,3 \dots 0,8$ . Дослідження показали, що товщина витіснення примежового шару складає 8...11 мм. Але при цьому не враховувалась робота вентиляторної частини турбовентиляторної приставки. Досліджувались тільки характеристики примежового шару на мотогондолі, при цьому робота турбовентиляторної приставки не враховувалась.

Дослідження, які представлені в роботі [106] показують, що відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли може привести до досить суттєвого зниження профільного опору циліндричної мотогондоли на 15...60% при максимальному значенні коефіцієнту вдуву, при значеннях подовження мотогондоли газогенератора 3 та 6, при ступені двоконтурності від 2 до 8 та при відносній довжині газогенератора 0,8 та 0,4. З даних досліджень можна зробити висновок, що примежовий шар, який утворюється на поверхні мотогондоли досить суттєво впливає на аеродинамічний опір.

Також, слід відмітити, що автор наводить результати аналітичних досліджень [106], в яких показано, що примежовий шар, який утворюється на поверхні мотогондоли впливає на створення реактивної тяги вентиляторною частиною турбовентиляторної приставки. Так, при подовженні мотогондоли газогенератора 3 та діапазоні ступеня двоконтурності 2...8 тяга вентиляторного контуру зменшується на 6...2,5%. При подовженні мотогондоли газогенератора 6 та діапазоні ступеня двоконтурності 2...8 тяга вентиляторного контуру

зменшується на 15...10%. Але всі дослідження проведені аналітичним шляхом, що є суттєвим недоліком таких досліджень. Отже, питання впливу мотогондоли на роботу турбовентиляторної приставки потребує подальших досліджень експериментальним шляхом за допомогою чисельного експерименту.

В даному розділі будуть вирішені наступні задачі:

1. Дослідження впливу примежевого шару на поверхні мотогондоли газогенератора на зміну ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі без урахування впливу газової турбіни турбінного контуру турбовентиляторної приставки.
2. Дослідження впливу примежевого шару на поверхні мотогондоли газогенератора на зміну ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі з урахуванням впливу газової турбіни турбінного контуру турбовентиляторної приставки.
3. Оцінка ефективності (оцінка реактивної тяги) вентиляторного контуру ГТД з турбовентиляторною приставкою з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора.

## **5.2. Моделювання течії у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора**

Об'єктом дослідження є модель циліндричної мотогондоли газогенератора і вентиляторна частина робочого колеса турбовентиляторної приставки. На рис.4.2 представлено тривимірну модель лопаткового вінця досліджуваної вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки. На рис. 5.1 представлено тривимірну модель мотогондоли газогенератора разом з вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки.

Моделювання течії проводилось шляхом розв'язання системи рівнянь Нав'є-Стокса. Система рівнянь Нав'є-Стокса замикалась моделлю турбулентної

в'язкості SST Gamma Theta Transitional №4. Вибір та обґрунтування моделі турбулентної в'язкості та топології розрахункової сітки приведено у розділі 2.

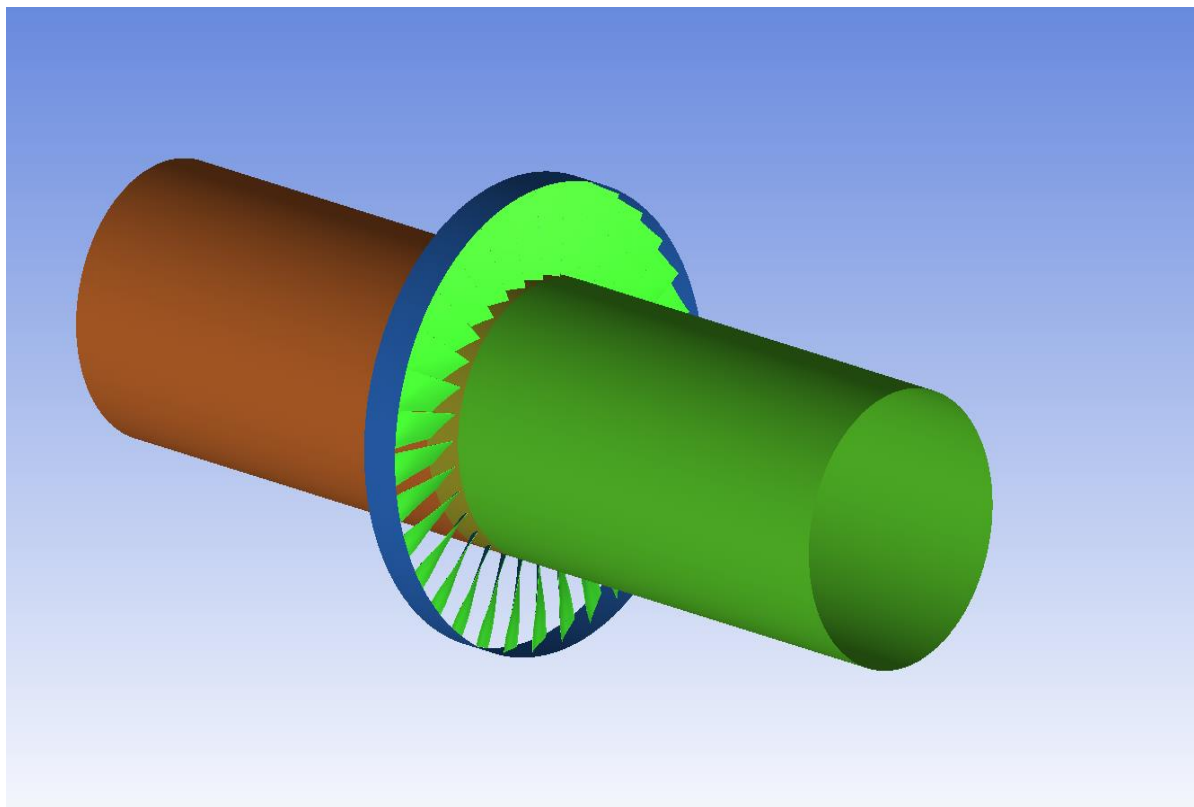


Рис. 5.1. Тривимірна модель мотогондоли разом з вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки

Моделювання течії здійснювалось при різних режимах роботи: на висоті 11км, 9, км, 7км та 0 км при стандартних атмосферних умовах. Втулковий діаметр – 0,725м, периферійний діаметр – 1,22 м, довжина мотогондоли газогенератора до вхідного перерізу у вентиляторний контур – 3м. Тобто подовження мотогондоли газогенератора становить 4,13.

Першим етапом дослідження є оцінка впливу примежового шару на мотогондолі газогенератора на роботу вентиляторного контуру робочого колеса турбовентиляторної приставки без урахування впливу турбінного контуру турбовентиляторної приставки. За результатами моделювання течії у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора і без урахування впливу



турбінного контуру були отримані залежності ступеня підвищення тиску від коефіцієнта витрати на вході. На рис.5.2 представлено отримані залежності.

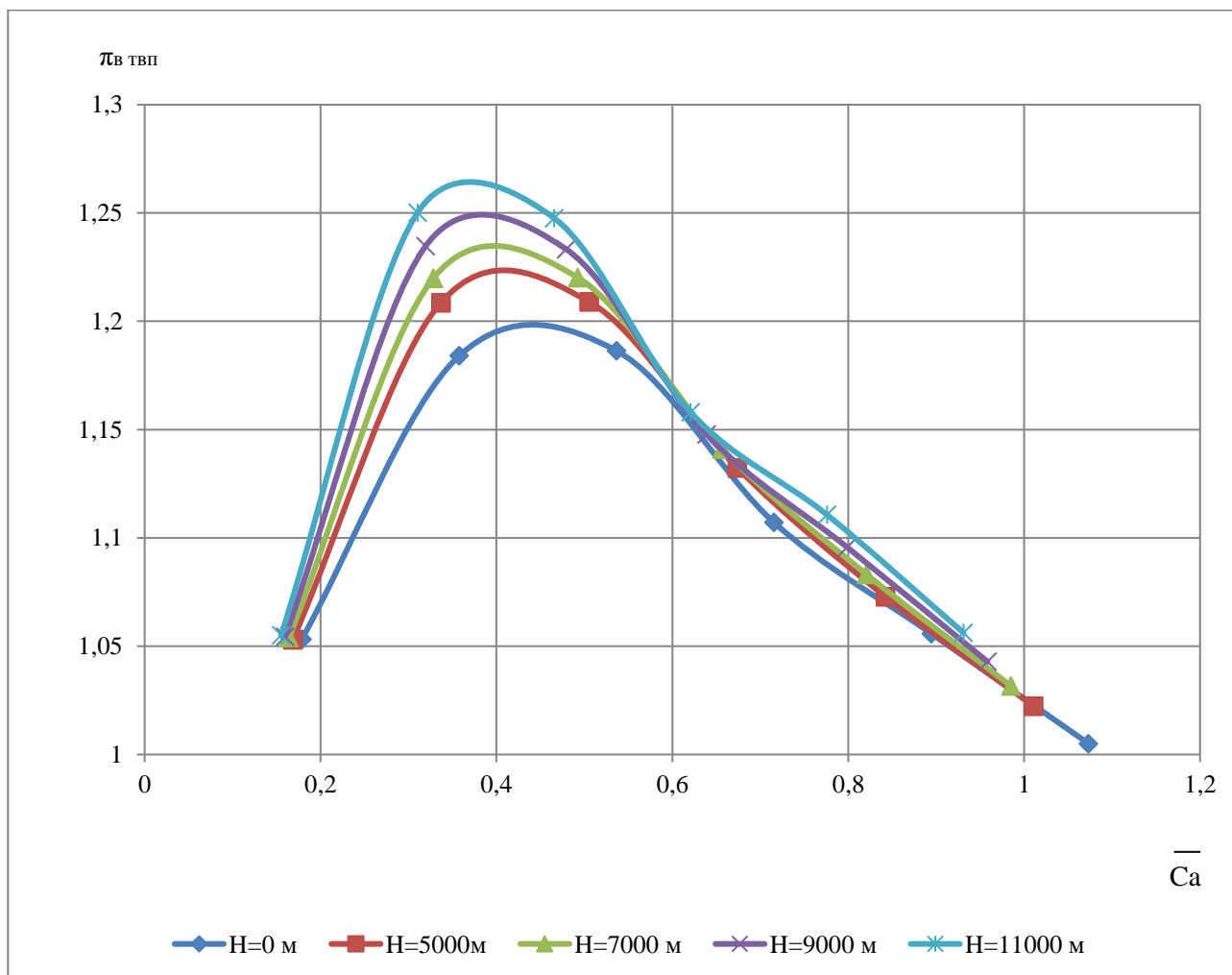


Рис.5.2. Залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході з урахуванням впливу мотогондолої газогенератора та без урахування впливу турбінного контуру

Отримані залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході з урахуванням впливу мотогондолої газогенератора та без урахування впливу турбінного контуру показують, що при однаковій частоті обертання та осьовій абсолютній швидкості на вході і висоті польоту, характеристики відрізняються за значеннями ступеня підвищення тиску. Максимальне значення ступеня підвищення тиску сягає 1,25...1,27.

Для оцінки впливу мотогондоли на рис. 5.3 представлено залежності відносного ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході. Відносний ступінь підвищення тиску розраховувався як відношення ступеня підвищення тиску з урахуванням впливу мотогондоли до ступеня підвищення тиску без урахування впливу мотогондоли:

$$\overline{\pi_{\text{б твн}}} = \pi_{\text{б твн.м}} / \pi_{\text{б твн}},$$

де  $\pi_{\text{б твн.м}}$  - ступінь підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки з урахуванням впливу мотогондоли;  $\pi_{\text{б твн}}$  - ступінь підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки без урахування впливу мотогондоли.

Значення ступеня підвищення тиску без урахування впливу мотогондоли газогенератора, отримані у даному дослідженні, представлені у розділі 4.

Отримані залежності відносного ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході на рис.5.3 показують, що при різних значеннях коефіцієнта витрати вплив мотогондоли на течію у вентиляторному контурі буде різний. Так, при низьких значеннях коефіцієнта витрати до  $\bar{c}_a=0,37$  спостерігається зниження ступеня підвищення тиску в вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки. Що характерно, що це явище спостерігається для всіх досліджених висот польоту. Тобто, при значеннях коефіцієнта витрати до 0,22 наявність мотогондоли буде впливати негативно на роботу вентиляторного контуру і при цьому ступінь підвищення тиску буде зменшуватись до 1,5%.

