

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

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

**БАЛАЛАЄВ АНТОН ВАЛЕРІЙОВИЧ**

УДК 629.7.036(043.5)

**ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕШІТЧАСТОГО ДВОРЯДНОГО РОБОЧОГО  
КОЛЕСА ВЕНТИЛЯТОРА ДВОКОНТУРНОГО  
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА**

05.05.03 – Двигуни та енергетичні установки

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

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

\_\_\_\_\_ А.В. Балалаєв

Науковий керівник

Терещенко Юрій Матвійович, д.т.н, проф.

**Київ – 2021**

## АНОТАЦІЯ

**Балалаєв А.В. Характеристики решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна. – Рукопис.**

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук зі спеціальності 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки. – Національний авіаційний університет МОН України; Національний авіаційний університет МОН України; Київ, 2021.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-прикладної задачі підвищення ефективності дворядних лопаткових вінців вентиляторів двоконтурних турбореактивних двигунів шляхом застосування решітчастих дворядних робочих коліс.

Дисертаційна робота є складовою частиною досліджень, що проводяться в Національному авіаційному університеті і спрямовані на покращення параметрів та характеристик ГТД літаків цивільної та військової авіації в широкому діапазоні експлуатаційних режимів.

Роботу виконано відповідно до Стратегії відродження українського авіабудування на період до 2022р., схваленої розпорядженням Кабінету Міністрів України №429-р. 10.05.2018р.

Метою дослідження є підвищення ефективності робочих коліс вентиляторів двоконтурних турбореактивних двигунів шляхом застосування решітчастих дворядних робочих коліс.

Об'єктом дослідження є решітчасте дворядне робоче колесо вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна.

Предметом дослідження є робочий процес решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна.

У роботі використовуються сучасні теоретичні методи та метод чисельного експерименту. Теоретична частина роботи ґрунтується на результатах фундаментальних досліджень в теорії управління пограничним

шаром, теорії лопаткових вінців турбомашин, міцності робочих коліс компресорів та вентиляторів. Експериментальна частина роботи ґрунтується на використанні методу чисельного експерименту. Результати чисельних досліджень порівнювались з результатами відомих натурних фізичних експериментів.

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

Силова установка літального апарату багато в чому визначає його ефективність та економічність. Конкурентноспроможний двигун повинен мати високі тягові, економічні, масогабаритні та інші експлуатаційні характеристики. Один із шляхів підвищення економічності авіаційних двигунів, що обрали світові авіаційні компанії є підвищення ступеня двоконтурності, що в свою чергу вимагає розробку надійних ефективних вентиляторів. До таких вентиляторів висуваються наступні вимоги: високий рівень ефективності, високий коефіцієнт корисної дії (ККД); високий рівень надійності; мала вага при заданих габаритних розмірах; низький рівень шуму; низький рівень вібрації та інше.

Управління пограничним шаром дозволяє вирішити задачу підвищення ефективності вентиляторів авіаційних двигунів. В теорії управління пограничним шаром розрізнять активні і пасивні методи. Недолік застосування активних методів управління пограничним шаром в напрямних апаратах і робочих колесах осьових вентиляторів є додаткове підведення енергії і складність конструкції. Серед пасивних методів управління пограничним шаром слід зазначити застосування дворядних лопаткових вінців. Застосування дворядних лопаткових вінців в робочих колесах осьових компресорів дозволяє збільшити аеродинамічну навантаженість ступенів компресора, зменшити вагу та габаритні розміри двигуна, розширити

діапазон стійкої роботи компресора. Заміна однорядних лопаткових вінців на дворядні дозволяє збільшити кут повороту потоку за рахунок зменшенню кута відставання потоку. Збільшення кута повороту потоку призводить до збільшення закрутки потоку в міжлопатковому каналі, що, в свою чергу, призводить до збільшення ефективної роботи компресора при незмінній окружній швидкості. Як наслідок ступінь підвищення тиску з дворядним лопатковим робочим колесом (РК) збільшується.

Однак дворядні лопаткові вінці мають зменшений рівень жорсткості в порівнянні з однорядними за рахунок зменшення довжини хорд лопаток першого і другого ряду. Один із шляхів вирішення цієї проблеми є застосування решітчастих дворядних лопаткових вінців.

В аеродинаміці відомі роботи, щодо створення решітчастих крил, які мають високі аеродинамічні характеристики. Дворядну лопатку з перетинками можна розглядати як частковий випадок решітчастого крила. Однак до теперішнього часу не було досліджено характеристики дворядного РК.

Проведено серію тестових задач для дворядної решітки аеродинамічних профілів та ступеня осьового компресора. Представлені результати тестового завдання моделювання течії в ступені осьового компресора при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0,36 \dots 0,64$  в діапазоні відносної швидкості обертання від 0,8 до 0,6. Порівняння результатів чисельного розрахунку з експериментальними даними показало, що при використанні для замикання рівнянь Нав'є-Стокса моделі турбулентності k- $\Omega$ , k-Epsilon EARSM і SST показали похибка розрахунку до 2%. Надалі при подібних розрахунках течії в ступенях осьового компресора планується використовувати модель турбулентності SST.

В результаті моделювання течії у вентиляторі ТРДД з дворядним робочим колесом показано, що ступінь підвищення тиску у вентиляторі з дворядним РК зростає від 0,32 до 20 % для режимів роботи при частоті обертання  $n=2202$  об/хв.,  $n=2848$  об/хв., та  $n=3010$  об/хв. в діапазоні значень газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)=0,4\dots 1$ .

Вперше отримано характеристики решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора ТРДД методом чисельного експерименту.

Створено твердотільні моделі решітчастих дворядних РК з урахуванням ліній току течії в міжлопаткових каналах.

Показано, що застосування решітчастих дворядних РК забезпечує підвищення ефективності вентилятора, збільшує його напірність. Ступінь підвищення тиску в діапазоні режимів обертання ротору від 2202...3010об/хв. збільшується до 10% в порівнянні з дворядним РК.

Аналіз отриманих залежностей показує, що ефективність решітчастих дворядних РК вище, ніж дворядних РК і однорядних РК вентилятора. Решітчасте дворядне РК з трьома перетинками має вищу ефективність, ніж решітчасте дворядне РК з двома та однією перетинкою. Решітчасте дворядне РК з двома перетинками має вищу ефективність, ніж решітчасте дворядне РК з однією перетинкою.

Представлено дослідження частотних характеристик власних коливань однорядної, еквівалентної дворядної та решітчастих дворядних лопаток робочих коліс вентилятора ТРДД.

Показано, що застосування дворядних лопаток у дослідженому вентиляторі без перегородок недопустимо у зв'язку з наявністю власних форм коливань, де відбувається перетинання лопаток першого і другого ряду.

Аналіз отриманих частотних діаграм показав, що для дворядної лопатки будуть виникати резонансні коливання на досліджених режимах роботи двигуна, на відміну від решітчастої дворядної лопатки.

Показано, що застосування решітчастих дворядних робочих лопаток дозволяє покращити жорсткість та забезпечити надійну роботу вентилятора.

Удосконалено методику вибору параметрів решітчастих дворядних РК вентилятора ТРДД, яка дозволяє врахувати аеродинамічні та частотні характеристики власних коливань решітчастих дворядних лопаток вентилятора ТРДД.

Удосконалена методика вибору параметрів решітчастого дворядного лопаткового вінця робочого колеса вентилятора ТРДД складається з наступних етапів: вибір режиму роботи двигуна, аеродинамічний розрахунок дворядного вентилятора, розрахунок кутів установки перегородок решітчастого дворядного РК на основі візуалізацій ліній току, вибір кількості перетинок в решітчастому РК вентилятора, розрахунок частотних характеристик власних коливань та аналіз результатів.

В роботі отримала подальший розвиток теорія дворядних лопаткових вінців в частині характеристик решітчастих дворядних лопаткових вінців з великим подовженням.

Практична значимість роботи полягає у можливості використання отриманих автором рекомендацій щодо проектування решітчастих дворядних робочих коліс і удосконаленої методики проектування дворядних робочих коліс вентиляторів при проектуванні ТРДД нового покоління або при модернізації існуючих ТРДД.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується актами реалізації результатів роботи у ДП «Антонов» та актом реалізації результатів роботи в навчально-виховний процес Національного авіаційного університету.

**Ключові слова:** решітчасте робоче колесо, ефективність, вентилятор, дворядне робоче колесо, турбореактивний двоконтурний двигун, аеродинамічні характеристики, методика, ступінь підвищення тиску, власні коливання, чисельний експеримент.

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

### Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації

1. Astanin, V.V., Borodachov, M.M., Bogdan, S.Y., Balalaev, A.V., Bernal, F.P.F. Limit State of a Composite Three-Layered Cylindrical Shell under Internal Pressure, *Strength of Materials*, 2015, 47(4), p. 544–552 (SCOPUS)

2. Балалаєв А. В., Дорошенко К. В. Чисельне дослідження власних коливань дворядної робочої лопатки ступеня осьового компресора. Проблеми тертя та зношування, 2020, 3 (88) с.109-116.

3. Балалаєв А. В., Дорошенко К. В., Терещенко Ю.М. Моделювання власних коливань дворядної робочої лопатки вентилятора. Проблеми тертя та зношування, 2020, 4 (88) с.75-82

4. Balalaiev A. Flow simulation in an elementary tandem vane row of compressor. *Annali d'Italia*. 2020. №10-1. P.51–54 (закордонний журнал)

5. Балалаєв А.В., Дорошенко К.В., Терещенко Ю.М. Оцінка впливу кута стрілоподібності лопаток на аеродинамічну навантаженість вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна. *German International Journal of Modern Science* №3, 2020, с.38-41 (закордонний журнал)

### Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

6. Astanin V., Shevchenko O., Balalaiev A., Bondar N. Influence of production technology of fiberglass on the strength characteristics. The Eighth World Congress “Aviation in the XXI-st century”, 2018, Kyiv, p. 1.3.9-1.3.13

7. Balalaiev A. V. Application of composites in elements of fans and compressors of aircraft engines. The 12th International scientific and practical conference “Topical issues of the development of modern science”, July 29-31, 2020, Publishing House “ACCENT”, Sofia, Bulgaria. 2020. p. 25-28

8. Balalaiev A., Doroshenko K.V. Test problem of the flow modeling in axial compressor stage. The Ninth World Congress “Aviation in the XXI-st century”, 2020, Kyiv, p. 1.3.9-1.3.13

9. Хижняк М.В., Балалаєв А.В. Пасивне управління примежовим шаром на лопатках вентилятора газотурбінного двигуна. XXV - Міжнародний Конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2020, с.53

10. Балалаєв А. В. Вплив кута стріловидності на аеродинамічну навантаженість вентилятора газотурбінного двигуна. Інноваційні технології: матеріали наук.-техн. конф. студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених ІНТЛ НАУ (м. Київ, 25-26 листоп. 2020 р.). Київ, 2020. с.68-69

11. Балалаєв А.В., Дорошенко К.В. Ефект стріловидності лопаток в дозвукових компресорах і вентиляторах газотурбінних двигунів. XXI Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика, м. Київ, Україна, 2020р., с. 21-22.

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

12. Astanin V.V., Olefir G.O., Balalaiev A.V. Experimental complex for material impact strength researches. Journal of KONES. Powertrain and Transport. Warsaw: European Science Society of Powertrain and Transport Publication. 2008. V.15, № 1. с. 17-28. (закордонний журнал)

13. Astanin V.V., Olefir G.O., Balalaiev A.V. Experimental complex for material impact strength researches. Programy MES we wspomaganiu analizu, projektowania i wytwarzania. Kazimierz Dolny. 2007. p. 13-14.



## SUMMARY

**Balalaiev A. V. Characteristics of a tandem grid fan impeller of a turbofan engine.** – Manuscript.

Thesis for Degree of Candidate of Engineering Science, specialty 05.05.03 – Engines and Energy Installations. – National Aviation University of the Ministry of Education and Science of Ukraine; National Aviation University of the Ministry of Education and Science of Ukraine, Kiev, 2021.

The thesis is devoted to solving the scientific and applied problem of increasing the efficiency of tandem blade rows of fans of turbofan engines by using grid tandem impellers.