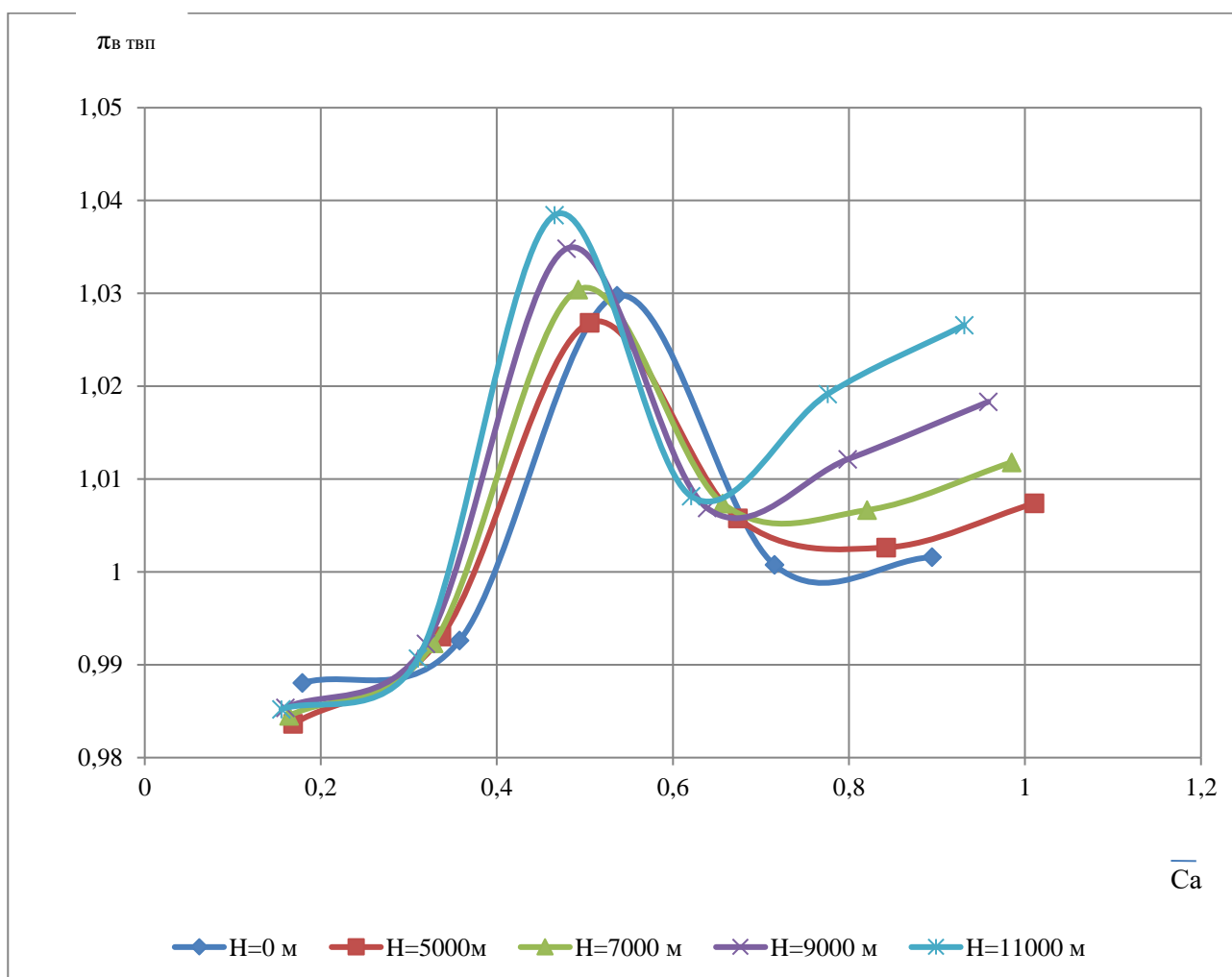


Рис.5.3. Залежності відносного ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході

Однак, при зростанні швидкості повітря на вході – збільшення коефіцієнта витрати, спостерігається протилежний ефект – ступінь підвищення тиску або не змінюється, що означає, що мотогондола не впливає на течію, або ж навпаки ступінь підвищення тиску зростає до 4%. Отримане явище можна пояснити тим, що при збільшенні швидкості на поверхні мотогондоли газогенератора має місце турбулентний примежевий шар. Також в процесі стискання у робочому колесі відбувається незначний перерозподіл по висоті лопатки роботи стискання. Це приводить до невеликого збільшення тиску за робочим колесом. Також на примежевий шар звісно впливає той факт, що робоче колесо обертається. При

обертанні примежевий шар затягується в робоче колесо і площа областей з мінімальною швидкістю біля втулки зменшуються.

### **5.3. Моделювання течії у турбовентиляторній приставці з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора**

Наступним кроком даного дослідження є оцінка ефективності (оцінка реактивної тяги) вентиляторного контуру ГТД з турбовентиляторною приставкою з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора. При оцінці ефективності, зазвичай, оцінюють багато параметрів двигуна, одним із яких є реактивна тяга.

З метою вирішення задачі було проведено моделювання течії з урахуванням стискуваності робочого тіла в робочому колесі турбовентиляторної приставки з мотогондолою газогенератора, довжина якої становить 3м. Моделювання течії в робочому колесі турбовентиляторної приставки проводилось для режиму роботи при висоті польоту 0м, 9000м та 11000м, в діапазоні коефіцієнта витрати  $\bar{c}_a=0,18$  до 1,07.

За результатами чисельного експерименту моделювання течії в робочому колесі турбовентиляторної приставки було побудовано залежність ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати. На рис. 5.4-5.6 представлено залежності ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки без урахування впливу турбінної частини і з урахуванням впливу турбінної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки. Результати отримані для випадку з урахуванням впливу турбінного контуру зображено крапками.

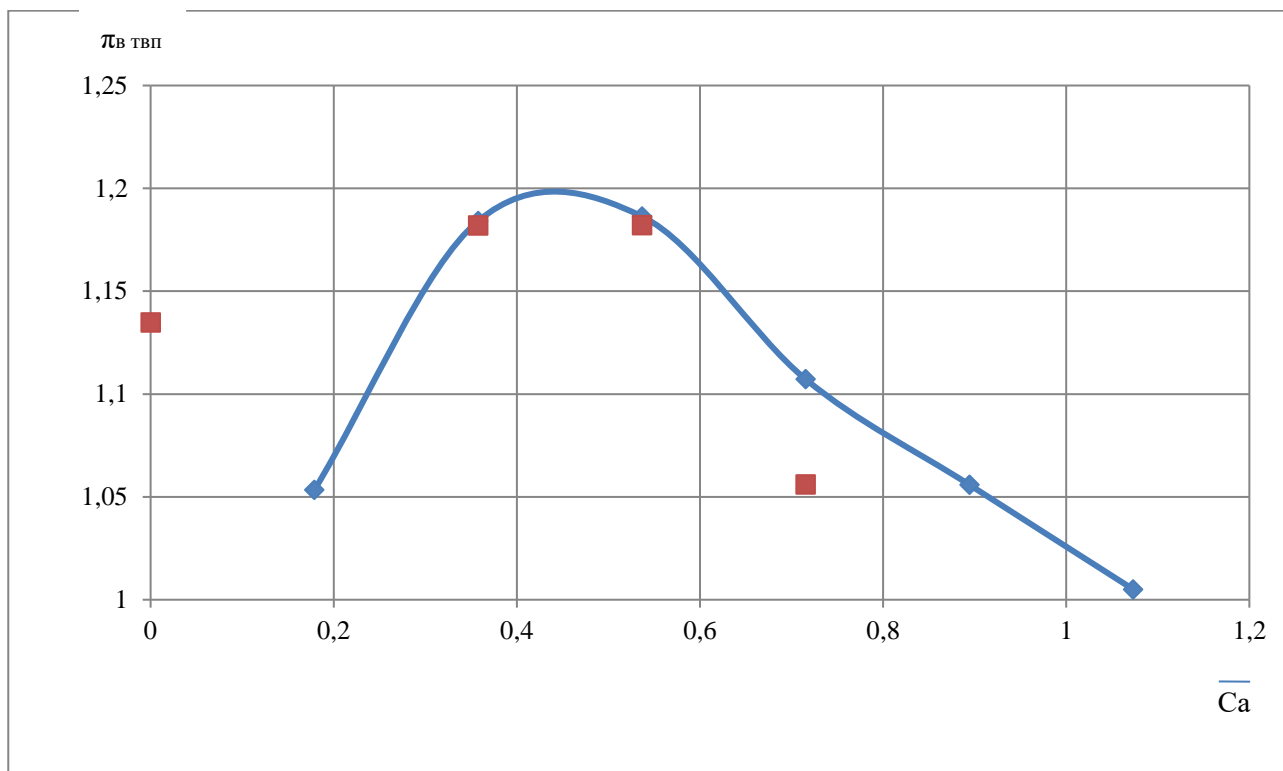


Рис.5.4. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході,  $H=0\text{м}$

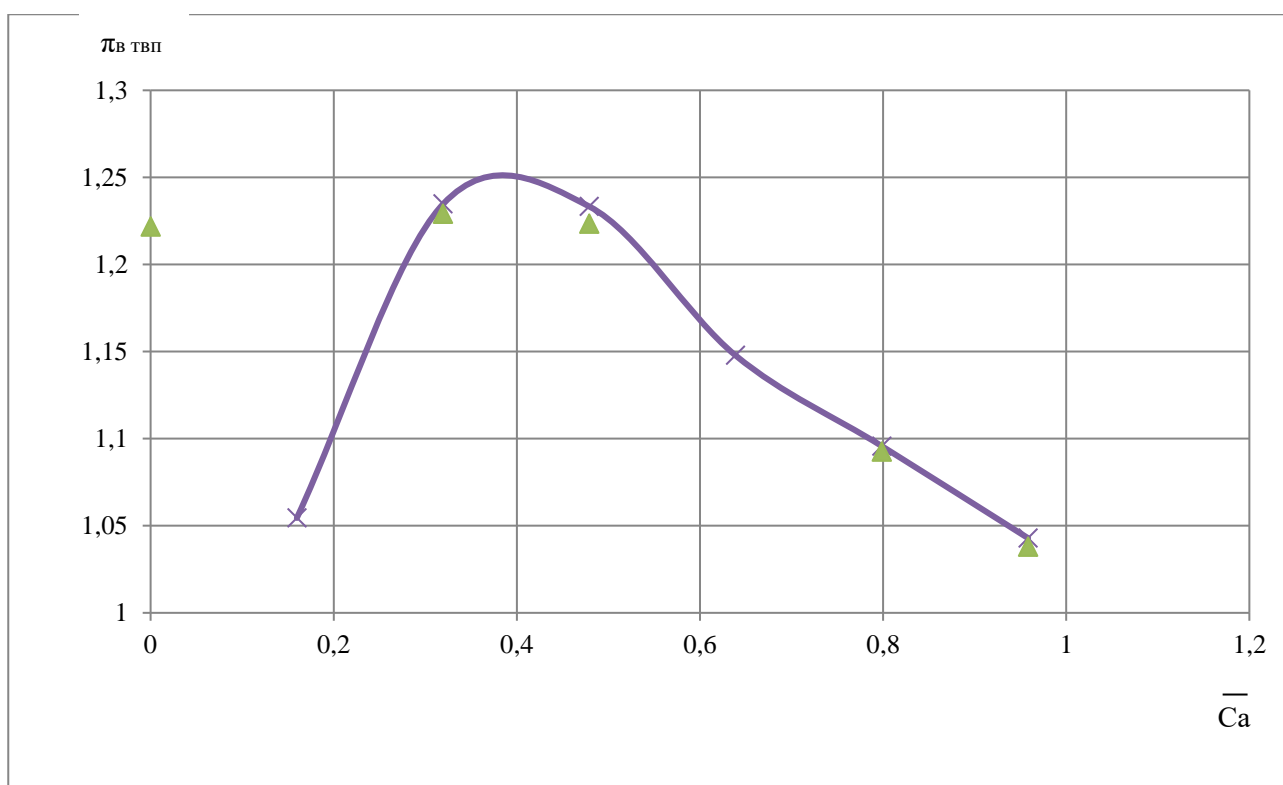


Рис.5.5. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході,  $H=9000\text{м}$