The dissertation is a part of the research conducted at the National Aviation University and aimed at improving the parameters and characteristics of the turbojet engine of civil and military aircraft in a wide range of operating modes.

The work was performed in accordance with the Strategy for the revival of Ukrainian aircraft construction for the period up to 2022, approved by the order of the Cabinet of Ministers of Ukraine №429-r. 10/05/2018.

The aim of the study is to increase the efficiency of the impellers of fans of double-circuit turbojet engines by using grid tandem impellers.

The object of the study is the grid tandem impeller of a turbofan engine.

The subject of the study is the working process of the grid tandem impeller of a fan of a turbofan engine.

The paper uses modern theoretical methods and the method of numerical experiment. The theoretical part of the work is based on the results of fundamental research in the theory of boundary layer control, the theory of turbine blades, the strength of the compressor's impeller and fans. The experimental part of the work is based on the use of the method of numerical experiment. The results of numerical studies were compared with the results of known full-scale physical experiments.

The reliability of the obtained results is ensured by the correct use of mathematical apparatus to solve scientific problems and is confirmed by good coordination of the results of computational research with the results of physical experiments and research by other authors, performed by proven methods.

The power plant of an aircraft determines its efficiency and economy. A competitive engine must have high traction, economy, weight and other performance characteristics. One of the ways to increase the efficiency of aircraft engines chosen by global airlines is to increase the degree of bypass ratio, which in turn requires the development of reliable efficient fans. The following requirements are set for such fans: high level of efficiency, high efficiency (efficiency); high level of reliability; light weight at the set overall dimensions; low noise level; low vibration, etc.

Boundary layer control allows to solve the problem of increasing the efficiency of aircraft engine fans. In the theory of boundary layer control, a distinction is made between active and passive methods. The disadvantage of using active methods of controlling the boundary layer in the guide vanes and impellers of the axial fans is the additional energy supply and the complexity of the design. Among the passive methods of boundary layer control should be noted the use of tandem blade rows. The use of tandem blade rows in the impellers of axial compressors allows to increase the aerodynamic load of the compressor stages, to reduce the weight and overall dimensions of the engine, to expand the range of stable operation of the compressor. Replacing single-row vane crowns with tandem ones allows to increase the flow rotation angle by reducing the flow lag angle. Increasing the angle of rotation of the flow leads to an increase in the twist of the flow in the interscapular channel, which, in turn, leads to an increase in the efficient operation of the compressor at constant circumferential speed. As a result, the degree of pressure increase with the tandem impeller increases. However, tandem scapular crowns have a reduced level of rigidity compared to single-row due to the reduction of the length of the chord blades of the first and second rows. One way to solve this problem is to use grid of tandem blade rows.

In aerodynamics, work is known on the creation of grid wings, which have high aerodynamic characteristics. A tandem blade with membranes can be considered as a partial case of a lattice wing. However, to date, the characteristics of tandem impeller have not been studied. A series of test problems for tandem cascade of aerodynamic profiles and degree of axial compressor is carried out. The results of the test task of flow simulation in the degree of axial compressor at the value of the coefficient  $\lambda = 0.36 \dots 0.64$  in the range of relative speed from 0.8 to 0.6 are presented. Comparison of the results of numerical calculations with experimental data showed that when using the turbulence model k-Omega, k-Epsilon EARSM and SST to close the Navier-Stokes equations showed a calculation error of up to 2%. In the future, it is planned to use the SST turbulence model for similar flow calculations in the axial compressor stages.

As a result of flow simulation in a turbojet engine's tandem impeller has shown that the degree of pressure increase in a tandem impeller fan increases from 0.32 to 20% for operating modes at speed  $n = 2202$  rpm,  $n = 2848$  rpm, and  $n = 3010$  rpm in the range of values of the gas-dynamic flow function  $q(\lambda) = 0.4 \dots 1$ .

For the first time the characteristics of the grid tandem impeller of the turbojet fan were obtained by the method of numerical experiment. Solid-state models of grid tandem impellers taking into account the current flow lines in the interscapular channels have been created. It is shown that the use of grid tandem impellers increases the efficiency of the fan, increases its pressure. The degree of pressure increase in the range of rotor rotation modes from 2202... 3010rpm. increases to 10% in comparison with tandem impeller. Analysis of the obtained dependences shows that the efficiency of grid tandem impellers is higher than tandem impellers and single-row impeller fans. Grid of tandem impeller with three membranes has a higher efficiency than grid tandem impeller with two and one membrane. Grid tandem impeller with two membranes has a higher efficiency than grid tandem impeller with one membrane. The research of frequency characteristics of natural oscillations of single-row, equivalent tandem and grid tandem blades of impellers of Turbo Fan engine fan is presented. It is shown that

the use of tandem blades in the investigated fan without partitions is unacceptable due to the presence of natural forms of oscillations, where the blades of the first and second rows intersect. Analysis of the obtained frequency diagrams showed that for a tandem blade there will be resonant oscillations in the studied modes of operation of the engine, in contrast to the grid tandem blade. It is shown that the use of grid tandem work blades allows to improve the rigidity and ensure reliable operation of the fan. The method of choosing the parameters of the grid tandem impellers of the turbocharger fan has been improved, which allows to take into account the aerodynamic and frequency characteristics of the natural oscillations of the grid tandem blades of the turbocharger fan.

The improved method of choosing the parameters of the grid tandem blade impeller of the impeller of the turbocharger consists of the following stages: selection of engine mode, aerodynamic calculation of the tandem fan, calculation of angles of installation characteristics of natural oscillations and analysis of results. The theory of tandem scapular crowns was further developed in the part of the study of grid tandem blade rows with large elongation. The practical significance of the work lies in the possibility of using the author's recommendations for the design of grid tandem impellers and improved methods of designing tandem impellers of fans in the design of new generation turbochargers or in the modernization of existing turbochargers. The practical significance of the obtained results is confirmed by the acts of realization of the results of work in SE "Antonov" and the act of realization of the results of work in the educational process of the National Aviation University.

Keywords: grid impeller, efficiency, fan, tandem impeller, turbojet double-circuit engine, aerodynamic characteristics, technique, degree of pressure increase, natural oscillations, numerical experiment.

## **LIST OF PUBLICATIONS ON THE TOPIC OF THESIS**

### **Published scientific works reflecting main results of thesis**

1. Astanin, V.V., Borodachov, M.M., Bogdan, S.Y., Balalaeiv, A.V., Bernal, F.P.F. Limit State of a Composite Three-Layered Cylindrical Shell under Internal Pressure, *Strength of Materials*, 2015, 47(4), p. 544–552 (SCOPUS)
2. Balalaiev A.V., Doroshenko K.V. Numerical research of natural vibrations of tandem rotor blade of axial compressor stage. *Problems of friction and wear*, 2020, 3 (88) p.109-116.
3. Balalaiev A.V., Doroshenko K.V., Терещенко Ю.М. Natural vibration modeling of tandem rotor blade of axial fan. *Problems of friction and wear*, 2020, 4 (88) p.75-82
4. Balalaiev A. Flow simulation in an elementary tandem vane row of compressor. *Annali d'Italia*. 2020. №10-1. P.51–54
5. Balalaiev A.V., Doroshenko K.V., Tereshchenko Yu.M. Influence evaluation of the blade angle of sweep on the aerodynamic loading of an axial fan of a turbofan engine. *German International Journal of Modern Science* №3, 2020, p.38-41

### **Scientific works confirming the approbation of the materials of the thesis**

6. Astanin V., Shevchenko O., Balalaeiv A., Bondar N. Influence of production technology of fiberglass on the strength characteristics. The Eighth World Congress “Aviation in the XXI-st century”, 2018, Kyiv, p. 1.3.9-1.3.13
7. Balalaiev A. V. Application of composites in elements of fans and compressors of aircraft engines. The 12th International scientific and practical conference “Topical issues of the development of modern science”, July 29-31, 2020, Publishing House “ACCENT”, Sofia, Bulgaria. 2020. p. 25-28

8. Balalaiev A., Doroshenko K.V. Test problem of the flow modeling in axial compressor stage. The Ninth World Congress "Aviation in the XXI-st century", 2020, Kyiv, p. 1.3.9-1.3.13

9. Khizhnyak M.V., Balalaiev A.V. Passive control of the boundary layer on the fan blades of a gas turbine engine. XXV - International Congress of Engineers: Abstracts. - Kharkiv: Nat. Aerospace University "Khark. aviation. Inst. ", 2020, p.53

10. Balalaiev A.V. Influence of sweep angle on aerodynamic load of gas turbine engine fan. Innovative technologies: materials of scientific and technical. conf. students, graduate students, doctoral students and young scientists of INTL NAU (Kyiv, November 25-26, 2020). Kyiv, 2020. p.68-69

11. Balalaiev A.V., Doroshenko K.V. The effect of sweeping blades in subsonic compressors and fans of gas turbine engines. XXI International Scientific and Technical Conference AS PGP Industrial Hydraulics and Pneumatics, Kyiv, Ukraine, 2020, p. 21-22.

**Published scientific works wich additionally reflecting results of thesis**

12. Astanin V.V., Olefir G.O., Balalaiev A.V. Experimental complex for material impact strength researches. Journal of KONES. Powertrain and Transport. Warsaw: European Science Society of Powertrain and Transport Publication. 2008. V.15, № 1. c. 17-28.

13. Astanin V.V., Olefir G.O., Balalaiev A.V. Experimental complex for material impact strength researches. Programy MES we wspomaganiu analizy, projektowania i wytwarzania. Kazimierz Dolny. 2007. p. 13-14.

## ЗМІСТ

Анотація.....	2
Summary.....	9
Перелік прийнятих скорочень .....	17
Позначення основних параметрів.....	18
Вступ.....	20
Розділ 1 Сучасний стан проблеми підвищення ефективності вентиляторів двоконтурних турбореактивних двигунів .....	26
1.1 Основні тенденції розвитку літаків.....	26
1.2 Тенденції розвитку ГТД .....	32
1.3. Вимоги до вентиляторів перспективних ГТД.....	40
1.4. Дворядні лопаткові вінці в елементах осьових компресорів та вентиляторів.....	43
1.5. Решітчасті крила.....	47
1.6. Висновки за першим розділом.....	52
Розділ 2 Моделювання течії в дворядному вентиляторі двоконтурного турбореактивного двигуна.....	53
2.1. Вибір та обґрунтування параметрів чисельного експерименту для моделювання течії в елементах вентилятора... ..	53
2.2. Чисельний розрахунок течії у вентиляторі з однорядним і еквівалентним дворядним робочим колесом.....	77
2.3. Ефект стрілоподібності лопаток дозвукового вентилятора....	80
2.4. Дослідження ефекту стрілоподібності в дворядному робочому колесі вентилятора.....	86
2.6. Висновки за другим розділом.....	88
Розділ 3 Аеродинамічні характеристики вентиляторів з решітчастими дворядними робочими колесами.....	90
3.1. Створення твердотільної моделі решітчастого дворядного робочого колеса.....	90

3.2. Моделювання течії в решітчастих дворядних РК вентилятора.....	92
3.3. Висновки за третім розділом.....	100
Розділ 4 Частотні характеристики власних коливань решітчастих дворядних лопаток вентилятора.....	102
4.1. Моделювання власних частот коливань однорядної, еквівалентної дворядної та решітчастих робочих лопаток вентилятора.....	102
4.2. Методика вибору параметрів решітчастого дворядного лопаткового вінця робочого колеса вентилятора ТРДД.....	119
4.3. Висновки за четвертим розділом.....	122
Висновки.....	123
Список використаних джерел.....	125
Додаток А.....	143



**ПЕРЕЛІК ПРИЙНЯТИХ СКОРОЧЕНЬ**

ГГ	– газогенератор
ГТД	– газотурбінний двигун;
КВТ	– компресор високого тиску
ККД	– коефіцієнт корисної дії;
КНТ	– компресор низького тиску
ЛА	– літальний апарат
РК	– робоче колесо
МСЕ	– метод скінченних елементів
ТВТ	– турбіна високого тиску
ТНТ	– турбіна низького тиску
ТРД	– турбореактивний двигун
ТРДФ	– турбореактивний двигун форсований
ТРДД	– турбореактивний двоконтурний двигун
ТРДДФ	– турбореактивний двоконтурний двигун форсований

## ПОЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ

$C_\mu$	– емпірична константа
$D$	– діаметр, м;
$G$	– масова витрата повітря, кг/с;
$k$	– кінетична енергія турбулентності;
$l_t$	– масштаб турбулентності;
$M$	– число Маха;
$m$	– ступінь двоконтурності;
$n$	– частота обертання, $\text{хв}^{-1}$ ;
$p$	– тиск, Па;
$\vec{r}$	– радіус–вектор точки середовища, що розглядається, побудованої із деякої точки вісі обертання - початок координат,
$Re$	– число Рейнольдса;
$T$	– температура, К;
$T_G$	– температура газу перед турбиною, К;
$u$	– колова швидкість робочого колеса, м/с;
$u_i$	– швидкість течії в напрямі $x_i$ ;
$u_n$	– нормальна швидкість поблизу твердої поверхні;
$q_j = -\lambda \partial T / \partial x_j$	– компоненти вектора теплового потоку
$V_t = \sqrt{k}$	– масштаб швидкості турбулентності,
$W$	– відносна швидкість, м/с;
$x_i, x_j$	– координати точок спостереження;
$\eta$	– ККД;
$\mu$	– динамічна в'язкість, Па·с;
$\mu_t$	– турбулентна в'язкість;
$\nu$	– кінематична в'язкість, $\text{м}^2/\text{с}$ ;

$\pi$	– ступінь підвищення тиску;
$\rho$	– густина, кг/м <sup>3</sup> .
$\tau_{ij}$	– тензор напружень Рейнольдса
$\vec{\Omega}$	– кутова швидкість

## ВСТУП

**Актуальність теми.** Безпечний, надійний, більш ефективний і екологічно чистий повітряний транспорт – нагальна потреба сучасного суспільства. Силова установка літального апарату багато в чому визначає його ефективність та економічність. Конкурентноспроможний двигун повинен мати високі тягові, економічні, масогабаритні та інші експлуатаційні характеристики. Один із шляхів підвищення економічності авіаційних двигунів, що обрали світові авіаційні компанії є підвищення ступеня двоконтурності, що в свою чергу вимагає розробку надійних ефективних вентиляторів. До таких вентиляторів висуваються наступні вимоги: високий рівень ефективності, високий коефіцієнт корисної дії (ККД); високий рівень надійності; мала вага при заданих габаритних розмірах; низький рівень шуму; низький рівень вібрації та інше.

Управління пограничним шаром дозволяє вирішити задачу підвищення ефективності вентиляторів авіаційних двигунів. В теорії управління пограничним шаром розрізняють активні і пасивні методи. Недолік застосування активних методів управління пограничним шаром в напрямних апаратах і робочих колесах осьових вентиляторів є додаткове підведення енергії і складність конструкції. Серед пасивних методів управління пограничним шаром слід зазначити застосування дворядних лопаткових вінців. Застосування дворядних лопаткових вінців в робочих колесах осьових компресорів дозволяє збільшити аеродинамічну навантаженість ступенів компресора, зменшити вагу та габаритні розміри двигуна, розширити діапазон стійкої роботи компресора. Заміна однорядних лопаткових вінців на дворядні дозволяє збільшити кут повороту потоку за рахунок зменшенню кута відставання потоку. Збільшення кута повороту потоку призводить до збільшення закрутки потоку в міжлопатковому каналі, що, в свою чергу, призводить до збільшення ефективної роботи компресора при незмінній

окружній швидкості. Як наслідок ступінь підвищення тиску з дворядним лопатковим робочим колесом (РК) збільшується.

Однак дворядні лопаткові вінці мають зменшений рівень жорсткості в порівнянні з однорядними за рахунок зменшення довжини хорд лопаток першого і другого ряду. Один із шляхів вирішення цієї проблеми є застосування решітчастих дворядних лопаткових вінців.

В аеродинаміці відомі роботи, щодо створення решітчастих крил, які мають високі аеродинамічні характеристики. Дворядну лопатку з перетинками можна розглядати як частковий випадок решітчастого крила. Однак до теперішнього часу не було досліджено характеристики решітчастого дворядного РК.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-прикладної задачі підвищення ефективності дворядних лопаткових вінців вентиляторів двоконтурних турбореактивних двигунів шляхом застосування решітчастих дворядних робочих коліс. Тема роботи є актуальною і має важливе наукове та народногосподарське значення.

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

Робота виконана на кафедрі авіаційних двигунів Національного авіаційного університету. Вона ґрунтується на результатах досліджень, що пов'язані з виконанням держбюджетних науково-дослідних робіт і завдань, у яких здобувач брав участь як співвиконавець окремих розділів, відповідальний виконавець: НДР №703-ДБ09 «Розвиток методів дослідження граничного стану елементів конструкції у силових та температурних полях при статичному, циклічному та ударному навантаженні» (2009-2012); НДР №733-ДБ12 «Дослідження гібридних композиційних матеріалів за критеріями міцності для застосування при створенні безпілотного повітряного судна» (2012-2013рр.) – співвиконавець; НДР №123 – ДБ17 «Граничний стан пластинкових конструктивних елементів авіаційної техніки з композиційних матеріалів при статичному і ударному навантаженні» (2017-2019 р.) – співвиконавець; НДР № 25-2020/07.01.03 «Дослідження

шляхів вдосконалення аеродинаміки багаторядних лопаткових вінців високо напірних компресорів і вентиляторів газотурбінних двигунів» (2020-2021)-відповідальний виконавець.

Дисертаційна робота є складовою частиною досліджень, що проводяться в Національному авіаційному університеті і спрямовані на покращення параметрів та характеристик ГТД літаків цивільної та військової авіації в широкому діапазоні експлуатаційних режимів.

Роботу виконано відповідно до Стратегії відродження українського авіабудування на період до 2022р., схваленої розпорядженням Кабінету Міністрів України №429-р. 10.05.2018р.

#### **Мета і задачі дослідження.**

Метою дослідження є підвищення ефективності робочих коліс вентиляторів двоконтурних турбореактивних двигунів шляхом застосування решітчастих дворядних робочих коліс.

Досягнення мети передбачає вирішення наступних задач:

1. Моделювання течії у вентиляторі ТРДД з дворядним робочим колесом.
2. Дослідження аеродинамічних характеристик решітчастих дворядних РК вентилятора ТРДД.
3. Дослідження частотних характеристик власних коливань однорядних та решітчастих дворядних лопаток робочих коліс вентилятора ТРДД.
4. Удосконалення методики вибору параметрів решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора ТРДД з урахуванням спектру частот власних коливань.

**Об'єкт дослідження** – решітчасте дворядне робоче колесо вентилятора ТРДД.

**Предмет дослідження** – робочий процес решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора ТРДД.

**Методи досліджень.** У роботі використовуються сучасні теоретичні методи та метод чисельного експерименту. Теоретична частина роботи

ґрунтується на результатах фундаментальних досліджень в теорії управління пограничним шаром, теорії лопаткових вінців турбомашин, міцності робочих коліс компресорів та вентиляторів. Експериментальна частина роботи ґрунтується на використанні методу чисельного експерименту.

Результати чисельних досліджень порівнювались з результатами відомих натурних фізичних експериментів.

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

**Наукова новизна отриманих результатів:**

1. Вперше отримано характеристики решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора ТРДД методом чисельного експерименту.
2. Удосконалено методику вибору параметрів решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора ТРДД з урахуванням спектру частот власних коливань.
3. Отримала подальший розвиток теорія дворядних лопаткових вінців в частині характеристик решітчастих дворядних лопаткових вінців з великим подовженням.

**Практична значимість роботи** полягає у можливості використання отриманих автором рекомендацій щодо проектування решітчастих дворядних робочих коліс і удосконаленої методики проектування дворядних робочих коліс вентиляторів при проектуванні ТРДД нового покоління або при модернізації існуючих ТРДД.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується актами реалізації результатів роботи у ДП «Антонов» та актом реалізації результатів роботи в навчально-виховний процес Національного авіаційного університету.

**Особистий внесок здобувача визначається такими положеннями.**

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

У наукових працях автора, що опубліковані у співавторстві, здобувачем: зроблено проектування та тестування вузла стенду для дослідження міцнісних характеристик модельних композиційних лопаток [1]; проведено чисельний експеримент з дослідження коливань дворядної робочої лопатки ступеня осьового компресора [2]; проведено чисельний експеримент з дослідження власних коливань дворядної робочої лопатки вентилятора [3]; проведено чисельний експеримент з дослідження кута стрілоподібності лопаток на аеродинамічну навантаженість вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна [5]; проаналізовано міцнісні характеристики композиційних матеріалів [6]; проведено чисельний експеримент з моделювання течії в ступені осьового компресора, проаналізовано результати [8]; проаналізовано застосування дворядних лопаткових вінців в елементах вентилятора газотурбінного двигуна [9]; проаналізовано вплив ефекту стрілоподібності лопаток в дозвукових компресорах і вентиляторах газотурбінних двигунів [11]; здійснено підготовку експериментальних зразків, підготовку та налаштування обладнання, проведено експеримент, зроблено аналіз експериментальних даних [12, 13].

Апробація результатів роботи та публікації. Основні теоретичні положення, результати та висновки наукового дослідження доповідались автором, обговорювались та отримали позитивну оцінку на наукових семінарах кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету (м. Київ, Україна, 2018-2020 рр.); міжкафедральному семінарі Національного авіаційного університету (м. Київ, Україна, 2021 р.); The Eighth World Congress "Aviation in the XXI-st century (м. Київ, Україна, 2018р.); The Ninth World Congress " Aviation in the XXI-st century " (м. Київ, Україна, 2020р.); XXI Міжнародна науково-технічна конференція АС ПП



Промислова гідравліка і пневматика (м. Київ, Україна, 2020р.); The 12th International scientific and practical conference “Topical issues of the development of modern science” (м. Софія, Болгарія, 2020р.), XXV Міжнародний Конгрес двигунобудівників (м. Харків, Україна, 2020 р. онлайн), XVII науково-технічна конференція студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених «Інноваційні технології» (м. Київ, Україна, 2020р.).

**Публікації.** Основні результати дисертації представлено у 3 наукових статтях у закордонних журналах, 3 наукових статтях, опублікованих у журналах, що входять до переліку фахових видань України з технічних наук, у тому числі 1 статті у журналі, що індексується наукометричною базою SCOPUS; 7 тезах і матеріалах конференцій.

**Структура дисертації.** Дисертація складається з вступу, 4 розділів, висновків, списку використаної літератури та 1 додаток. Основний матеріал викладено на 105 сторінках, 37 рисунках, 1 таблиці. Бібліографія містить 168 найменувань робіт на 17 сторінках. Загальний обсяг дисертації складає 144 сторінки.

# РОЗДІЛ 1

## СУЧАСНИЙ СТАН ПРОБЛЕМИ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ВЕНТИЛЯТОРІВ ДВОКОНТУРНИХ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ

### 1.1. Основні тенденції розвитку літаків

Авіабудування, як один з найбільш високотехнологічних секторів, сьогодні зазнає серйозних трансформацій. Це обумовлено перш за все глибокими і швидкими змінами світової економіки і новою природою конкуренції. Характерною тенденцією сучасного етапу розвитку авіаційних технологій є їх міграція з військового сектора в цивільний і навпаки. Іншими словами, розвиваються технології «подвійного призначення». В даний час можна виділити кілька сегментів, в яких в тій чи іншій мірі проявляються переломні моменти технологічної еволюції сектора: двигуни літальних апаратів, нові конструкційні матеріали та покриття, бортове обладнання, авіаційне паливо [3, 40, 70, 107, 120].