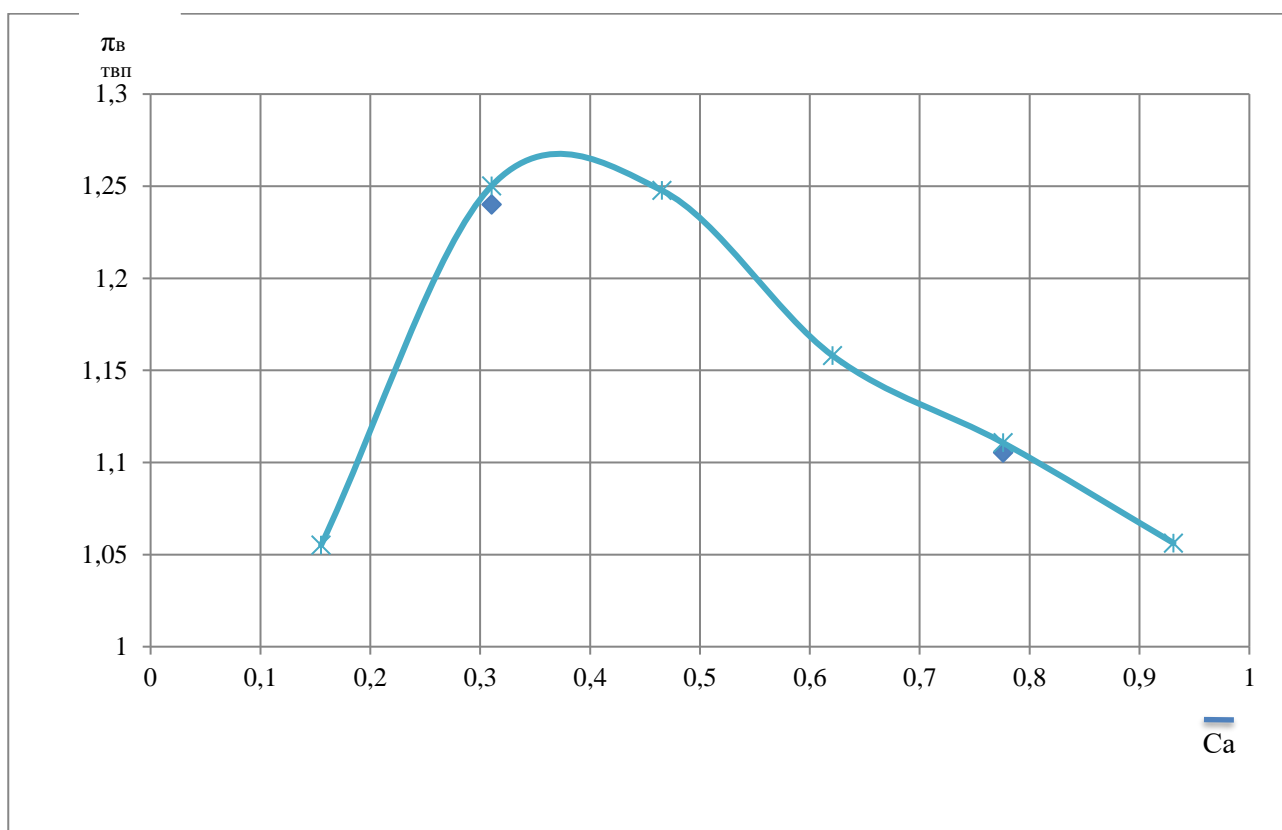


Рис.5.6. Залежність ступеня підвищення тиску вентиляторної частини РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході,  $H=11000\text{м}$

Проаналізувавши отримані результати, можна дійти до висновку, що течія гарячих газів турбінної частини робочого колеса впливає на течію у вентиляторній течії робочого колеса турбовентиляторної приставки. Наявність турбінної частини призводить до погіршення характеристики вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Ступінь підвищення тиску зменшується до 1%.

При порівнянні результатів, отриманих у розділі 4, де різниця значень ступеня підвищення тиску становила від 0,2 до 4,8%, в даному випадку можна зробити висновок, що підігрів проміжного корпусу сприяє зменшенню впливу примежевого шару, який утворюється на мотогондолі газогенератора.

Наступним етапом дослідження є оцінка впливу окремо мотогондолою на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі з урахуванням впливу турбінного контуру. Для цього побудовано залежність відносного ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі, зображену на рис.5.7. Для

побудови залежностей взято дані, отримані в розділі 4 щодо ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі з урахуванням впливу турбінного контуру та результати отримані в даному підрозділі – значення ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі з урахуванням впливу турбінного контуру з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора.

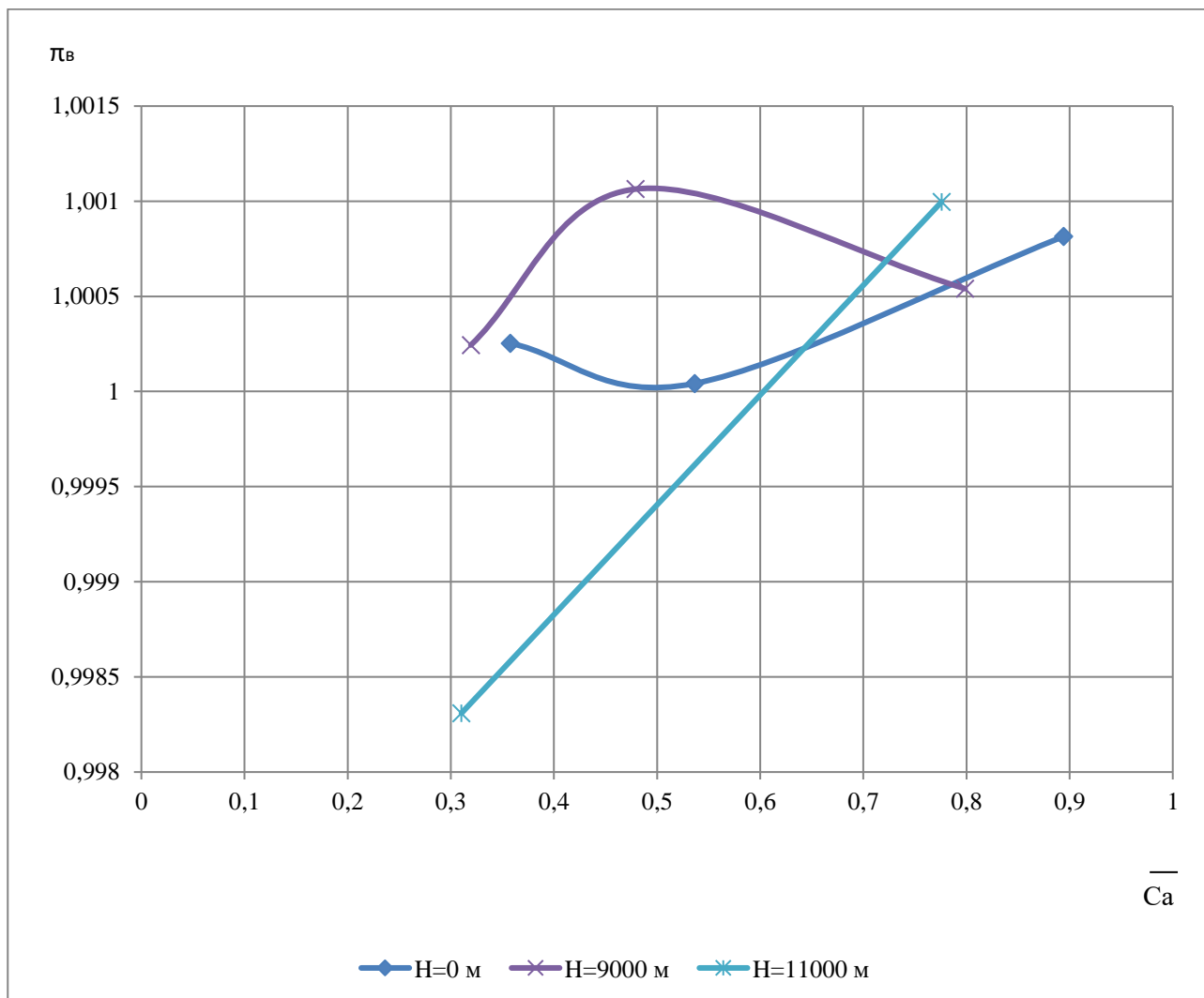


Рис. 5.7 Залежність відносного ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині РК турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора

Аналіз отриманих залежностей відносного ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора та урахуванням впливу гарячих газів турбінного контуру показує, що

підвищення температури в проміжному корпусі і втулковій частині лопатки (це явище було досліджено в розділі 4) позитивно впливають на інтенсифікацію примежевого шару, який утворюється на поверхні мотогондоли. Таким чином, можна зробити висновок, що примежевий шар на мотогондолі не чинить негативного впливу на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки.

Для більш детального пояснення отриманого явища було проведено моделювання течії на поверхні мотогондоли газогенератора без вентиляторного та турбінного контуру на наступному режимі роботи:  $H=11\ 000\text{м}$  і числі Маха на вході  $M=0,3$  та  $M=0,5$ . Цей розрахунок дозволив отримати візуалізацію потоку повітря на вході у вентиляторний контур і оцінити товщину і наявність примежевого шару.

На рис.5.8, 5.9 зображені візуалізації поля швидкості на поверхні мотогондоли газогенератора в перерізі на вході у вентилятор.

Розподіл швидкості при обтіканні мотогондоли газогенератора показує, що при обтіканні мотогондоли газогенератора довжиною 3м на вході у вентиляторний контур утворюється примежевий шар. Отримана візуалізація обтікання поверхні мотогондоли газогенератора відповідає загальновідомим відомостям щодо теорії примежевого шару, яку досить повно розкрито в роботі [68]. Згідно з роботою [68] в реальних рідинах та газах завжди має місце прилипання рідини (газу) до стінок (в даному випадку поверхня мотогондоли газогенератора виступає як стінка), і це прилипання значно змінює картину обтікання. Внаслідок тертя, явище прилипання визиває гальмування прилеглого до стінок тонкого шару рідини (газу). В тонкому шарі швидкість течії збільшується від нуля на стінці (прилипання) до повного значення у зовнішньому потоці.



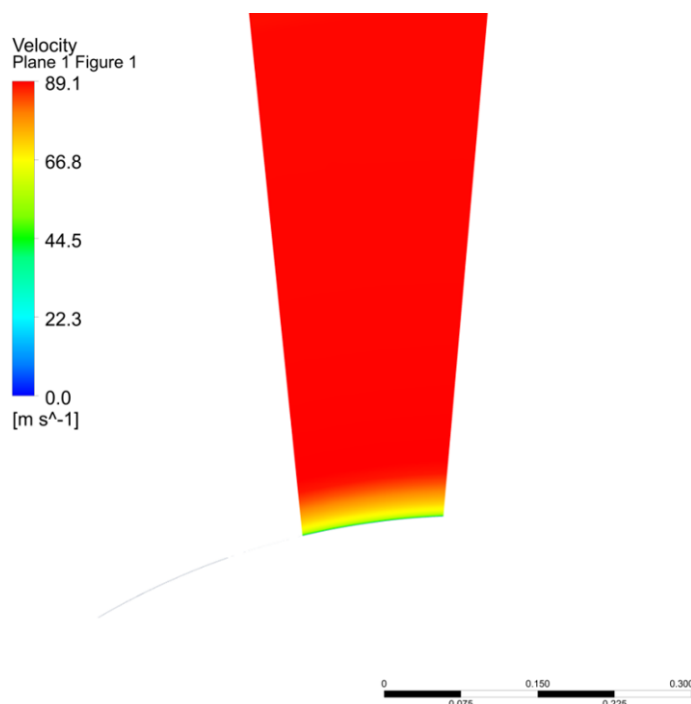


Рис. 5.8. Візуалізація поля швидкості на поверхні мотогондоли газогенератора в перерізі на вході у вентилятор без урахування впливу вентиляторного та турбінного контуру при роботі на висоті  $H=11\ 000\text{м}$   $M=0,3$

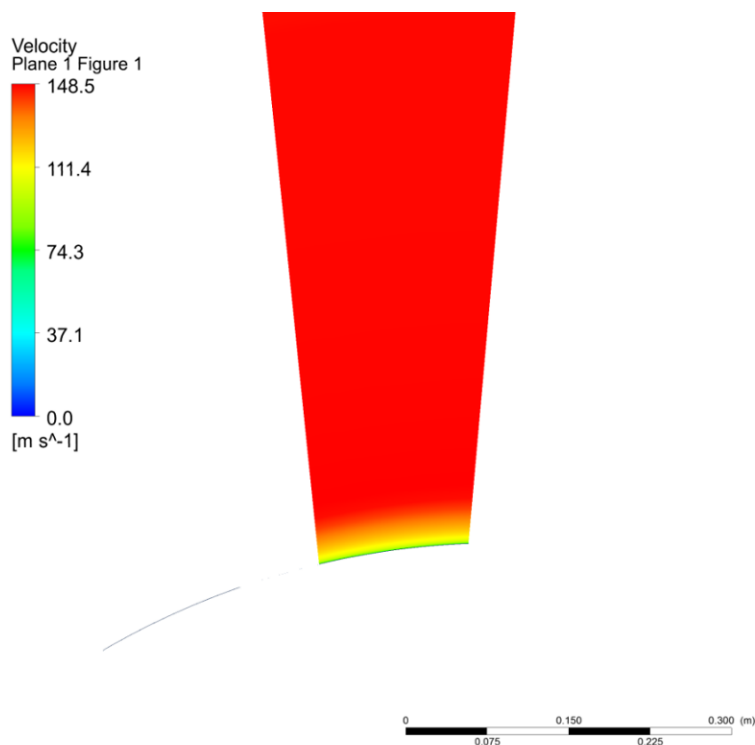


Рис. 5.9. Візуалізація поля швидкості на поверхні мотогондоли газогенератора в перерізі на вході у вентилятор без урахування впливу вентиляторного та турбінного контуру при роботі на висоті  $H=11\ 000\text{м}$ ,  $M=0,5$

У зовнішньому потоці потік розглядають без сил тертя [107]. Рис. 5.8 та 5.9 показує як змінюється картина ліній току від стінки (мотогондоли), де швидкість дорівнює нулю (синій колір) до швидкості основного потоку – це візуалізується зеленим, жовтим, жовтогарячим кольором. При переході від жовтогарячого до червоно кольору швидкість характеризується переходом до швидкості у зовнішньому потоці без сил тертя.

При обтіканні мотогондоли газогенератора без урахування впливу турбовентиляторної приставки характерно, що поле швидкості на вході рівномірне, окрім зони з примежевим шаром близько поверхні мотогондоли газогенератора.

Для порівняння на рис. 5.10 та 5.11 показані візуалізації поля швидкості на поверхні мотогондоли газогенератора в перерізі на вході у вентилятор з урахуванням роботи вентиляторного і турбінного контуру турбовентиляторної приставки.

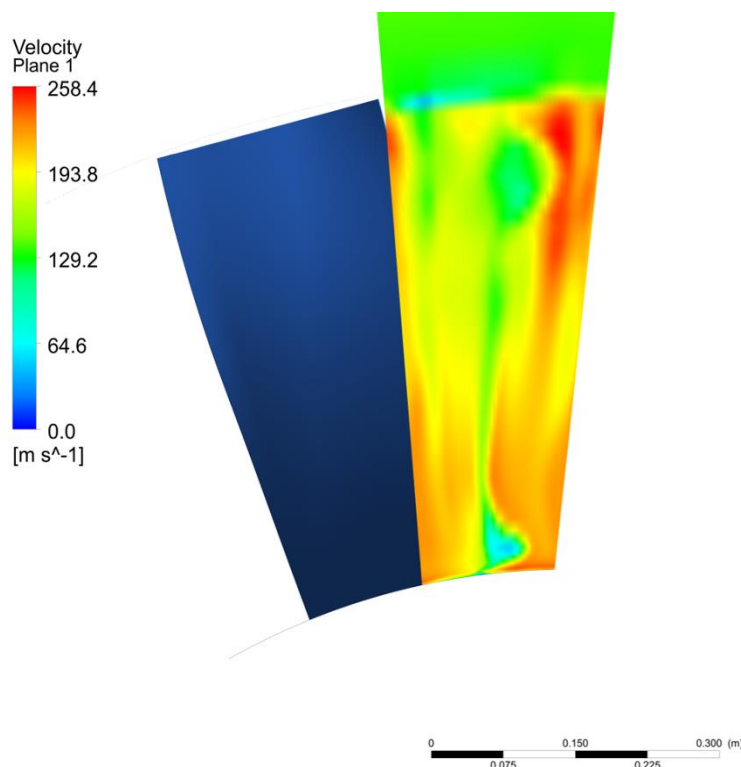


Рис.5.10. Візуалізація поля швидкості на поверхні мотогондоли газогенератора в перерізі на вході у вентилятор з урахуванням впливу турбовентиляторної приставки при роботі на висоті  $H=11\ 000\text{м}$ ,  $M=0,5$

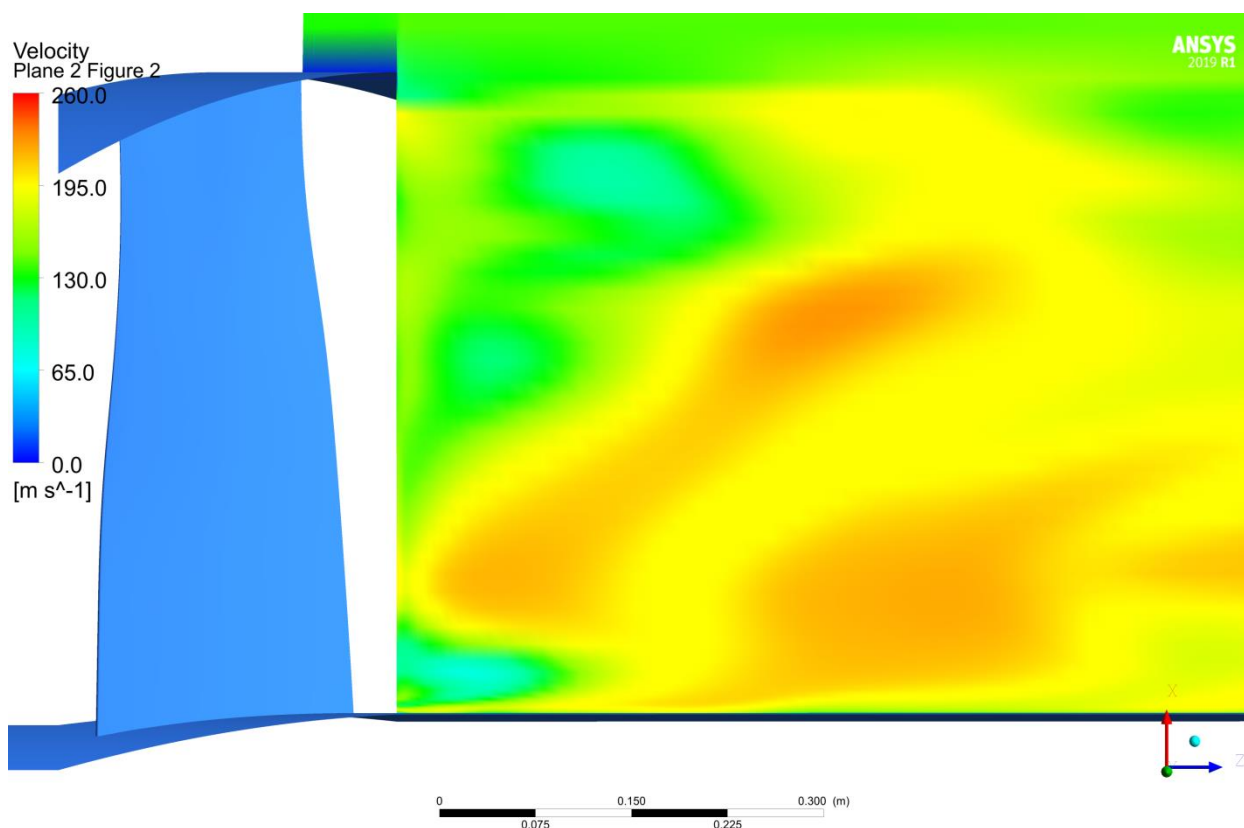


Рис. 5.11. Візуалізація поля швидкості на поверхні мотогондоли газогенератора в перерізі на вході у вентилятор з урахуванням впливу турбовентиляторної приставки при роботі на висоті  $H=11\ 000\text{м}$ ,  $M=0,5$

Порівняння отриманих візуалізацій на рис.5.8-.5.11 показують, що при роботі турбовентиляторної приставки картина обтікання радикально змінюється і товщина примежевого шару зменшується та потік перед вентилятором має нерівномірний характер. Таким чином, можна пояснити отримані результати щодо впливу мотогондоли газогенератора на зміну ступеня підвищення тиску у робочому колесі вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Також, можна зробити висновок, що саме характерна особливість турбовентиляторної приставки, яка пов'язана з нагрівом проміжного корпусу між турбінним і вентиляторним корпусом позитивно впливає на зменшення товщини примежевого шару, нагрів стінки сприяє підвищенню швидкості загальмованого потоку, унаслідок сил в'язкості.

#### 5.4. Оцінка впливу мотогондоли газогенератора на силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки

Наступна задача, яка розглядається в даному розділі пов'язана з оцінкою впливу мотогондоли газогенератора на зміну сили тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Порівняння даних проводиться для варіанту розрахунку без урахування впливу мотогондоли газогенератора, але з впливом турбінного контуру та варіанту розрахунку з урахуванням впливу мотогондоли газогенератора та урахуванням впливу турбінного контуру турбовентиляторної приставки.

Спочатку було досліджено вплив мотогондоли на повну аеродинамічну силу робочого колеса  $R_a$  вентиляторного контуру. На рис. 5.12 - 5.14 представлено залежність повної аеродинамічної сили робочого колеса вентиляторного контуру від коефіцієнта витрати на вході.

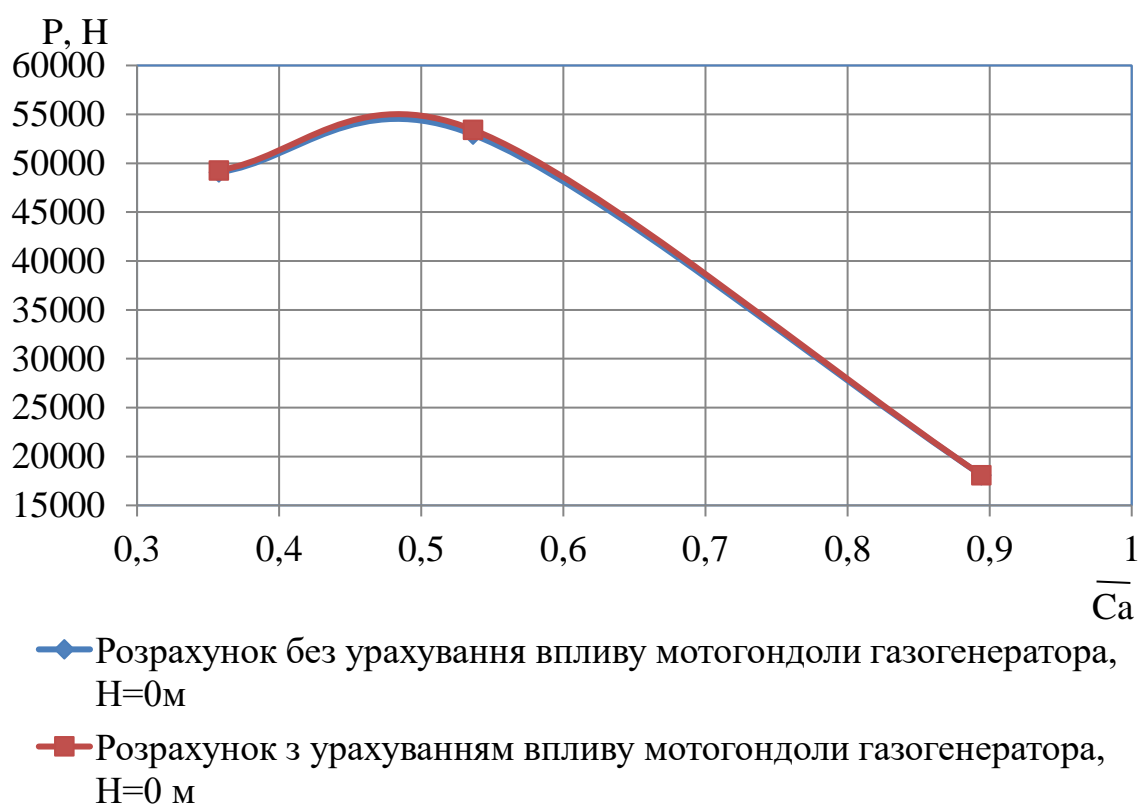


Рис. 5.12. Залежність повної аеродинамічної сили РК вентиляторного контуру від коефіцієнта витрати на вході при режимі роботи на висоті  $H=0$  км