Історично розвиток авіації було направлено на подолання двох бар'єрів - максимальних висот і швидкостей польоту. Але якими б прогресивними і сміливими не були рішення, долю тієї чи іншої авіаційної розробки вирішує все ж ринковий контекст, який визначається парадигмою економічного розвитку. Якщо в 1990-і рр. ключових виробників обслуговувало велика кількість незалежних постачальників, які спеціалізувалися на виробництві окремих деталей, то починаючи з 2005 р концентрація промисловості відбувається на всіх етапах виробництва. Це ставить виробників і постачальників на всіх рівнях життєвого циклу виробу перед необхідністю тісної взаємодії між собою і уніфікації своїх виробничих процесів і ресурсів. Акцент конкуренції змістився на ціни і терміни випуску продукції на ринок, що призвело до появи в промисловій сфері нової бізнесмоделі - «розподіл ризиків». Дана модель має на увазі новий розподіл компетенцій в структурі

виробництва. Виробники підсилюють свої основні позиції, стаючи системними інтеграторами, які координують аутсорсингові операції, а постачальники беруть на себе відповідальність за управління всім життєвим циклом виробу, від проектування до виробництва, з заданою програмою. Подібний розклад привів до нових напрямків розвитку в різних сегментах авіабудування. Так, в сегменті «авіаційні двигуни» для створення більш економічних двигунів з матеріалів нового покоління необхідні інвестиції в інноваційні розробки. Внаслідок потреби у використанні більш ефективних двигунів виникає проблема зниження доходів авіабудівних підприємств. Компенсувати їх втрату можна тільки при наданні додаткових послуг - сервісу і підтримки. У свою чергу, умови ринку вимагають надання послуг замовникові за принципом «все і відразу».

Традиційно більшість інновацій виходить з військового сектора авіабудування, тому він залишається безумовною рушійною силою розвитку всієї галузі. У світовій оборонній індустрії спостерігаються істотні трансформації. Вони обумовлені орієнтацією на завоювання і утримання підприємствами технологічного лідерства. Оскільки національна безпека незмінно залишається в числі найважливіших державних пріоритетів, військовій сфері приділяється першочергова увага, а значить, інноваційні прориви тут апіорі обов'язкові. Військові розробки є одним з основних джерел ідей для створення нових технологій в цивільній авіації. Розвиток військової авіації включено провідними країнами в перелік пріоритетних напрямів. На даний час частка повітряної техніки в їх національних військових бюджетах складає від 26 до 37%.

Одним з найважливіших напрямків розвитку технологій у військовому авіабудуванні відносяться розробки надзвукових і гіперзвукових літальних апаратів (ЛА), технології Stealth, безпілотні ЛА, літаки четвертого і п'ятого поколінь [119].

На п'яте покоління винищувачів покладають великі надії, але поки це покоління реактивних літаків відноситься до військової авіації.

Передбачається, що п'яте покоління займе ключову позицію в лінійці перспективних авіарозробок. В цьому напрямку провідні країни світу активно працюють ще з середини 1970-х рр., але до реального виробництва дійшли тільки США. Через високу вартість їх виробництва і оснащення в серію поки запущений тільки американський F-22. П'яте покоління відрізняється: багатофункціональністю; малопомітністю літака в радіолокаційному та інфрачервоному діапазонах; автоматизованою системою управління, що інтегрує управління самим літаком і його зброєю; надманеврений. Літак нового покоління повинен забезпечувати надзвуковий політ на крейсерському режимі, але без відповідного двигуна це завдання не вирішити. Поки що жоден з існуючих двигунів не здатний забезпечити надзвуковий політ в бесфорсажном режимі [54].

Однією з яскравих концепцій літака майбутнього виступає літак, який трансформується. Якщо вдасться розробити відповідну технологію для вирішення цього завдання, літак зможе плавно змінювати форму, безперервно підтримуючи оптимальний аеродинамічний режим. Він буде гнучко адаптуватися до зовнішньої аеродинаміки, безперервно змінюючи форму крил і керуючих площин, а також тягу свого двигуна. Така трансформація крила відкриває можливість використовувати один літак в різних цілях [164].

У світлі зростаючої заклопотаності суспільства екологічними проблемами і істотним впливом на неї авіакосмічної техніки літальний апарат майбутнього бачиться авіаконструкторам насамперед «зеленим»: малошумним, з мінімумом викидів, гнучким щодо оформлення інтер'єру, з підвищеним комфортом і супереконічний. Так, в разі поширення альтернативного виду палива на основі водню літаки стануть більш об'ємними.

Цивільна авіація на даний час швидкими темпами інтегрується в міжнародний технологічний простір. На світовий ринок авіатехніки щорічно поставляється близько 1100-1200 магістральних, регіональних і бізнес-

літаків. Обсяг ринку, що становить 60-65 млрд. дол., розподіляється в основному серед чотирьох провідних виробників - американської компанії Boeing, європейської Airbus, канадської Bombardier і бразильської Embraer. Частка виробників з інших країн становить близько 10%. Україна і країни СНД в сукупності виробляють менше 2% авіатехніки цивільного призначення. Світовий ринок цивільної авіації має досить високі перспективи розвитку в найближчі 20 років. За прогнозами експертів Boeing, обсяг ринку нових цивільних літаків в означений період складе 2.6 трлн дол. Посилення конкуренції на ринку призведе до зростання обсягу авіап перевезень. Чи збережеться високий попит на нові цивільні літаки. Знижена витрата палива і збільшена дальність польоту створять можливість зв'язати безпосадковими маршрутами аеропорти по всьому світу. Очікується, що нові лайнери зі зниженим рівнем шуму і викидів повністю змінять вигляд світової авіапарку. На трансконтинентальних маршрутах будуть переважати широкофюзеляжні літаки, здатні реалізувати раціональні частоту і кількість безпосадкових рейсів. Більшу частину парку літаків складуть вузькофюзеляжні лайнери, які дозволять авіакомпаніям виконувати більше безпосадкових рейсів на внутрішніх напрямках і міжнародних маршрутах малої дальності. Тенденції зростання обсягу авіап перевезень, потреби ринку в найближчі два десятиліття будуть практично повністю забезпечуватися за рахунок вузько і широкофюзеляжних літаків місткістю від 100 до 400 пасажирів. Найбільшим ринком цивільної авіатехніки в період до 2025 р стануть країни Азіатско-Тихоокеанського регіону [19].

Цивільна авіація, в порівнянні з військовою, більш відкрита сфера, за винятком найбільш інноваційних розробок. В останні роки відзначається тенденція зростання особливо складних проектів, де об'єднуються зусилля провідних країн. Одним з видатних проектів став Boeing-787 Dreamliner - новітній тип пасажирського літака популярної серії комерційних авіалайнерів компанії Boeing. Літак має три модифікації, здатних перевозити від 210 до 330 пасажирів на відстані від 6,5 до 16 тис. км і знаходиться в

повітрі без дозаправки до 18 годин. Його максимальна швидкість досягає 0,85М, що відповідає найбільш швидкісним сучасним широкофюзеляжним літакам-аналогам. Це перший цивільний ЛА, конструкція якого на 50% виконана із застосуванням композитних матеріалів. Вони забезпечують монолітність фюзеляжу і крил літака, при цьому економиться до 1500 алюмінієвих листів і 50 тис. кріпильних деталей на кожен літак. Як наслідок, значно зменшується маса літального апарату, що дозволяє знизити витрату палива на 20% в порівнянні з витратою попередніх моделей, а вантажопідйомність зростає на 45%. Boeing-787 оснащений новими двигунами турбовентиляторів GEnx компанії General Electric, які на 15% економічніше існуючих зразків і володіють підвищеною надійністю. Значний вміст легких композитних звукоізолюючих матеріалів забезпечує низький рівень шуму і підвищену надійність двигуна. У GEnx вентилятор створює 90% тяги. Конструкція вентилятора - основна інновація GEnx. Завдяки особливій конфігурації лопатей, при тому, що їх число зменшено, вентилятор став більш ефективним. Самі лопаті виготовлені з вуглецевого волокна, що значно (на 230 кг) знизило загальна вага двигуна. Решта 10% тяги двигуна забезпечує внутрішній контур двигуна, в струмені якого містяться продукти палива. Бортове радіоелектронне обладнання Boeing-787 засноване на концепції інтегрованої модульної авіоніки з відкритою архітектурою, тобто його можливості можуть доповнюватися новими функціями. Модульність обладнання значно спрощує його експлуатацію. Літак передбачається оснастити системою моніторингу поточного технічного стану, яка в режимі реального часу буде направляти на комп'ютери наземних служб інформацію про необхідність технічної підтримки. Використання електромеханічної гальмівної системи замість гідравлічної також надає помітні переваги, забезпечуючи цифровий контроль і моніторинг, зменшено вага, та підвищено надійність. Відсутність гідравлічної гальмівної рідини дозволяє уникнути ризику її витоку, знижуючи, таким чином, пожежонебезпеку. Інша новинка - система підтримки оптимальної температури, тиску і вологості в салоні. В

сучасних лайнерах салони обігріваються теплом працюючих двигунів, що призводить до значного зниження вологості повітря. На Dreamliner двигуни лише виробляють електрику для салонних обігрівачів, які забезпечують необхідну температуру і вологість в салоні. Підвищеної комфортабельності пасажирів сприяють також широкі проходи і сидіння, великі ілюмінатори і ряд інших зручностей [27].

Основним конкурентом нової моделі Boeing 787, як очікується, є Airbus A-350 - перспективний далекомагістральний широкофюзеляжний авіалайнер. Конструкція цього літака, як і Boeing-787, буде більш ніж на 50% виконуватися з композитних матеріалів. A-350 має 3 модифікації, розрахованих на перевезення від 270 до 350 пасажирів. Літак має нові крила з композиційних матеріалів, однакові для всіх трьох модифікацій. Площа крила складе 443 м<sup>2</sup> - це найбільше крило з коли-небудь створених для однопалубний літака. Дальність польоту всіх трьох авіалайнерів складе більше 15 тис. км.

Що стосується ринку вузькофюзеляжних середньо- і короткомагістральних літаків, розрахованих на перевезення 110-200 пасажирів, то в даний час він зайнятий в основному лайнерами сімейств A-320 і Boeing-737. Але в більшості випадків їх використання на маршрутах регіонального значення уявлялося не цілком ефективним. За статистикою вузькофюзеляжні лайнери в 65% випадків відправлялися в рейс менше ніж з сотнею пасажирів на борту. В умовах високих цін на паливо це підірвало рентабельність авіакомпаній і породило попит на більш компактні і економічні повітряні судна. Першою на цей виклик відреагувала бразильська авіабудівна компанія Embraer, випустивши ціле сімейство реактивних регіональних літаків під загальною назвою E-jets. Самі місткі лайнери цієї продуктової лінійки - E-190 і E-195 - розраховані відповідно на 100 і 110 пасажирів. Слідом за Embraer новий швидкозростаючий сегмент ринку став освоювати і його головний конкурент - Bombardier, який випускає лінійку літаків середньомагістральних регіональних літаків CSeries6 для

близькомагістральних і регіональних авіаліній. Продукція нового покоління компанії Bombardier, що складається з економічних реактивних літаків CRJ700 / CRJ900 / CRJ1000, з місткістю від 110 до 135 посадочних місць, стає основою парків багатьох авіакомпаній в різних країнах світу. Літаки нового сімейства відрізняються неперевершеною економічністю, чудовими льотно-технічними характеристиками, зменшенням впливу на навколишнє середовище і найвищим комфортом для пасажирів. Витрати на експлуатацію CRJ1000 NextGen на 15% менше, ніж у найближчій конкуруючій моделі, отже, на сьогоднішній день він є найбільш оптимальним для обслуговування регіональних маршрутів середньої протяжності [19].

## 1.2 Тенденції розвитку ГТД

Основну тенденцію розвитку авіаційних ГТД взагалом можна охарактеризувати зміною «поколінь» двигунів. В даний час виділяють п'ять, і прогнозують вигляд шостого покоління авіаційних ГТД. Одним з двох найважливіших параметрів термодинамічної циклу авіаційних ГТД є температура газу перед турбіною [1, 6, 7, 49, 64, 72, 73, 89, 90, 106, 111, 126, 147]. Підвищення температури газу перед турбіною є головною тенденцією в удосконаленні робочого процесу авіаційних ГТД. Темп її зростання пов'язаний з розвитком матеріалознавства і технології, з дослідженнями в області газової динаміки і теорії теплообміну, з розробкою системи повітряного охолодження лопаток і визначає темп термодинамічної розвитку ГТД і темп зростання інших його параметрів (рис.1.1) [15, 40, 42, 71, 74, 75, 76, 117].