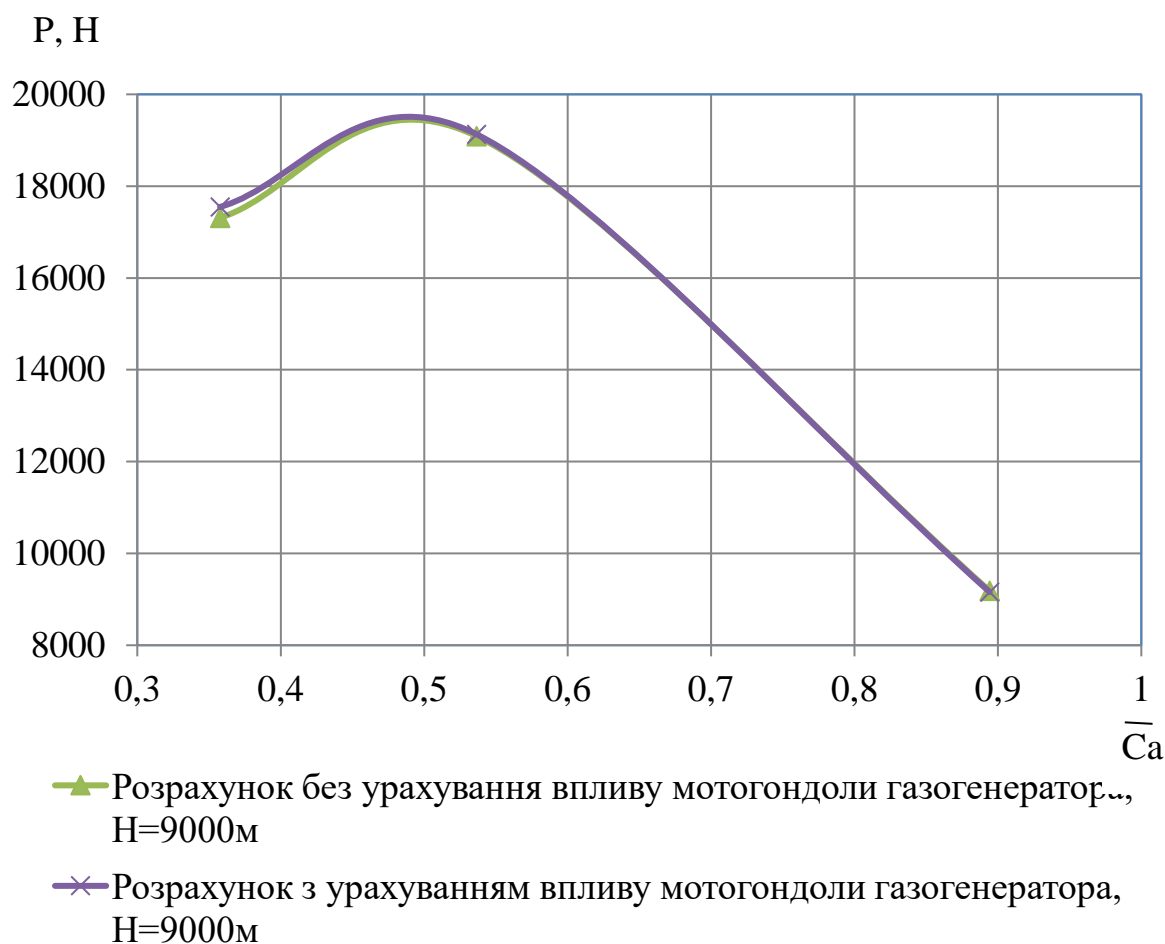


Рис. 5.13. Залежність повної аеродинамічної сили РК вентиляторного контуру від коефіцієнта витрати на вході при режимі роботи на висоті  $H=9$  км

Досліджувались наступні режими роботи: висота польоту 0 км, 9 км, 11 км; діапазон коефіцієнта витрати на вході від  $\bar{c}_a=0,35$  до 0,9. Аналіз отриманих результатів залежності повної аеродинамічної сили робочого колеса вентиляторного контуру з врахуванням впливу мотогондоли газогенератора і без врахування впливу мотогондоли газогенератора від коефіцієнта витрати на вході показав, що мотогондола газогенератора не чинить негативного впливу і аеродинамічна сила зростає до 1%.

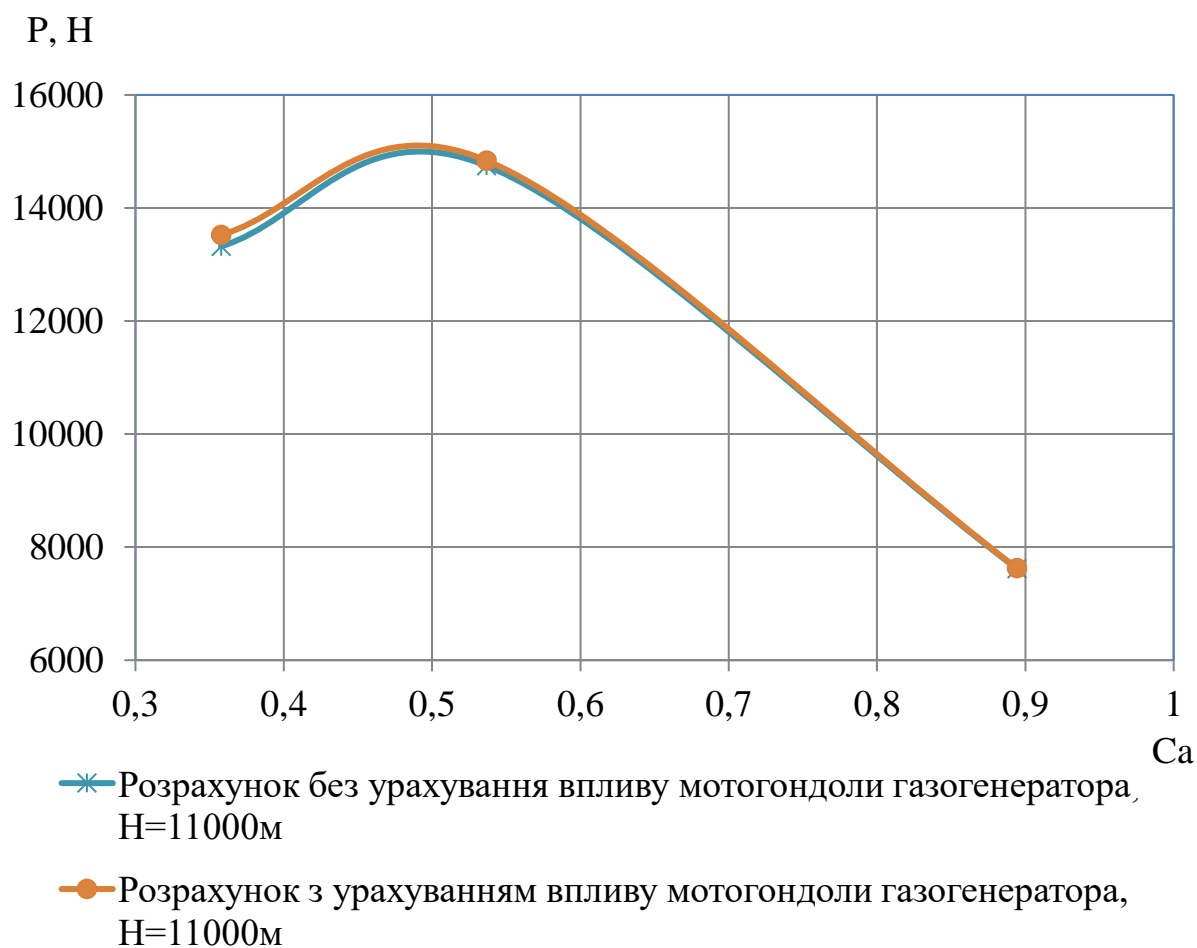


Рис. 5.14. Залежність повної аеродинамічної сили РК вентиляторного контуру від коефіцієнта витрати на вході при режимі роботи на висоті  $H=11$  км

Наступним кроком даного дослідження зроблена оцінка впливу мотогондолою газогенератора на зміну сили тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Розрахунок сили тяги було проведено для наступних режимів роботи: висота польоту 0 км, 9 км, 11 км; діапазон коефіцієнта витрати на вході від  $\bar{c}_a=0,35$  до 0,9. Частота обертання турбовентиляторної приставки залишалась незмінною.

Сила тяги  $R$  розраховувалась за наступною формулою [107]:

$$R = (c_c - V) \cdot G + F_c(p_c - p_H),$$

де  $c_c$  - осьова складова швидкості на виході із вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки;  $V$  - швидкість польоту;  $G$  - витрата повітря через вентиляторний контур в одиницю часу;  $F_c$  - площа вихідного перерізу на виході із вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки;  $p_c$  - тиск на виході із вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки;  $p_n$  - атмосферний тиск.

На рис. 5.15 - 5.17 показано отримані залежності сили тяги від коефіцієнта витрати на вході для двох варіантів розрахунку при режимі роботи на висоті 0 км, 9 км, 11 км відповідно.

На графіках 5.15 - 5.17 лінії синім кольором показують результати розрахунку сили тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки без урахування впливу мотогондоли, а червоним - результати розрахунку сили тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки з урахуванням впливу мотогондоли.

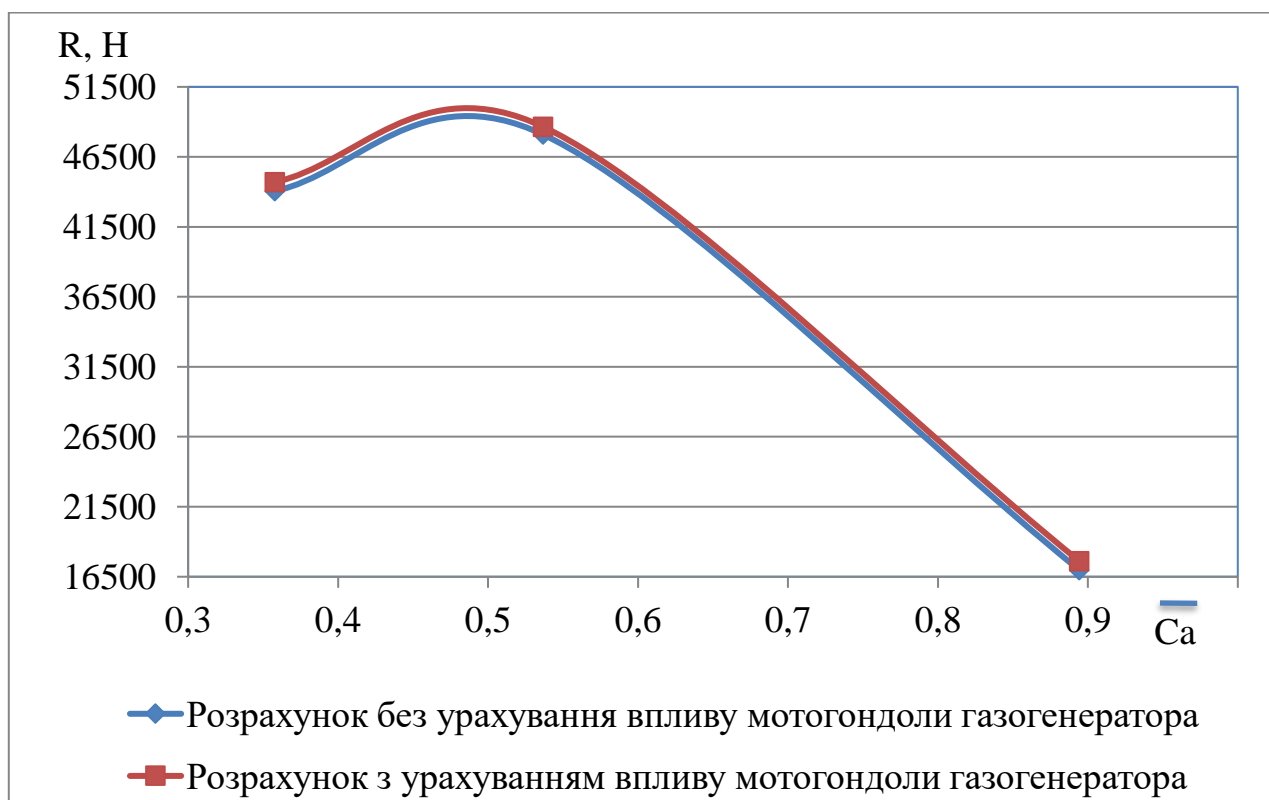


Рис. 5.15. Залежність сили тяги від коефіцієнта витрати на вході при режимі роботи на висоті  $H=0$  км

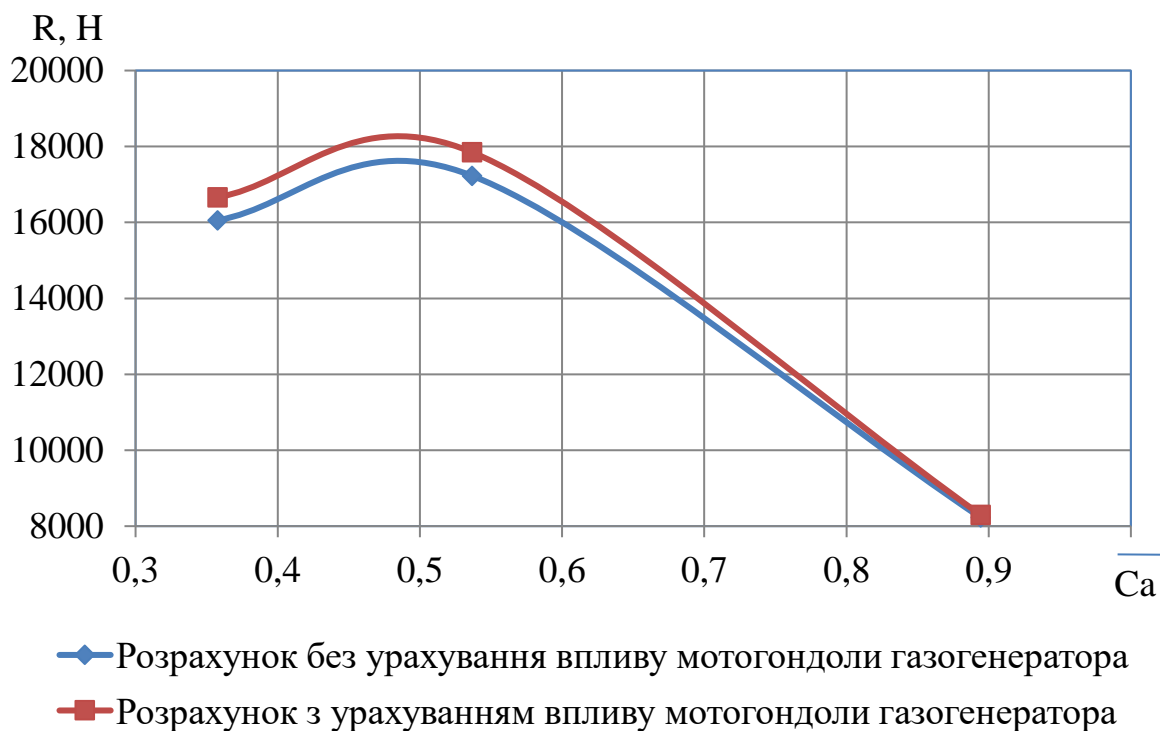


Рис. 5.16. Залежність сили тяги від коефіцієнта витрати на вході при режимі роботи на висоті  $H=9$  км

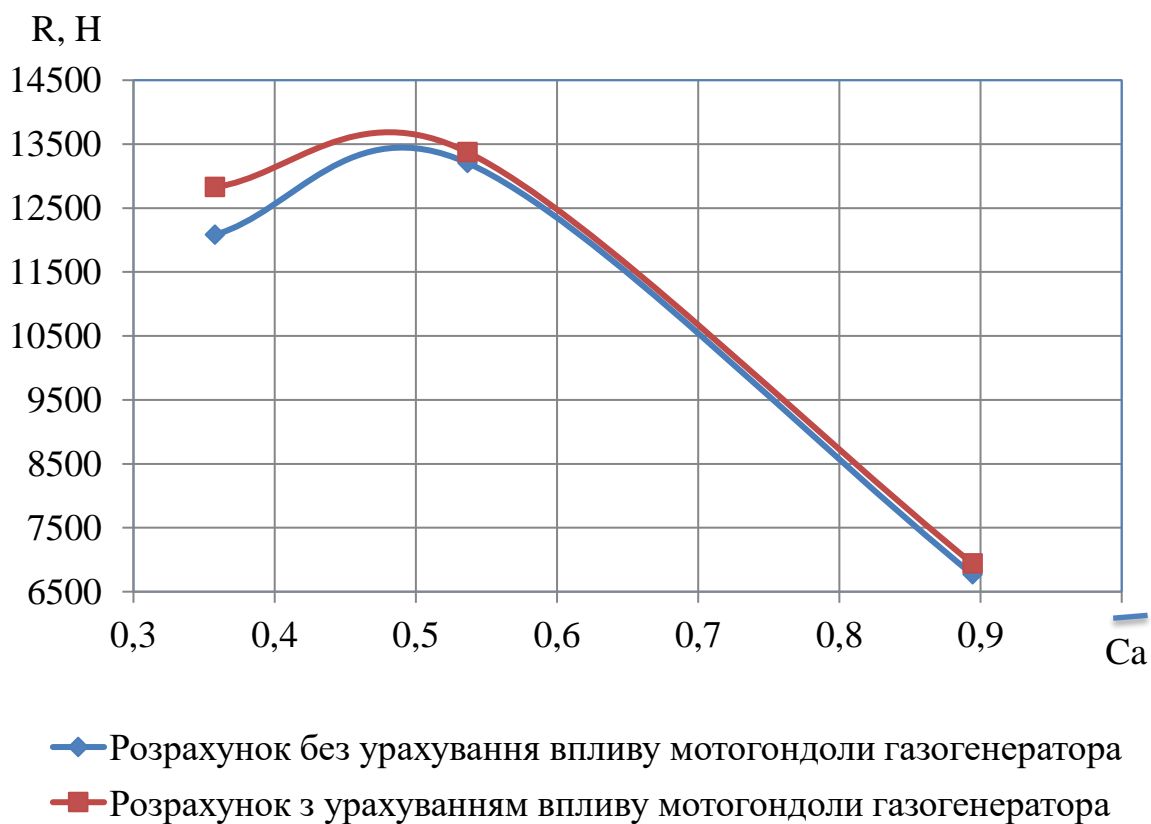


Рис. 5.17. Залежність сили тяги від коефіцієнта витрати на вході при режимі роботи на висоті 11 км



Аналіз отриманих результатів показав, що мотогондола газогенератора впливає на силу тяги вентиляторного контуру. Цей вплив можна відзначити як позитивний. При наявності мотогондоли газогенератора сила тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки збільшується від 0,87% до 6,15%.

Для режиму роботи на висоті 0 км відмінність у значеннях сили тяги становить від 1,15% до 3,75%. Для режиму роботи на висоті 9 км – від 0,87% до 3,75%. Для режиму роботи на висоті 11 км – від 1,27% до 6,15%.

Отриманий результат протиречить результатам, отриманим в роботі [106], де показано, що примежевий шар, який утворюється на поверхні мотогондоли газогенератора спричинює зниження сили тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Можливо, такі відмінності у результатах можна пояснити різною температурою перед турбінним контуром турбовентиляторної приставки та геометричними розмірами досліджуваних моделей. Також, треба зазначити, що експериментальні дослідження, які були представлені у роботі [106] не враховували вплив роботи вентиляторного контуру і досліджувані моделі були в 10-20 разів менше, ніж реальний двигун. Також, дослідження примежевого шару, які представлені у роботі [106] для мотогондоли 2,5м не враховували роботу турбовентиляторної приставки. Однак, результати, отримані в даній роботі (п.5.3) показали, що робота вентиляторного і турбінного контуру суттєво змінює картину обтікання, поле швидкості на вході. Також, значний вплив створює специфічність конструкції турбовентиляторної приставки, яка нагріває проміжний корпус і втулкову частину лопатки. Нагрів стінки мотогондоли газогенератора поблизу входу у вентиляторний контур та втулки вентиляторного контуру сприяє інтенсифікації енергії біля стінки, що позитивно впливає на силу реактивної тяги вентиляторного контуру. Отже, можна зробити висновок, що мотогондола газогенератора не буде чинити негативного впливу на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки і вентилятор

турбовентиляторної приставки не буде чинити негативного впливу на газогенератор двигуна.

### **Висновки за розділом**

В розділі проведено дослідження впливу мотогондоли газогенератора на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки.

Проведено дослідження впливу примежевого шару на поверхні мотогондоли газогенератора на зміну ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі без урахування впливу турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що мотогондола газогенератора чинить вплив на значення ступеня підвищення тиску. Так, при низьких значеннях коефіцієнта витрати до 0,35 спостерігається зниження ступеня підвищення тиску в вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки до 1,5%. Однак, при зростанні швидкості повітря на вході – збільшення значення коефіцієнта витрати, спостерігається протилежний ефект – ступінь підвищення тиску або не змінюється, що означає, що мотогондола газогенератора не впливає на течію, або ж навпаки ступінь підвищення тиску зростає до 4%. Характерно, що це явище спостерігається для всіх досліджених висот польоту.

Проведено дослідження впливу примежевого шару на поверхні мотогондоли газогенератора на зміну ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі з урахуванням впливу турбінного контуру турбовентиляторної приставки. На основі отриманих результатів показано, що примежевий шар на мотогондолі газогенератора не чинить негативного впливу на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки, ступінь підвищення тиску до значень коефіцієнту витрати 0,35 зменшується на 0,1%, а при зростанні значень коефіцієнту витрати ступінь підвищення тиску зростає до 1%.

Проведено моделювання течії на поверхні мотогондоли газогенератора без вентиляторного та турбінного контуру на наступному режимі роботи:  $H=11\ 000\text{м}$

і числі Маха на вході  $M=0,3$  та  $M=0,5$ . Отримана візуалізація обтікання показала, що поле швидкості на вході у вентилятор рівномірне і має примежевий шар на стінці мотогондоли. Однак, поле швидкості течії на поверхні мотогондоли газогенератора з робочим вентиляторним та турбінним контуром на вході у вентиляторний контур суттєво відрізняється від варіанту, коли робота турбовентиляторної приставки не враховується. Поле швидкості має нерівномірний характер обтікання і товщина наявного примежевого шару досить мала. Це явище обумовлюють декілька факторів: нагрів проміжного корпусу та робота вентиляторного і турбінного контуру турбовентиляторної приставки.

Проведена оцінка впливу мотогондоли газогенератора на повну аеродинамічну силу робочого колеса турбовентиляторної приставки. Показано, що мотогондола газогенератора не чинить негативного впливу на значення повної аеродинамічної сили робочого колеса турбовентиляторної приставки.

Проведена оцінка впливу мотогондоли газогенератора на силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що реактивна тяга вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки зростає на 0,87-6,15% при режимах роботи на висоті 0 км, 9 км, 11 км та діапазоні значень коефіцієнту витрати на вході від 0,35 до 0,9.

Отже, мотогондола газогенератора не чинить негативного впливу на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки і вентилятор турбовентиляторної приставки не чинить негативного впливу на газогенератор двигуна.

Результати даного розділу представлено в роботах автора [108, 109].

## ВИСНОВКИ

В роботі вирішено важливу науково-прикладну задачу розробки науково-обґрунтованих рекомендацій щодо узгодження параметрів робочого процесу вентиляторного та турбінного контурів турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна.

1. Літературний огляд показав, що однією з перспективних схем є двигун "Відкритий ротор", однак він має один істотний недолік - високий рівень шуму. Частково вирішити цю проблему дозволяє наявність капота. Триконтурний двигун (газотурбінний двигун з турбовентиляторною приставкою) також дозволяє вирішити проблему зниження шуму за рахунок мотогондоли турбовентиляторної приставки. Триконтурні та двоконтурні двигуни мають більш високі значення тягового та повного ККД при дозвукових швидкостях польоту (до 300м/с), ніж ТРД. Відповідно на цих режимах ТРТД та ТРДД при однакових параметрах робочого процесу газогенератора та однакової витраті повітря через газогенераторний контур мають велику тягу за стартових умов на 35-40% порівняно з параметрами ТРД. На крейсерському режимі польоту з дозвуковою швидкістю тяга ТРТД і ТРДД на 12- 15% більше, ніж тяга ТРД. Більш високі значення повного ККД ТРТД (порівняно з ТРДД) пояснюється відсутністю в ТРТД негативного впливу модуля вентилятора (яке має місце у двоконтурному ТРДД) на параметри газогенераторного контуру, тобто збільшення ККД компресора низького тиску і компресора високого тиску газогенератора на 3...5%. Таким чином, дослідження характеристик триконтурних двигунів є актуальними. Однак, на даний час залишаються невирішені питання щодо аеродинамічних характеристик турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна з двоярусними лопатками.

2. Представлено результати вибору та обґрунтування топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості для моделювання течії в турбовентиляторній приставці. В роботі представлено результати проведеної тестової задачі моделювання течії в турбінній решітці VKI1. Результати

чисельних експериментів порівнювались з результатами натурних експериментів. Для подальших досліджень для дослідження течії у турбінному контурі турбовентиляторної приставки обрано топологію розрахункової сітки Mesh4 та модель турбулентної в'язкості SST GTT. Проведено тестову задачу моделювання течії в компресорній решітці на основі ротору STFF. Результати чисельних розрахунків було порівнено з результатами натурних експериментів. Для подальших досліджень для дослідження течії у вентиляторному контурі обрано топологію розрахункової сітки Mesh3 та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

3. Розроблено тривимірну модель турбовентиляторної приставки на основі результатів теоретичної термогазодинамічної моделі турбовентиляторної приставки. Турбовентиляторна приставка складається із одного ступеня вентилятора і 3 ступенів турбіни.

4. Проведено оцінку впливу робочого процесу турбінної частини турбовентиляторної приставки на робочий процес вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Представлено результати моделювання течії в двохярусному робочому колесі турбовентиляторної приставки при різних режимах роботи: на висоті 11 км, 9 км, 7 км та 0 км при стандартних атмосферних умовах. Отримані залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході без урахування впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Отримано залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від коефіцієнта витрати на вході з урахуванням впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що течія гарячих газів впливає на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі. Наявність турбінної частини призводить до погіршення характеристики вентиляторної частини. Ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2...4,8%. Найбільший вплив проявляється на режимі роботи  $H=11$  км.