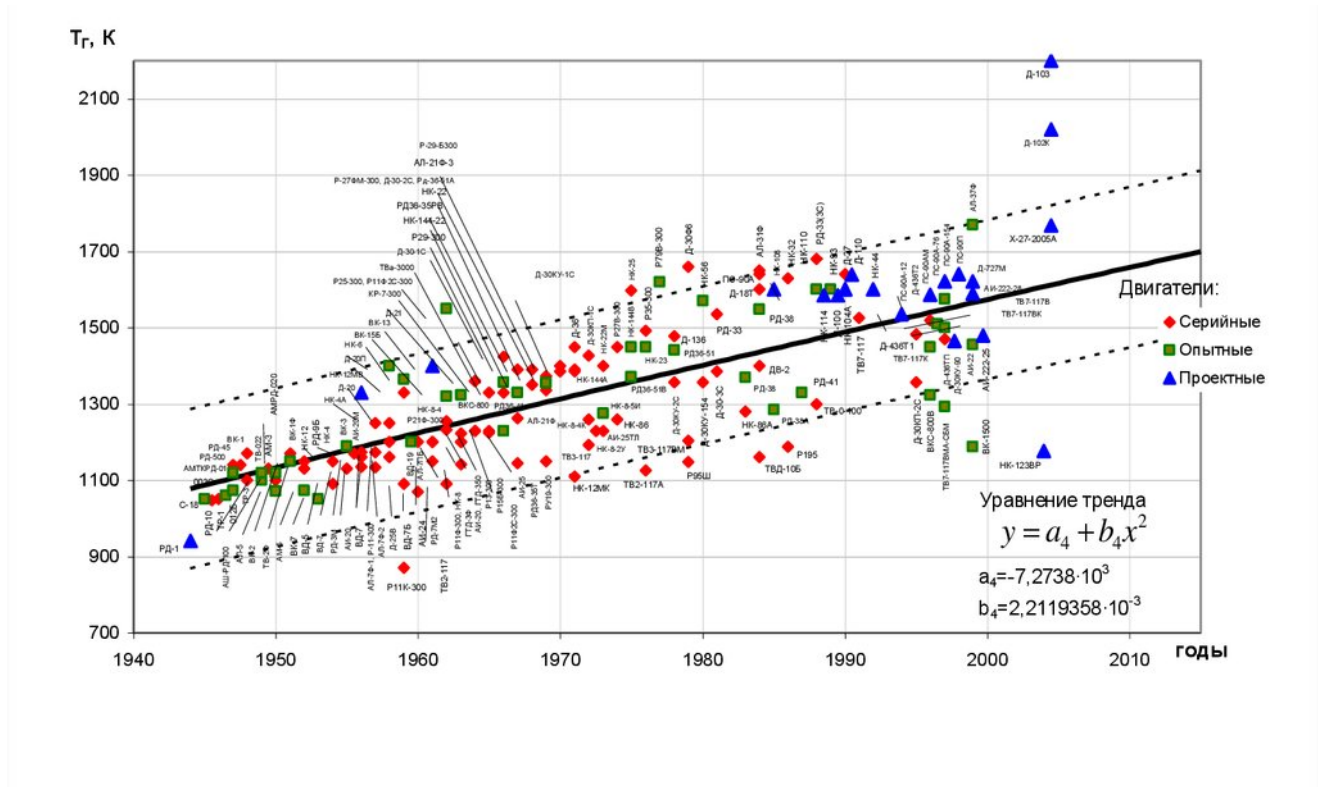


Рис.1.1 Зміна температури газу перед турбіною ГТД за роками

Можливість збільшення роботи циклу завдяки підвищенню температури газу перед турбіною дозволяє підвищити другий з найважливіших параметрів термодинамічної циклу авіаційних ГТД - ступінь підвищення повного тиску в компресорі. На рис.1.2 показано зростання ступеня підвищення тиску в компресорі в залежності від температури газу перед турбіною для різних поколінь ГТД [75].

Доцільність збільшення ступеня підвищення тиску визначається не тільки можливістю збільшити роботу циклу, забезпечити найбільшу питому тягу і найменші питомі витрати палива, але і, в першу чергу, збільшенням ККД лопаткових машин. Просте збільшення параметрів циклу, без відповідного зростання ККД компресора і турбіни, не дозволяє отримати покращення якості авіаційного ГТД, відповідного наступному поколінню. Фактично перехід в наступне покоління забезпечується суттєвим зростанням ККД лопаткових машин одночасно зі зростанням температури газу перед турбіною. Забезпечення цього зростання представляє важку науково-

технічну задачу і пов'язане з великим обсягом розрахункових і експериментальних робіт, вимагає чимало часу і великих фінансових витрат.

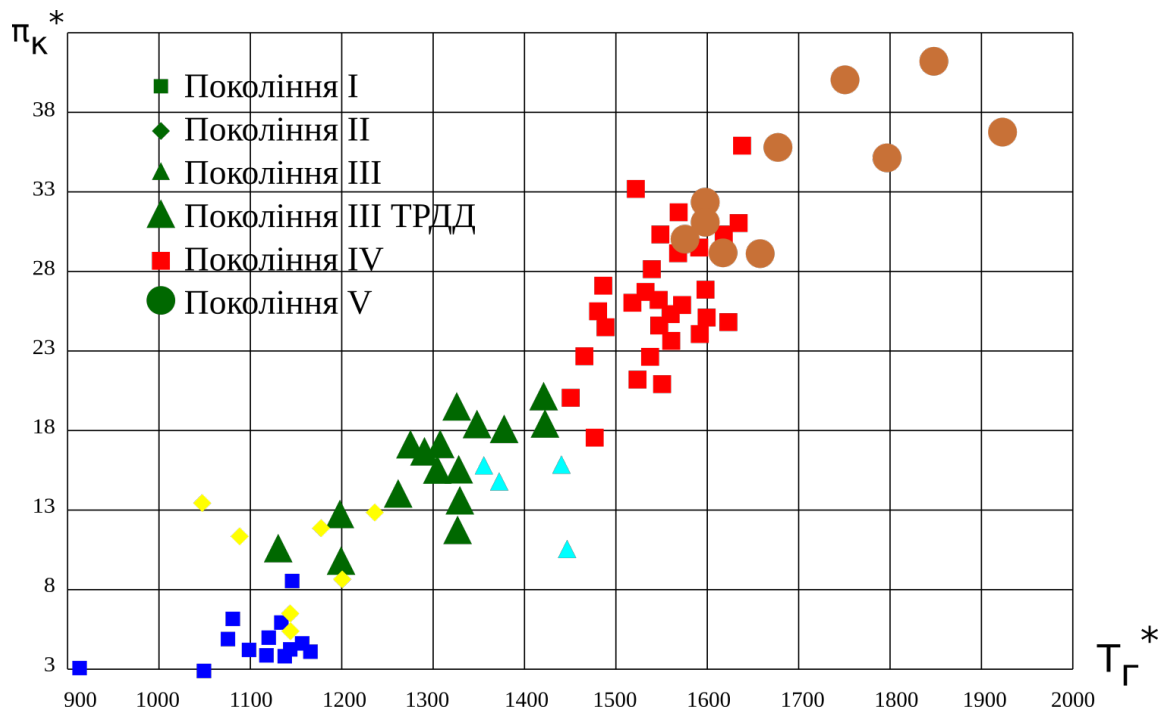


Рис.1.2. Термодинамічні параметри авіаційних ГТД різних поколінь

Саме досягнення в підвищенні ККД лопаткових машин і температури газу перед турбіною визначають час появи двигунів наступного покоління. Однак дані про ККД лопаткових машин є важкодоступними, а покоління авіаційних двигунів можна виділити і по іншим, легко класифікованим ознакам [15, 40, 42, 71, 74, 75, 76, 117]:

- типаж і конструктивна схема двигунів;
- рівень параметрів циклу;
- тип і конструктивні особливості основних вузлів;
- вживані матеріали;
- технологія виготовлення і випробувань;
- відповідність вимогам з охорони навколишнього середовища;
- система автоматичного управління;
- методи експлуатації.

Часові межі створення двигунів кожного покоління, по-перше, розмиті (в залежності від того, яку подію вважати вихідним: початок розробки, державні випробування, сертифікацію або початок експлуатації), по-друге, двигуни одного покоління можуть створюватися протягом чверті століття.

Можна вважати, що авіаційні газотурбінні двигуни за датою сертифікації або надходження в експлуатацію можуть бути віднесені до наступних поколінь: I - 1940 - 1950 рр., II - 1950 - 1960 рр., III - 1960 - 1980рр., IV - 1970 - 2000 рр ., V - 1994 - 2008 рр. До третього покоління відносять ТРД, ТРДФ, ТРДД і ТРДДФ, базові моделі яких розроблені в 1960 - 70-х рр. У цьому поколінні авіаційні ГТД вперше починають проектуватися спеціально для цивільних літаків. Це були двоконтурні двигуни з малим ступенем двоконтурного ( $m = 0,3 \dots 2,4$ ). Слід зазначити, що найперші ТРДД були розроблені для бойових літаків [40].

Компресори двигунів третього покоління - осьові одновальні з регульованими напрямними апаратами або двухвальні зі ступенем підвищення тиску 8 ... 16,1 (ТРД і ТРДФ) і 9,6 ... 20,1 (ТРДД і ТРДДФ).

Можливість створення ТРДД була забезпечена впровадженням внутрішнього конвективного повітряного охолодження робочих лопаток турбін при підвищенні температури газу перед турбіною до 1350 - 1450 К, так як ТРДД стають ефективними при високих значеннях параметра циклу. Починається широке застосування титану, і зростає частка жароміцних сплавів. Початкові ресурси цивільних двигунів склали 500 і більше годин. За короткий термін експлуатації при інтенсивному нальоті парку двигунів міжремонтний ресурс збільшувався до 3000 год. Розрахункові призначені ресурси склали до 18000 год. Однак на цьому подальше збільшення міжремонтного ресурсу при збереженні системи експлуатації за ресурсом стало недоцільним як з технічної, так і з економічної точки зору. Почалося впровадження системи експлуатації за станом. Серед зарубіжних двигунів III покоління одноконтурні були тільки «Олімп» 593, J58 і J93 - ТРДФ. Всі решта - двоконтурні (ТРДД і ТРДДФ). Серед вітчизняних серійних двигунів

цього покоління ТРДД і ТРДДФ застосовувалися тільки на цивільних літаках, а для військових - ТРД і ТРДФ (за винятком ТРДДФ НК-22 (НК-144)) [76].

Науково-технічний і технологічний заділ двигунів III покоління настільки великий, що при використанні сучасних методів проектування дозволяє створювати на базі двигунів попереднього покоління модифікації з паливною ефективністю на рівні наступного покоління. До них відноситься, наприклад, двигун Д30КП, створюваний в даний час на базі ТРДД III покоління Д30КП-2 і ТРДД сімейства «Тей» фірми Роллс-Ройс з використанням газогенератора двигуна «Спей».

Четверте покоління представлено тільки двоконтурними двигунами. Для дозвукових цивільних і військово-транспортних літаків були розроблені ТРДД з великим ступенем двоконтурного ( $m = 4,5 \dots 8$ ). Така двоконтурність оптимальна в сенсі ефективної витрати палива тільки при подальшому збільшенні ККД лопаткових машин в порівнянні з третім поколінням.

Осьові двовальні і тривальні компресори забезпечували ступінь підвищення тиску 22,5 ... 26,0. Вентилятор в основному одноступінчатий з бандажною полицею (або з двома у JT9D-3, -7, -59), як з підірними ступенями (від 1 до 3), так і без них. Конвективно-плівкове повітряне охолодження робочих лопаток турбін забезпечило підвищення температури газу перед турбіною до 1490 - 1600 К.

Завдяки застосуванню ТРДД з великим ступенем двоконтурності, стало можливе створення широкофюзеляжних літаків з меншою, ніж у попереднього покоління, аеродинамічною якістю і більшою паливної економічністю.

Для поліпшення ефективності системи охолодження лопаток вперше були використані теплообмінники і системи регулювання витрати охолоджуючого повітря.

На двигунах даного покоління застосовуються в основному кільцеві камери згоряння.

Вперше двигуни проектувалися з урахуванням майбутньої експлуатації за станом. Однак без бортової системи діагностики реалізувати ефективну експлуатацію за станом виявилось неможливо, і такі системи були створені. З метою економії часу і витрат при проектуванні ГТД IV покоління був застосований новий тоді підхід до розробки авіаційного ГТД з використанням випереджаючого науково-технічного доробку, одержуваного при розробці перспективних газогенераторів (ГГ) і двигунів демонстраторів. Всі сім основних моделей серійних двоконтурних двигунів IV покоління фірми «Дженерал Електрик» були створені на базі ГГ GE1. З такого підходу розвинулася сучасна методологія проектування авіаційних ГТД.

У перших двигунів IV покоління потенціал розвитку виявився настільки високий, що часовий інтервал, на якому створювалися нові двигуни цього покоління, виявився в два рази більшим, ніж у попередніх поколінь. За цей час були впроваджені литі робочі лопатки турбіни з спрямованою кристалізацією і монокристалічні лопатки, що забезпечило збільшення температури газу до 1550 - 1650 К у ТРДД і до 1650 - 1700 К для ТРДДФ бойових літаків. Була розроблена лопатка вентилятора без бандажної полиці (RB.211- 535E, 1983 р.).

Для підвищення ККД лопаткових машин були розроблені методи дво- і тривимірного розрахунку на комп'ютерах і застосовані системи управління радіальним зазором в турбінах і компресорах. З'явилася сегментна конструкція камери згоряння (V.2500). Розроблено різні варіанти конструкції малотоксичної камери згоряння. Почалося впровадження цифрових систем автоматичного регулювання з повною відповідальністю (типу FADEC) і розвинених бортових систем діагностики.

У підсумку, стало можливим збільшити ступінь підвищення тиску до 28 - 34,5 для ТРДД і до 27 - 32,0 для ТРДДФ. Надійність двигунів зросла від 12 - 17 тис. годин на вимикання в польоті до 100 - 200 тис. годин. Коефіцієнт готовності збільшився від 0,99 до 0,998. Деякі двигуни, що представляють собою глибокі модифікації раніше розроблених моделей або знову

розроблені ГТД, настільки перевершили по ефективності базові моделі, що їх стало можливим виділити в покоління IV + (або покоління 4,5). Одним з характерних зовнішніх ознак покоління IV + є застосування широкохордного вентилятора (в 50% моделей ТРДД). Сильний вплив на вигляд цього покоління ТРДД надали норми на рівень шуму літака під час зльоту і посадки, які постійно підсилюються [15, 40, 42, 71, 74, 75, 76, 117].

Відмінними рисами двигунів V покоління стало одночасне використання всіх вдалих удосконалень, випробуваних в експлуатації на двигунах попереднього покоління. Звідси, що з'явилося при характеристиці двигунів V покоління, дивний на перший погляд вираз: «новітні і перевірені технології». Високий ККД лопаткових машин досягнуто за рахунок тривимірних розрахунків з урахуванням в'язкості. Вентилятори тільки з широкохордними порожніми або композитними робочими лопатками без бандажних полиць. Лопатки - стрілоподібні. Ступені компресора високого тиску (КВТ) виконуються типу «Блиск» (від blade and disk), що виключає втрати в замках лопаток і дозволяє розмістити на ободі диска оптимальну кількість лопаток. У перших ступенях компресора низького тиску (КНТ) ТРДДФ використання «Блиск» допускає зменшення відносної величини втулкового діаметра і тим самим забезпечує підвищення продуктивності компресора і лобової тяги. Лопатки турбін використовуються тільки монокристалічні. Для неохолоджуваних лопаток турбін низького тиску (ТНТ) ТРДД це призводить до збільшення ресурсу. Для лопаток турбін високого тиску (ТВТ) використовуються термобар'єрні керамічні покриття. Малотоксичні камери згоряння, одноярусні або двоярусні стали обов'язковими. Причому малотоксичність повинна забезпечуватися і при крейсерському польоті.

На вигляд двигуна істотний вплив зробили вимоги щодо обмеження шуму на місцевості в районі аеропорту. Окружні швидкості на кінцях лопаток вентилятора, які досягли в IV поколінні 470 м / с, знижені до 360 - 400 м / с. Це змусило вирішувати проблему передачі крутного моменту в більш

важких температурних умовах для вала турбіни вентилятора. Жароміцні сплави застосовуються вже в останніх ступенях компресора. На двигунах V покоління застосовані більш досконалі системи автоматичного управління типу FADEC III покоління.

Для двигунів бойових літаків застосовується єдина інтегрована система управління літаком і двигуном, що дозволяє найбільш повно скористатися соплом з керованим вектором тяги, яке стає обов'язковим для ТРДДФ V покоління. Для зменшення радіолокаційної і інфрачервоної помітності літака застосовуються плоскі сопла (F119- PW-100). Ренесанс бойових літаків з коротким зльотом і вертикальною посадкою привів до появи серед ГТД V покоління підьомномаршевих двигунів (F135) [40].

Високі вимоги до надійності авіаційних ГТД змусили обмежитися апробованими схемами. Всі двигуни V покоління проектується з використанням науково-технічного доробку і відразу закладаються як сімейства ТРДД: GE90, PW4000, Трент 500, Трент 800, Трент 900, GP7000 або сімейства ТРДДФ: F119, EJ200, M88, F414.

Сучасні типи літаків як цивільної, так і військової авіації експлуатуються не менше тридцять років після введення в експлуатацію, при цьому злітна вага літаків одного типу від року до року збільшується, що вимагає відповідного збільшення тяги двигуна. Для того щоб мати можливість розвивати двигун по тязі, вже в конструкції базового двигуна повинні бути передбачені відповідні запаси, в першу чергу за робочою частотою обертання (по міцності) і по продуктивності компресора (за характеристикою). Найбільш актуальні такі запаси в газогенераторі базового двигуна, незважаючи на те, що вони неминуче ведуть до «перерозмірюваності» базової конструкції (до збільшення її ваги і розмірів в порівнянні з технічно оптимальним рішенням). На таку жертву йдуть свідомо, тому що створення сімейства дозволить значно знизити вартість володіння двигуном [75].

Для створення модифікації ТРДД зі збільшеною тягою на основі базового газогенератора заданої розмірності принципово необхідно виконати дві умови [74]:

1) збільшити витрату повітря через двигун і, якщо це допустимо, питому тягу двигуна (швидкість витікання з сопла). Це досягається застосуванням вентилятора більшої продуктивності і з більшим ступенем підвищення тиску (тобто з більшою потужністю);

2) збільшити вільну енергію (потужність) внутрішнього контуру для приводу більш потужного вентилятора. Це досягається: за рахунок підвищення температури газу перед турбіною і за рахунок підвищення ККД основних елементів двигуна.

### **1.3. Вимоги до вентиляторів перспективних ГТД**

Досконалість вентилятора - запорука економічної та надійної роботи авіаційного двоконтурного турбореактивного двигуна.

Вентилятори перспективних ТРДД повинні відповідати високим вимогам: мати високу напірність (ступінь підвищення тиску), високий ККД, низька вага при заданих габаритних розмірах, високий рівень надійності, низький рівень вібрації, високий рівень технологічності і ремонтпридатності, низький рівень шуму, низьку вартість. Ці вимоги багато в чому суперечать один одному, тому часто конструктори йдуть на компроміси [21, 28, 30, 34, 35, 41, 67, 71-73, 135, 139].

Компанії, які розробляють авіаційні двигуни, зайняті пошуками оптимальної конструкції лопатки вентилятора для перспективних ТРДД.

Тенденція збільшення ступеня двоконтурності призводить до потреби збільшувати кінцевий діаметр вентилятора. Висота лопаток таких вентиляторів більше 1 м. При цьому значно збільшується вага двигуна. Також для забезпечення міцності такі лопатки повинні мати бандажні полки, що призводить до погіршень аеродинамічних характеристик. Тому для



забезпечення необхідного рівня міцності виробники прийшли до використання широкохордних лопаток, але при цьому вага конструкції знову значно зростає. Різні фірми знайшли різні методи для часткового вирішення цієї проблеми. Наприклад, компанія Rolls-Royce пішла по шляху порожнистих металевих лопаток (при цьому знизити масу лопатки вентилятора вдається на 25-35%). Однак для нових двигунів Advance і UltraFan лопатки вентилятора виконані з композиту, що значно зменшує їх вагу [155].

Двигуни GE90 і GEnx компанії General Electric виконані з лопатками вентилятора з вуглепластика. Створивши безпрецедентно легку конструкцію лопатки вентилятора, фірма вирішила багато питань, пов'язаних з масою двигуна. Відомо, що ефективність зниження маси деталі, що обертається, набагато перевищує ефективність зниження ваги статорних деталей, тому легка композитна лопатка дозволила використовувати триступеневу конструкцію диска невеликої маси. Це дозволило знизити масу вала і опір [146].

Вентилятор двигуна LEAP-X (виробники SNECMA і General Electric) також розробили лопатки з вуглепластика. Лопатка утворюється тривимірним ткацтвом з подальшою просоченням сполучної за допомогою RTM технології. Ткацтвом вуглецеві волокна переплітаються таким чином, що їх текстура може бути адаптована до напружень в різних частинах лопатки: на периферії, в середині або у хвостовика - тобто забезпечується безперервність волокна по всій лопатці, що створює композит зі структурою, близькою структурі суцільного матеріалу [156].

Компанія Pratt-Whitney ще в сімдесяті роки спроектувала і виготовила лопатки вентилятора із застосуванням боралюмінія для ТРДД JT-8D. Кожна лопатка була на 40% легше, ніж аналогічна лопатка з титанового сплаву. Однак після вдалих випробувань на двигуні, застосування такі лопатки не отримали. Для двигуна PW4084 фірма розробила вентилятор діаметром

2840мм з 22 порожнистими бесполочними робочими лопатками з титанового сплаву [144].

Вентилятор двигуна ПД-14 також має порожнисті широкохордні лопатки вентилятора з титанового сплаву, завдяки чому вдалося підвищити ККД вентиляторного ступеня на 5% в порівнянні з ПС-90. Крім того, творці цього двигуна працюють над вуглепластиковими лопатками, маса яких становить 65% від маси порожнистої титанової лопатки [63].

На ДП «Івченко-Прогрес» розроблена конструкція гібридної робочої лопатки вентилятора, що дозволяє забезпечити зниження ваги на рівні 30% в порівнянні з суцільнометалевою лопаткою. Розроблена схема виготовлення лопаток гібридної конструкції полягає в наступному: у готовій металевій лопатці створюються вибірки за профілем пера і «кишені» в певних областях пера, які заповнюються більш легким вуглепластиком. У такому випадку при попаданні сторонніх предметів, вони зустрічаються не з композиційним матеріалом, пошкоджуючи його і всю лопатку в цілому, а з металевією вхідною кромкою, яка може бути відремонтована стандартними для суцільнометалевих лопаток методами при обмеженні пошкоджень. Таким чином, така конструкція лопатки забезпечує більшу живучість з обмеженням ремонтпридатності. Звісно ж, що лопатки гібридної конструкції займуть свою нішу в існуючих і розроблюваних родинях полегшених лопаток для ТРДД з великим ступенем двоконтурності [62].

Також одним з методів зниження ваги є зниження кількості лопаток [36]. Однак, як показують результати розрахунків авторів, при цьому знижується ступінь підвищення тиску робочого колеса вентилятора. У той же час відомо, що застосування дворядних лопаткових вінців в робочих колесах дозволяє підвищити напірність на 5-15% при однакових діаметральних і габаритних розмірах. Однак питання присвячені дослідженню використання дворядних лопаткових вінців в робочих колесах вентилятора двигунів з помірним і великим ступенем двоконтурності не вивчені.

#### 1.4. Дворядні лопаткові вінці в елементах осьових компресорів і вентиляторів

Одним з важливих питань двигунобудування є підвищення ефективності осьових компресорів. Активні і пасивні методи управління прикордонним шаром дозволяють вирішити цю задачу [20, 22, 41, 51, 55, 91, 94, 97, 98, 99, 100, 101, 102, 103, 104, 108, 121, 122, 124, 137, 141]. Недолік застосування активних методів управління прикордонного шару елементів осьових компресорів є додаткове підведення енергії і складність конструкції. Серед пасивних методів управління прикордонним шаром слід зазначити застосування дворядних лопаткових вінців.

На даний час двоконтурні лопаткові вінці застосовуються в елементах статора авіаційних ГТД (рис.1.3). Існує досить багато наукових робіт, присвячених вдосконаленню і вивченню параметрів та характеристик дворядних лопаткових вінців в напрямних апаратах і спрямних апаратах [91, 94, 97-104, 108, 121, 122, 124, 141-143].