5. Візуалізація поля швидкості течії у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки показала, що при роботі турбінного контуру

характер обтікання у вентиляторній частині змінюється приблизно на 50% висоти лопатки. Підвищення температури сприяє інтенсифікації енергії примежевого шару навколо нижньої частини лопатки вентиляторного контуру, що позитивно впливає на зменшення нульових зон швидкості при обтіканні.

6. Проведено оцінку впливу течії гарячих газів в турбінній частині робочого колеса на нагрів вентиляторної частини робочого колеса турбовентиляторної приставки. Результати дослідження показали, що при роботі турбовентиляторної приставки відбувається досить суттєвий температурний вплив на втулкову частину лопатки вентиляторного контуру. Цей вплив буде супроводжуватись температурними навантаженнями і потребує подальших досліджень на міцність.

7. Проведено дослідження впливу мотогондоли газогенератора на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки. Дослідження впливу примежевого шару на поверхні мотогондоли на зміну ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі без урахування впливу турбінного контуру турбовентиляторної приставки показало, що мотогондола газогенератора чинить вплив на значення ступеня підвищення тиску. Так, при низьких значеннях коефіцієнту витрати до 0,35 спостерігається зниження ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки до 1,5%. Однак, при зростанні швидкості повітря на вході – збільшення коефіцієнту витрати, спостерігається протилежний ефект – ступінь підвищення тиску або не змінюється, що означає, що мотогондола газогенератора не впливає на течію, або ж навпаки ступінь підвищення тиску зростає до 4%. Характерно, що це явище спостерігається для всіх досліджених висот польоту.

8. Проведено дослідження впливу примежевого шару на поверхні мотогондоли газогенератора на зміну ступеня підвищення тиску у вентиляторному контурі з урахуванням впливу турбінного контуру турбовентиляторної приставки. На основі отриманих результатів показано, що примежевий шар на мотогондолі газогенератора не чинить негативного впливу на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки, ступінь підвищення тиску до значення коефіцієнту витрати 0,35 зменшується на 0,1%, а

при зростанні значень коефіцієнту витрати ступінь підвищення тиску зростає до 1%.

9. Проведено моделювання течії на поверхні мотогондоли газогенератора без вентиляторного та турбінного контуру на наступному режимі роботи:  $H=11\ 000\text{м}$  і числі Маха на вході  $M=0,3$  та  $M=0,5$ . Отримана візуалізація обтікання показала, що поле швидкості на вході у вентилятор рівномірне і має примежевий шар на стінці мотогондоли газогенератора. Однак, поле швидкості течії на поверхні мотогондоли газогенератора з робочим вентиляторним та турбінним контуром на вході у вентиляторний контур суттєво відрізняється від варіанту, коли робота турбовентиляторної приставки не враховується. Поле швидкості має нерівномірний характер обтікання і товщина наявного примежевого шару досить мала. Це явище обумовлюють декілька факторів: нагрів проміжного корпусу та робота вентиляторного і турбінного контуру турбовентиляторної приставки.

10. Проведена оцінка впливу мотогондоли газогенератора на силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що реактивна тяга вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки зростає на 0,87-6,15% при режимах роботи на висоті 0 км, 9 км, 11 км та діапазоні значень коефіцієнту витрати на вході від 0,35 до 0,9.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Palkin V. Concepts of Aero Engines for Future Civil Aircraft. Aero Engine Simulation and Test Technology in China. The 2nd Aero Engine Technology Development Forum, 5 November, 2018. Zhuhai, P.R. China.
2. Причини та наслідки нової світової кризи: хто постраждає перший  
<https://thepage.ua/ua/economy/energetichna-kriza-sho-vidbuvayetsya-z-ekonomikami-svitu>
3. Aerospace&Defense. 2011 Year in Review and 2012 Forecast. Issue 2. February, 2012. PricewaterhouseCoopers LLP.
4. The Sustainability of UK Aviation: Trends in the Mitigation of Noise and Emissions. Independent Transport Commission. March, 2016.
5. Madden P. CAEP Combustion Technology. Review Process and CAEP NO<sub>x</sub> Goals. 2 July 2014. Rolls-Royce. 2014
6. National Plan for Aeronautics Research and Development and Related Infrastructure. Aeronautics Science and Technology Subcommittee. Committee on Technology. National Science and Technology Council. December 2007.
7. Technical Appendix. National Plan for Aeronautics Research and Development and Related Infrastructure. Aeronautics Science and Technology Subcommittee. Committee on Technology. National Science and Technology Council. December 2008.
8. Borghese J. NASA Advisory Council Aeronautics Committee Report. December 11, 2018. NASA Headquarters. 2018.
9. European Aeronautics: A Vision for 2020. Meeting Society's Needs and Winning Global Leadership. Report of the Group of Personalities. European Commission. January, 2001.
10. Flightpath 2050. Report of the Group of Personalities. European Commission. March, 2011.



11. Теория авиационных трехконтурных турбореактивных двигателей: монография / Терещенко Ю.М., Кулик Н.С., Ластивка И.А. и др.; под ред. Ю.М. Терещенко. – К.: Изд-во Нац. авиац. ун-та «НАУ-друк», 2010. – 116с.
12. Lang, B., Liu, X., & Li, W. . The next-generation search engine: Challenges and key technologies. In *Recent Progress in Data Engineering and Internet Technology. 2013, Volume 1*, pp. 239-248
13. Arend, D., Tillman, G., & O'Brien, W. Generation after next propulsor research: Robust design for embedded engine systems. In *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2012*, 4041, 17p.
14. Конструкторське бюро «Прогрес» <https://ivchenko-progress.com>
15. Commercial Engines 2018. Turbofan Focus. FlightGlobal. 2018.
16. Rouaud L. GE Aviation. Technology Innovation to Power the Next Generation Widebody Aircraft. September 2012. GE Aviation.
17. GEnx™ High Bypass Turbofan Engine. Data Sheet. 2014. GE Aviation.
18. GE's GEnx Engine Unveiled at Paris Air Show. Press Release. June 15, 2009. GE Aviation.
19. Boeing 777X. Wikipedia ([https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_777X](https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_777X))
20. General Electric GE90. Wikipedia ([https://en.wikipedia.org/wiki/General\\_Electric\\_GE90](https://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_GE90))
21. GE Aviation Jefferies Investor Visit. May 12, 2014. GE Aviation.
22. GE Aviation. Deutsche Bank Industrial Conference. June 05, 2014. GE Aviation.
23. GE9X Technology Validated As Program Gathers Pace. AINonline. July 14, 2014 (<http://www.ainonline.com/aviationnews/air-transport/2014-07-14/ge9x-technology-validated-program-gathers-pace>)
24. Rockstroh T.J. GE Aviation. Additive Manufacturing Overview. Evolution to Revolution. LAM 2014. March 2014. GE Aviation.
25. Wadia A.R. Technologies for the Next Engine Generation. September, 2014. GE Aviation.

26. Bachelet E. Advanced Technology Engines for the Next Generation of Aircraft. 27th Annual Conference. 15 March 2010. CFM International.
27. Next-gen Engine Technology. Implications for Maintenance. February 2014. Aero Engine USA, CFM International. 2014.
28. Jean-Paul Ebanga LEAP. Proven Breakthrough. ISTAT. March 11, 2013.
29. LEAP. Latin America & Caribbean Engineering & MRO Summit. October 17–18, 2012. Sao Paulo, Brasil. CFM Int.
30. Propelling Forward. Current & New Engine Technologies Helping to Reduce Maintenance Costs MRO Europe – Amsterdam. October 10, 2012. CFM International.
31. PurePower® Family of Engines. Pratt & Whitney. 2014.
32. Atsushi S., Mitsuo I., Tetsuji F. Development of PW1100G-JM Turbofan Engine. IHI Engineering Review. Vol. 47. No. 1. 2014. P. 23–28.
33. Boyer J. Additive Manufacturing. April 7, 2015. Pratt & Whitney, 2015.
34. Printed Parts Will Be Used in Jet Engines. Rapidreadytech. April 2015 (<https://www.rapidreadytech.com/2015/04/printed-parts-will-be-used-in-jet-engines/>)
35. The PurePower® PW1000G Engine. MRO Summit Panama – 2014. Pratt & Whitney. 2014.
36. PurePower® PW1000G Program Review. October 2013. Pratt & Whitney.
37. Type-Certificate Data Sheet. No. E.067. Issue: 01 for CFM International CFM56-5 Engines. 18 May 2009. EASA.
38. Type-Certificate Data Sheet. No. E.093. Issue: 02 for PW1100G-JM Series Engines. 23 November 2015. EASA.
39. Type-Certificate Data Sheet. No. E.110. Iss.: 01 for Engine LEAP-1A & LEAP-1C Series Engines. 30 Nov. 2015. EASA
40. 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, No. 2014-0078. 10p.

41. Babkin V., Palkin V. R&D Concepts of Future Wide Body Aircraft Engine. Aero Engine China 2016 – Next Generation Aero Engine To Take Off. October 25–26, 2016. Shanghai, P.R. China.
42. Arndt N. Environmentally Friendly Aero-Engines for the 21st cent. CEAS Berlin, 12th Sept., 2007. Rolls-Royce
43. Haselbach, F., Newby, A., & Parker, R. Next Generation of Large Civil Aircraft Engines—Concepts & Technologies. In *European Turbomachinery Conference, 2015*. pp. 23-27.
44. Jankovsky A. NASA. Hybrid Gas-Electric Subproject Overview. Interchange with Meggitt Aircraft Braking Systems, Aug 31, 2016. NASA, 2016.
45. Del Rosario R. A Future with Hybrid Electric Propulsion Systems: A NASA Perspective. Turbine Engine Technology Symposium, Strategic Visions Workshop, Dayton, OH, September 11, 2014. NASA
46. Balushok, K. Experience of designing and implementing integrated system of technological preparation of production for manufacturing new aircraft engines. *Mechanics and Advanced Technologies*, 2023, 7(1), 24–35. <https://doi.org/10.20535/2521-1943.2023.7.1.278104>
- 47 Luo, Z. Application and development of electronic computers in aero engine design and manufacture. *ASP Transactions on Computers*, 2021, 1(1), p. 6-11.
48. Тепломасообмін в об'єктах альтернативної енергетики: підручник / В. А. Малярєнко, О. В. Сенецький ; Харків. нац. ун-т міськ. госп-ва ім. О. М. Бекєтова. – Харків : ХНУМГ ім. О. М. Бекєтова, 2021. – 311 с.
49. Патон, Б. Є., Халатов, А., Костєнко, Д., Білека, Б., Письменний, О., Боцула, А., ... & Коняїн, В. Концепція (проект) державної науково-технічної програми «створєння промислових газотурбінних двигунів нового покоління для газової промисловості та енергетики». Вісник Національної академії наук України, 2008, №4, с. 3-9.

50. Kyprianidis, K. G., Grönstedt, T., Ogaji, S. O., Pilidis, P., & Singh, R. . Assessment of future aero-engine designs with intercooled and intercooled recuperated cores. ACME, 2011, Vol. 133, 011701, 10p.
51. Weckmuller S., Guerin C. On the influence of trailing-edge serrations on open-rotor tonal noise, AIAA.-2012. № 2124. 15p.
52. Bauer M., Redmann D., Pontgratz R. An experimental study on a low noise blade concept for CROR , AIAA, 2012, № 2126.
53. Schnell R., Yin J. , Funke S. , Siller H. Aerodynamic and basic acoustic optimization of a contra- rotating open rotor with experimental verification , AIAA. 2012. №2127
54. Lengyel T., Voß C., Schmidt T., Nicke E. Design of a counter rotating fan – an aircraft engine technology to reduce noise and CO2-emissions // 19th ISABE Conference (ISABE 2009). 2009.
55. Talbotec J., Vernet M. SNECMA Counter rotating turbo fan aerodynamic design logic & tests Results // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2010. V. 4. P. 2550-2559.
56. Khaletskiy Yu., Mileschin V., Talbotec J., Nicke E. Study on noise of counter rotating fan models at CIAM anechoic chamber // 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2012. V. 2. P. 1325-1334.
57. 1. Fateev V., Mileschin V., Pankov S., Shchipin S. Ducted counter-rotation fan thickened blades optimization based on 3D inverse problem solution aiming at fan gasdynamics improvement // 19th ISABE Conference (ISABE-2009). 2009.
58. Триконтурний турбореактивний двигун: пат.87173 Україна: МПК F02K 3/00. / Терещенко Ю.М., Терещенко Ю.Ю., Панін В.В., Панін Ю.В., Гуз С.Ю.; заявник і патентовласник Національний авіаційний університет. – №а2007 06584; заявл. 12.06.2007; опубл. 25.06.2009, Бюл.№12. – 3с.
59. Терещенко Ю. М., Дорошенко Е. В., Ластивка И. А. Оцінка економічності триконтурного турбореактивного двигуна. Східно-Європейський журнал передових технологій. 2013 , 5/7 ( 65 ). С. 38-41

60. Майборода Р.В. Сучасні тенденції розвитку авіаційного двигунобудування. *VII Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів "Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті"*. Київ, 30 листопада 2021. С. 14-15.
61. Теплицький І. О. Елементи комп'ютерного моделювання : навчальний посібник.– Кривий Ріг : КДПУ, 2010. – 264 с.
62. Santner, T. J., Williams, B. J., Notz, W. I., & Williams, B. J. *The design and analysis of computer experiments*. New York: Springer. 2019, 436p.
63. Morris, M. D. The design and analysis of computer experiments. *Journal of the American Statistical Association*, 2004, №99(468), pp. 1203–1204
64. Fang, K. T., Li, R., & Sudjianto, A. *Design and modeling for computer experiments*. CRC press. 2005, 287p.
65. Dean A., Voss D., Draguljić D. Design and Analysis of Experiments. Springer International Publishing. 2017, 840p.
66. Tournlidakis A., Yates M., Elder R. Advances of CFD in Fluid Machinery Design. Wiley, 2003, 233p.
67. Naixing Chen Aerothermodynamics of Turbomachinery. Analysis and Design. Wiley, 2011, 448p.
68. Schlichting H., Gersten K., Gersten K. Boundary-layer theory. Springer. 2000, 799p.
69. Knabner P., Angerman L. Numerical Methods for Elliptic and Parabolic Partial Differential Equations. Springer New York, 2006, 426p.
70. Lecheler S. Computational Fluid Dynamics. Getting Started Quickly With ANSYS CFX 18 Through Simple Examples. Springer Fachmedien Wiesbaden. 2022, 210
71. Fletcher C. A. J. Computational Techniques for Fluid Dynamics. Fundamental and General Techniques. Springer Berlin Heidelberg. 2013, 409p.
72. Srinivas K., Fletcher C. A. J. Computational Techniques for Fluid Dynamics. A Solutions Manual. Springer Berlin Heidelberg, 2012, 256p.

73. Spatankar S.V. Numerical heat transfer and fluid flow. Hemisphere Publishing Corporation. 1980, 197p.
74. Jovanović B. S., Süli E. Analysis of Finite Difference Schemes. For Linear Partial Differential Equations with Generalized Solutions. Springer London
75. Tsinober A., Dracos T. New Approaches and Concepts in Turbulence. Springer Basel AG. 2012, 427p.
76. Nieuwstadt F.T.M., Westerweel J., Boersma B.J. Turbulence. Introduction to Theory and Applications of Turbulent Flows. Springer International Publishing, 2016, 284p.
77. Hinze J. O. Turbulence. McGraw-Hill, 1975, 790p.
78. Ting D. Basics of Engineering Turbulence. Elsevier Science, 2016, 256p.
79. Davidson P. A. Turbulence. An Introduction for Scientists and Engineers. Oxford University Press. 2015, 630p.
80. Ruas V. Numerical Methods for Partial Differential Equations. An Introduction. Wiley, 2016, 342p.
81. Rathakrishnan E. Applied Gas Dynamics. Wiley. 2019, 656p.
82. Халатов А. А., Мочалін Є. В., Димитрієва Н. Ф. Основи теорії примежового шару. Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 191 с.
83. Deville M., Gatski Th. B. Mathematical Modeling for Complex Fluids and Flows. Springer Berlin Heidelberg. 2012, 264p.
84. Jiyuan Tu, Guan Heng Yeoh, Chaoqun Liu Computational Fluid Dynamics. A Practical Approach. Elsevier Science, 2007, 480p.
85. Chou P.Y. On the Velocity Correlations and the Solution of the Equations of Turbulent Fluctuation. Quart. Appl. Math. , Vol. 3, p. 38.
86. Kolmogorov A.N. Equations of turbulent motion of an incompressible fluid. Izvestia Academy of Sciences, USSR; Physics 6:56-58, 1942.
87. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal.–1994. – Vol. 32, No. 8.
88. Langtry R. B., Menter F. R. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics // AIAA 2005-522. 2005. 14 p.

89. Haeng Kon Kim, Len Gelman, Sio-Iong Ao Transactions on Engineering Technologies. World Congress on Engineering 2018. Springer Nature Singapore, 2020, 363p.

90. The transonic flow through a plane turbine cascade as measured in four European wind tunnels / R. Kiock et al. *ASME Pap.* 1986. №108. P. 277–284.

91. Хомилев С. О., Різник С. Б., Єршов С. В. Чисельне дослідження обтікання турбінних решіток профілів: Частина 1 – Верифікація розрахункового методу. Вісник НТУ “ХПІ”. 2008. №6. С. 23–31.

92. Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин. / Венедиктов В. Д. и др., 1990. 393 с.

93. Christopher J. Chesnakas. Experimental studies in a supersonic through-flow fan blade cascade. Dissertation. Blacksburg, Virginia. May. 1991

94. Майборода Р.В. Моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2022, № 4 спецвипуск 1 (181). С. 31-35. doi: 10.32620/aktt.2022.4sup1.05

95. Майборода Р.В. Тестова задача моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці. *Збірник тез XXVI Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2022. С. 37-38.

96. Майборода Р.В. Тестова задача моделювання течії у турбінній решітці. *Тези доповідей XXII Міжнародної науково-практичної конференції здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ»*. Київ, 2022. С.59.

97. Терещенко Ю.М. Газодинамічний розрахунок елементів газотурбінних двигунів. Київ, НАУ, 2015.

98. Майборода Р.В. Розробка термогазодинамічної моделі турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна. *Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph – International Science Group. – Boston: PrimediaeLaunch, 2023. 359-377 p. doi: 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2.*

99. Aviation Dictionary. <http://avidic.ir/public/show-word-single/102/aft-fan>

100. Терещенко Ю.М., Дорошенко К.В., Ластівка І.О., Терещенко Ю.Ю. Методика оцінки статичної міцності двоярусної лопатки робочого колеса турбовентиляторної приставки/ Наукоємні технології, 2017, 35(3), 233-241.

101. Терещенко Ю.М., Марківська Л.Г. Моделювання температурного стану двох'ярусної лопатки робочого колеса турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна. / Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації. 2020. Вип. № 16(23), 184-188.

102. Майборода Р.В. Вплив температурного перепаду на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки ГТД. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2023, №4 спецвипуск №2 (190). С. 70-75. doi:[10.32620/aktt.2023.4sup2.09](https://doi.org/10.32620/aktt.2023.4sup2.09)

103. Майборода Р.В. Аналіз впливу температурного перепаду двоярусного робочого колеса на ступінь підвищення тиску. *Збірник тез XXVII Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2023. С. 25-26.

104. Терещенко Ю.Ю., Терещенко Ю.М., Дорошенко К.В., Усенко В.Ю. Профільний опір мотогондолої газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою. Проблеми тертя та зношування. 2018. №3(81), С.63-73.

105. Tereshchenko Yu. Yu., Tereshchenko Yu. M., Sklyarov A., Doroshenko E., Humeniuk P. Estimation of the aerodynamic characteristics of a stepped nacelle for the aircraft powerplant. *Eastern European Journal of Enterprise Technologies*. 2019. V.6.#7-102. P. 27-31. doi: [10.15587/1729-4061.2019.183403](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.183403).

106. Терещенко Ю.Ю., Аеротермогазодинамічна інтеграція багатоконтурного газотурбінного двигуна і мотогондолої авіаційної силової установки: монографія. – К.: НАУ, 2019, 116с.

107. Теорія теплових двигунів: підручник / Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, С.О. Дмитрієв та ін..- К.: Вища школа, 2001. – 382 с.

108. Майборода Р.В. Аналіз впливу мотогондолої на силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2023, №4 (188). С. 79-84. doi:[10.32620/aktt.2023.4.10](https://doi.org/10.32620/aktt.2023.4.10)



109. Майборода Р.В. Вплив мотогондולי триконтурного двигуна на силу тяги турбовентиляторної приставки. *Збірник тез XXVII Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2023. С. 25.

## Додаток А

**СПИСОК ПРАЦЬ ЗДОБУВАЧА****Наукові праці, в яких опубліковано основні наукові результати дослідження**

1. Майборода Р.В. Моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2022, № 4 спецвипуск 1 (181). С. 31-35. doi: 10.32620/aktt.2022.4sup1.05;
2. Майборода Р.В. Аналіз впливу мотогондоли на силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2023, №4 (188). С. 79-84. doi: [10.32620/aktt.2023.4.10](https://doi.org/10.32620/aktt.2023.4.10);
3. Майборода Р.В. Вплив температурного перепаду на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки ГТД. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2023, №4 спецвипуск №2 (190). С. 70-75. doi: [10.32620/aktt.2023.4sup2.09](https://doi.org/10.32620/aktt.2023.4sup2.09)
4. Майборода Р.В. Розробка термогазодинамічної моделі турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна. *Technical and agricultural sciences in modern realities: problems, prospects and solutions: collective monograph – International Science Group. – Boston: PrimediaeLaunch, 2023. 359-377 p.* doi: 10.46299/ISG.2023.MONO.TECH.2.

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

5. Майборода Р.В. Тестова задача моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці. *Збірник тез XXVI Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2022. С. 37-38
6. Майборода Р.В. Сучасні тенденції розвитку авіаційного двигунобудування. *VII Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів "Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті"*. Київ, 30 листопада 2021. С. 14-15.
7. Майборода Р.В. Тестова задача моделювання течії у турбінній решітці. *Тези доповідей XXII Міжнародної науково-практичної конференції здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ»*. Київ, 2022. С.59.

8. Майборода Р.В. Вплив мотогондолі триконтурного двигуна на силу тяги турбовентиляторної приставки. *Збірник тез XXVII Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2023. С. 25.

9. Майборода Р.В. Аналіз впливу температурного перепаду двоярусного робочого колеса на ступінь підвищення тиску. *Збірник тез XXVII Міжнародного Конгресу двигунобудівників*. Харків, 5-8 вересня 2023. С. 25-26.

## Додаток Б

## Довідка про впровадження



03.10.2013 № 35/4541-13

на / To No. \_\_\_\_\_ від / From \_\_\_\_\_

## ДОВІДКА ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ

Результати дисертаційного дослідження аспіранта Національного авіаційного університету Майбороди Романа Валерійовича, на тему: “Визначення взаємного впливу течії в турбінному та вентиляторному контурах турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна” на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 – “Енергетичне машинобудування” впроваджені в науковій діяльності ДП «Івченко-Прогрес».

Зокрема, прийнято до впровадження наукові результати дисертаційної роботи для розробки перспективних авіаційних двигунів з турбовентиляторною приставкою, а саме науково-обґрунтовані рекомендації щодо узгодження параметрів робочого процесу турбінного та вентиляторного контурів турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна; дані щодо впливу нагрівання проміжного корпусу турбовентиляторної приставки на аеродинамічну навантаженість і реактивну силу тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

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



О.В. Жорник

## Додаток В

## Довідка про впровадження

**АНТОНОВ**  
Державне підприємство



**ANTONOV**  
company

вул. Академіка Туполева, 1, м. Київ,  
03062 Україна  
Факс: 38(044) 454-79-66  
Тел.: 38(044) 454-31-49  
E-mail: info@antonov.com  
Код ЄДРПОУ 14307529

vul. Akademika Tupoleva, 1, Kyiv,  
03062 Ukraine  
Fax: 38(044) 454-79-66  
Phone: 38(044) 454-31-49  
E-mail: info@antonov.com

Від "03" \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

№ \_\_\_\_\_

**ДОВІДКА ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ**

Результати дисертаційного дослідження аспіранта Національного авіаційного університету Майбороди Романа Валерійовича, на тему: "Визначення взаємного впливу течії в турбінному та вентиляторному контурах турбовентиляторної приставки авіаційного газотурбінного двигуна" на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 142 – "Енергетичне машинобудування" впроваджені в науковій діяльності ДП «Антонов».

Зокрема, прийнято до впровадження наукові результати дисертаційної роботи щодо оцінки впливу примежевого шару на мотогондолі газогенератора на параметри вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки з урахуванням роботи турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна; науково-обґрунтовані рекомендації щодо узгодження параметрів робочого процесу турбінного та вентиляторного контурів турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

Головний конструктор з силових установок  
і систем життєзабезпечення  
ДП «Антонов», к.т.н.



Вячеслав Усенко