Рис. 1.3. Застосування дворядних лопаткових вінців у елементах статора осьового компресора

Застосування дворядної конструкції лопаткових вінців, зокрема робочих коліс, дозволяє підвищити ступінь підвищення тиску [92]. Цей ефект заснований на збільшенні кута повороту потоку в міжлопатковому каналі і пасивного управління прикордонним шаром. Результати багатьох авторів підтверджують ефективність застосування дворядних робочих коліс.

Авторы работы [101] показали, что при замене однорядных лопаток статора компрессора двухрядными имеет место увеличение угла поворота потока, что благоприятно отражается на аэродинамических характеристиках лопаточных венцов. В работе [157] представлены результаты численного моделирования течения в неподвижном двухрядном лопаточном венце, при моделировании использовалась модель турбулентности Spalart-Allmaras. Авторы отмечают, что эффективность использования двухрядных лопаточных венцов зависит от отношения хорд первого и второго ряда лопаток.

В роботі [159] представлені результати оптимізації трансзвукового дворядного робочого колеса (на периферійному діаметрі число Маха  $M = 1,2$ ) з урахуванням деяких факторів міцності. Автори враховували в процесі оптимізації відносну довжину лопатки, кривизну профілю, співвідношення хорди профілю у втулки і на периферії. В результаті оптимізації дослідникам вдалося знизити втрати повного тиску на 20%.

В роботі [128] наводяться результати дослідження аеродинамічних характеристик дворядної лопатки компресора з базовим профілем C4 за допомогою чисельного експерименту. Досліджується кілька варіантів геометрії розташування другого ряду лопаток. Показано, що геометричні параметри щілинного каналу мають важливе значення для забезпечення збільшення ступеня підвищення тиску. Однак, авторами не розглядаються питання міцності дворядних лопаткових вінців.

В роботі [167] представлені результати дослідження, присвячені спільному використанню активного і пасивного методу управління прикордонним шаром. Автори досліджують дворядний лопатковий вінець з

вдувом додаткової маси повітря. Отримані результати показують, що комбінація методів дає прекрасний результат і лопатковий вінець має високі аеродинамічні характеристики. Однак, варто відзначити, що автори не розкрили питання складності застосування комбінації таких методів управління прикордонним шаром і також не торкнулися питання міцності досліджуваного лопаточного вінця.

В роботі [152] досліджуються можливості аеродинамічного удосконалення проточної частини Rotor 37 за допомогою використання дворядного робочого колеса. Авторам вдалося підвищити запас газодинамічної стійкості, розширити діапазон режимів роботи і збільшити ступінь підвищення тиску в порівнянні з вихідним однорядним робочим колесом.

Як показано в роботах [92, 128, 152, 157, 159, 167] заміна однорядних лопаткових вінців на дворядні дозволяє збільшити кут повороту потоку  $\Delta\beta$ . Збільшення кута повороту потоку призводить до збільшення закрутки потоку в міжлопатковому каналі, що, в свою чергу, призводить до збільшення ефективної роботи компресора при незмінній окружній швидкості. Як наслідок ступінь підвищення тиску з дворядним лопатковим робочим колесом (РК) збільшується. Дворядні лопаткові вінці дозволяють підвищити енергію уповільненого потоку в прикордонному шарі, оскільки частинки повітря прискорюються в щільному каналі. Перерозподіл потоку повітря сприяє зменшенню кута відставання потоку. Таким чином дослідження спрямоване на вивчення дворядних РК є актуальними.

В роботі [61] автор проводить аналіз заходів, що дозволяють теоретично і практично підвищити якісні і кількісні характеристики осьових компресорів енергетичних установок, зокрема повітряно-реактивних двигунів. Грунтуючись на істотний прогрес в області матеріалознавства і технології виробництва деталей складної форми, в роботі [61] пропонується застосувати в конструкції осьових компресорів відомі і запропоновані за участю автора способи управління обтіканням лопаток. Наводяться результати

теоретичного та експериментальних досліджень автора із зазначеної проблеми. В роботі [158] представлені дослідження дворядних лопаткових вінців з перекриттям першого і другого рядів лопаток. Показано, що застосування дворядних лопаток в порівнянні з однорядними дає перевагу в розширенні безвідривного обтікання, крім того показано, що аеродинамічний напір такого лопаткового вінця може бути збільшено за рахунок збільшення кута повороту потоку. Автори роботи [168] представили результати щодо оптимізації конструкції дворядного лопаткового вінця. Однією з функцій оптимізації була максимізація кута повороту потоку. В результаті процесу оптимізації рівень втрат в лопатковому вінці знизився при одночасному зростанні ступеня підвищення тиску. Обтікання в дворядних лопаткових вінцях відрізняється від однорядних. В роботі [13] досліджені приторцеві течії в дворядних лопаткових вінцях. Зроблено висновки, що приторцеве обтікання в першому ряді лопаткового вінця аналогічно обтіканню для звичайної однорядної решітки; приторцеве обтікання другого ряду в цілому має загальну спрямованість до спинки лопатки і має характерні області обтікання. Одним із важливих питань, що пов'язано з дослідженням дворядних лопаткових вінців є їх геометричні параметри. В роботі [96] представлені результати дослідження впливу співвідношення хорд лопаток першого і другого рядів дворядних решіток аеродинамічних профілів на значення параметра якості решіток при додатніх і від'ємних кутах атаки. Найбільш істотно ефект дворядності виявляється при кутах атаки  $5^{\circ} \dots 10^{\circ}$  в решітках з розташуванням щілини на відстані 30...40 % сумарної хорди від носка профілю.

Для дворядних лопаткових вінців робочих коліс досить важливим є питання забезпечення необхідного рівня міцності та надійності. Питання міцнісних характеристик розглянуто автором роботи [118]. Експериментально визначені нестационарні аеродинамічні сили і моменти на профілях дворядної компресорної решітки при поступальних та кутових коливаннях профілів кожного ряду. Проаналізована силова взаємодія

профілів таких решіток за допомогою аеродинамічних коефіцієнтів впливу. Виконано розрахунки стійкості до флатеру дворядного лопаткового вінця при двох кутах атаки з урахуванням впливу на границю флатера міжрядного співвідношення власних частот лопаток.

Літературний огляд показав, що питання вивчення характеристик дворядних лопаткових вінців на сьогоднішній день є актуальним, проте остається не до кінця вирішені питання пов'язані з міцнісними характеристиками дворядних лопаткових вінців, в першу чергу, з дослідженням власних коливань і власних форм коливань лопаток.

Одним із можливих методів забезпечення жорсткості є застосування полок (перегородок) між лопатками першого і другого ряду, особливо для лопаток з великим подовженням.

## **1.5 Решітчасті крила**

В історії науки і техніки існує чимало прикладів, коли окремі наукові ідеї знаходять своє втілення через багато років після їх виникнення та опублікування. Одним з таких прикладів є розробка, створення і виробництво решітчастих та стільникових конструкцій, які використовуються при виготовленні літаків, вертольотів, ракет, кораблів, вагонів, автомобілів, будинків і ін.

Решітчасті конструкції представляють собою аеродинамічні поліпланові поверхні, що мають значні переваги в порівнянні з моноплановими і створюють величезні перспективи для використання в нових типах літальних апаратах і їх вузлів [5].

Решітчасте крило являє собою просторову несучу систему, що складається з великого числа взаємно перпендикулярних плоских або профільованих внутрішніх планів, скріплених зовнішніми обводами. Існують решітчасті крила двох основних типів: рамного і стільникового. У решітчастих крилах рамної конструкції внутрішні плани розташовуються під

прямим кутом до зовнішніх обводів. Найбільшого поширення набули решітчасті крила стільникової конструкції, де кут перетину зовнішніх і внутрішніх планів складає  $45^\circ$ . Деякі особливості аеродинаміки, міцності і конструкції решітчастих крил дозволяють в ряді випадків успішно застосовувати їх в якості стабілізаторів на ракетах і космічних літальних апаратах. Детальний опис решітчастих крил і дослідження їх аеродинаміки, міцності і технології виготовлення викладені в книзі «Решітчасті крила» під редакцією С. М. Білоцерківського [78]. Основними перевагами решітчастих крил в області аеродинаміки є зручність складання на корпус, малі шарнірні моменти і можливість створювати велику підйомну силу при достатньо малих габаритах. Перевагою решітчастих рулів є їх велика площа, а значить, і несуча здатність на надзвуковій швидкості, при компактних розмірах і високій міцності [47]. До недоліків решітчастих крил слід віднести порівняно великий лобовий опір, особливо при нульовому куті атаки. Але тут необхідно врахувати, що експериментальні величини опору виявляються трохи вище натурних значень. Це відбувається з двох причин. По-перше, через малі розміри моделі зазвичай не вдається виконати подібність по відносній товщині планів (вона на моделі завищена), що призводить до збільшення опору моделі в порівнянні з натурним крилом. Друга причина - зменшене число Рейнольдса моделі. Тому, перерахувавши опір при переході до натурному виробу, дослідник отримує більш прийнятне значення. До того ж слід зазначити, що при великих кутах атаки і великих швидкостях польоту аеродинамічна якість решітчастих крил може наближатися і навіть перевершувати аеродинамічну якість крила моноплана [45].

Існує досить багато робіт, в яких представлені результати досліджень характеристик ґратчастих крил.

В роботі [46] представлені матеріали чисельного розрахунку аеродинамічних характеристик ґратчастого крила стільникової конструкції з відносним кроком  $t = 2$  при малих кутах атаки і наведено порівняння отриманих результатів з експериментальними даними. Розрахунки виконані



за допомогою обчислювального пакету прикладних програм ANSYS CFX, де в якості інструменту досліджень використовувався чисельний алгоритм рішення усереднених по Рейнольдсу повних рівнянь Нав'є - Стокса для досконалого теплопровідного газу. Експеримент був проведений в аеродинамічній трубі ЦАГІ Т-114. Розрахунки положення аеродинамічного фокусу моделі, а також коефіцієнтів похідних підйомної сили і моменту тангажа по куті атаки  $\alpha$  дуже добре збігаються з експериментом.

В роботі [48] методами чисельного моделювання проведено порівняльне дослідження аеродинамічних характеристик різних типів малогабаритних просторових несучих систем: решітчастих крил, біплан контурних крил, крила-триплан. Метою роботи була перевірка доцільності використання решітчастих крил з плоским профілем в якості несучих і керуючих поверхонь на літальних апаратах з дозвуковою швидкістю польоту в порівнянні з альтернативними їм контурними крилами з товстими авіаційними профілями.

У монографії [66] присвяченій розрахунку гідродинамічних характеристик стільникових решітчастих крил, розглядаються малі швидкості течії, при яких рідина вважається нестиненою. У методиці використовуються результати, представлені в табличному вигляді, і характеристики для даного решітчастого крила визначаються інтерполяцією таблиці. Валідація та верифікація розробленого математичного методу проведені шляхом порівняння результатів розрахунків з дослідними даними. Добра відповідність розрахункових і експериментальних даних служить підтвердженням достовірності та надійності розробленого методу, який можна рекомендувати до використання в проектних розрахунках.

В роботі [37] представлений метод визначення натурних аеродинамічних характеристик літального апарату з решітчастими крилами за результатами випробувань його моделі в аеродинамічних трубах. У роботі розглянута проблема порушення подібності обтікання модельного і натурального літальних апаратів з решітчастими крилами або стабілізаторами.

Автори представляють методику оцінки впливу недотримання геометричного і гідродинамічної подібності обтікання моделі решітчастого стабілізатора на основні аеродинамічні характеристики всього апарату. Показано, що в деяких випадках випробування моделі дають підвищений запас поздовжньої статичної стійкості апарату.

В роботі [140] автори розглядають аеропружні ефекти решітчастого стабілізатора. Моделювання аеропружних характеристик виконується на навколосвукових і надзвукових режимах. Результати представлені для вертикального і горизонтального решітчастого стабілізатора, встановленого на корпусі. Результати горизонтального обрешітвання показують, що деформоване ребро зміщується назад і осьове зусилля збільшується. Деформації також викликають переміщення центру тиску, викликаючи зменшення і зміну шарнірного моменту для трансзвукового потоку і надзвукового потоку відповідно. Для вертикального ребра місцеві кути звалювання збільшуються через деформації, так що деформована нормальна сила більше вихідної. При великих кутах атаки як деформовані, так і вихідні нормальні сили раптово зменшуються через вплив на стабілізатор розділених вихорів. Крім того, показано, що приріст осьової сили сильно корелює зі збільшенням квадрата нормальної сили.

В роботі [162] показано, що решітчасті стабілізатори через їх поліпшених підйомних характеристик при великих кутах атаки і в більш широких режимах числа Маха використовуються на літальних апаратах. В роботі виконується і порівнюється вплив різних малюнків решітчастих ребер на аеродинаміку дозвукового потоку решітчастих ребер за допомогою визначення відповідних аеродинамічних сил. Крім того, в дослідженні розглядається вплив зміни зазору на аеродинаміку різних моделей. Результати свідчать про поліпшену аеродинамічну ефективність і нахилі підйому для осередків з ребрами перемички і окремих ромбовидних візерунків в порівнянні з базовою моделлю. Більш того, дослідження вказує на поліпшені аеродинамічні характеристики ромбовидних візерунків з більш

високими зазорами за рахунок збільшення максимального коефіцієнта підйомної сили, кута звалювання і порівнянного опору при більш низьких кутах. В ході дослідження було встановлено наявність додаткового ефекту, званого ефектом нахилу, поряд з каскадним ефектом, що призводить до відхилень у відношенні підйомної сили, звалювання і аеродинамічній ефективності серед різних варіантів зазору окремих моделей. Таким чином, оптимізація на основі аеродинамічної ефективності, вимог до кута звалювання і вартості вироблення шляхом вибору оптимальної схеми і зазору може бути проведена за допомогою цього аналізу, що може привести до підвищених аеродинамічних характеристик решітчастих стабілізаторів і решітчастих крил.

Отже, літературний огляд показує, що решітчасті конструкції використовуються в різних сферах. Решітчасті крила мають вищі аеродинамічні характеристики.

Дворядні лопаткові вінці осьових вентиляторів мають зменшений рівень жорсткості в порівнянні з однорядними за рахунок зменшення довжини хорд лопаток першого і другого ряду. Один із шляхів вирішення цієї проблеми є застосування решітчастих дворядних лопаткових вінців.

Застосування решітчастої конструкції в дворядній лопатці вентилятора (рис.1.4) дозволить підвищити її міцнісні характеристики.

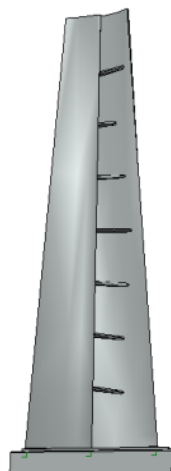


Рис. 1.4. Решітчаста дворядна лопатка вентилятора

Дворядну лопатку з перетинками можна розглядати як частковий випадок решітчастого крила. Однак до теперішнього часу не було досліджено характеристики решітчастого дворядного РК вентилятора ТРДД з великим ступенем двоконтурності.

### **1.6. Висновки за першим розділом**

Аналіз літературних джерел показав, що застосування дворядних лопаткових вінців дозволяє покращити ефективність вентиляторів та компресорів: збільшити напірність, зменшити вагу та габарити, покращити акустичні характеристики. Однак при застосуванні їх у лопаткових вінцях вентиляторів ТРДД з великим ступенем двоконтурності виникає проблема забезпечення достатнього рівня надійності.

Поряд з тим, дворядні лопаткові вінці мають зменшений рівень жорсткості в порівнянні з однорядними за рахунок зменшення хорд лопаток першого і другого ряду.

Один із шляхів вирішення цієї проблеми є застосування решітчастих дворядних лопаткових вінців.

Проведений літературний огляд показав, що в аеродинаміці відомі роботи щодо створення решітчастих крил, які мають високі аеродинамічні характеристики.

Дворядну лопатку з перетинками можна розглядати як частковий випадок решітчастого крила. Однак до теперішнього часу не досліджено характеристики решітчастого дворядного робочого колеса вентилятора.

## РОЗДІЛ 2

### МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В ДВОРЯДНОМУ ВЕНТИЛЯТОРІ ДВОКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

#### 2.1. Вибір та обґрунтування параметрів чисельного експерименту для моделювання течії в елементах вентилятора

Аеродинамічне вдосконалення лопаткових машин - важливе завдання в теорії лопаткових машин. Дослідження параметрів і характеристик лопаткових машин можливо декількома методами: за допомогою аналітичного розрахунку, чисельного або фізичного експерименту. З огляду на характерні особливості цих методів, на сьогоднішній день дослідники та інженери все більшу перевагу віддають методу чисельного експерименту [16, 17, 23]. Фізичний експеримент, в силу високої вартості, використовується на заключних етапах досліджень [39].

У роботах [138, 145, 53] представлені результати порівняння ефективності різних методів CFD для моделювання течії в лопаткових машинах. В роботі [138] представлена вичерпна інформація про різні методи CFD для моделювання в лопаткових машинах і розглянуто питання вибору параметрів для чисельного експерименту різного класу задач. Автори роботи тестують нові методи з моделями LES, порівняння проводиться з експериментальними даними і розрахунком з моделями RANS. Характерною особливістю застосування методів з моделями LES є велика продуктивність комп'ютерів, однак при цьому забезпечується більша точність розрахунків. В роботі [145] автори представляють результати порівняння декількох пакетів для моделювання течії в радіальному компресорі.

Вибір топології розрахункової сітки, моделі турбулентної в'язкості при проведенні чисельного експерименту є ключовим питанням для забезпечення адекватності та точності розрахунку. В роботі [127] автори показують, як впливає вибір моделі турбулентної в'язкості на точність розрахунку. В роботі

[112] показано відміну результатів розрахунку при різних топологіях розрахункової сітки. Результати, представлені в роботі [26] показують, що для вирішення задач зі складною геометрією (наприклад, аеродинамічні профілі лопаткових вінців) може застосовуватися як структурована так і неструктурована розрахункова сітка. Однак обов'язковим елементом повинна бути використана функція створення адаптації для прикордонного шару біля стінок.

Дослідження аеродинамічних характеристик лопаткових машин компресорів починаються з дослідження течії в компресорних решітках [14, 29, 95, 129, 154].

В роботі [154] виконано параметричне дослідження моделювання течії в трансзвуковій решітці профілів, отримані аеродинамічні характеристики лопаткового вінця. Автори відзначають, що критичним питанням був вибір моделі турбулентної в'язкості при замиканні рівнянь Нав'є-Стокса. Автори роботи [129] також показують, що вибір моделі турбулентної в'язкості грає важливу роль при оцінці точності і адекватності розрахунку течії в решітці профілів. У роботі досліджувався 4 моделі турбулентної в'язкості. У роботах [129, 154] дослідження проводилися для двомірної постановки завдання. У роботах [14, 29] розрахунок течії в компресорі виконаний з урахуванням тривимірного обтікання. Проведено зіставлення результатів чисельного моделювання з досвідченими даними.

Математичний опис потоку для математичного моделювання течії у вентиляторі можливо за допомогою використання системи нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса для стиснутого газу [2, 25, 56, 57, 123, 125]. В консервативній формі система рівнянь має наступний вигляд [123, 125]:

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

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

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

де  $\rho$  – густина середовища,  $\mu$  – динамічна в'язкість середовища,  $u_j$  – компоненти вектора швидкості потоку,  $H$  – повна ентальпія одиниці маси середовища, яка пов'язана зі статичною ентальпією і внутрішньою енергією

одиниці маси співвідношеннями  $H = h + \frac{u^2}{2} = e + \frac{p}{\rho} + \frac{u^2}{2}$ ;

$\tau_{ij} = -\frac{2}{3}\mu\delta_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)$  – компоненти тензора напружень Рейнольдса,

$q_j = -\lambda\partial T/\partial x_j$  – компоненти вектора теплового потоку.

Для замикання системи використовуються наближення в термодинамічному розумінні ідеального газу, для якого рівняння стану, що пов'язують тиск і температуру з густиною і внутрішньою енергією, мають вигляд:

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

Для ротора досліджуваного вентилятора рівняння вирішуються в системі координат, пов'язаної з ротором вентилятора, що обертається з постійною швидкістю (швидкість задається частотою обертання вентилятора). В правій частині рівняння збереження кількості руху з'являються додаткові члени – центробіжні сили –  $\rho\vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{r})$  і сили –  $2\rho\vec{\Omega} \times \vec{v}$  Коріоліса, де  $\vec{\Omega}$  – кутова швидкість,  $\vec{r}$  – радіус-вектор точки середовища, що розглядається, побудованої із деякої точки вісі обертання – початок координат, в цьому випадку рівняння має наступний вигляд [???]:

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

Рівняння, яке описує повну ентальпію буде мати наступний вигляд [123, 125]:

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

Для спрощення виразу  $H_{rot}$  позначаємо  $r$  як найменшу відстань від частки середовища до вісі обертання [123, 125]:

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

Для дослідження задач внутрішньої аеродинаміки лопаткових машин використовують три основні підходи:

- отримання аналітичних рішень;
- фізичний експеримент;
- використання чисельних методів.

Аналітичні рішення до теперішнього часу отримані лише для найпростіших задач. Вони також використовуються в чисельному моделюванні для опису деяких аспектів задачі. Фізичний експеримент використовується здебільшого в якості критерію правильності отриманих чисельних рішень. Чисельні методи використовуються для моделювання течій у проточних частинах лопаткових машин за допомогою обчислювальної техніки.

Обтікання лопаткових вінців супроводжується турбулентністю. Існує безліч визначень, як більш-менш вдало і повно відображають природу



турбулентності, проте очевидно, що жодна з них не зможе в повній мірі передати сутність такого складного і багатоликого явища.

З фізичної точки зору, причиною виникнення турбулентності є нестійкість того чи іншого роду, що виникає в даному перебігу (наприклад, слід за лопаткою вентилятора або теплова нестійкість). Слід зазначити, що в багатьох випадках появи турбулентності передують поява упорядкованих нестационарних структур.

З математичної точки зору поява турбулентності (як вирішення рівнянь Нав'є-Стокса), як правило, обумовлено домінуванням дестабілізуючих конвективних членів над стабілізуючими гравітаційними членами в рівнянні балансу імпульсу. В результаті цього, рівняння Нав'є-Стокса, що описують течії рідини і газу, втрачають стійкість. При цьому відбувається лавиноподібне накопичення збурень певного виду.

З третього боку, процес втрати стійкості можна розглядати як прояв другого початку термодинаміки: природа не терпить занадто «упорядкованих» течій.

Незважаючи на інтенсивний розвиток обчислювальної техніки і вражаючі успіхи, досягнуті в останні роки як в області побудови ефективних чисельних алгоритмів, призначених для вирішення задач внутрішньої аеродинаміки лопаткових машин, так і в розробці супутнього математичного забезпечення (генератори сіток, інтерактивні системи введення даних і системи візуалізації результатів розрахунків), проблема чисельного моделювання турбулентності, як і протягом багатьох попередніх десятиліть, як і раніше залишається однією з найбільш складних і актуальних проблем механіки рідин. На відміну від ламінарних течій однофазної середовища (рідини або газу), розрахунок яких, завдяки зазначеним вище досягненням, став багато в чому рутинною процедурою, надійне моделювання характеристик складних турбулентних течій, що представляють найбільший практичний інтерес з цілого ряду причин (принципово тривимірний нестационарний характер, стохастична природа і виключно широкий просторово-часовий

спектр турбулентності) все ще залишається швидше мистецтвом, ніж суворою наукою. Разом з тим, загальний прогрес обчислювальної гідродинаміки і тепломасопереносу не міг не позначитися і на стані проблеми чисельного моделювання турбулентності. На даний час використовуються наступні підходи, що застосовуються для розрахунку турбулентних течій.

- Пряме чисельне моделювання (DNS). Суть цього підходу полягає в безпосередньому вирішенні тривимірних нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса з використанням просторових сіток і кроків інтегрування за часом, достатніх для вирішення всіх істотних для даної течії, в тому числі, і короткохвильових просторово-часових неоднорідностей. Очевидно, що цей підхід є максимально суворим, так як він базується лише на одному, досить обґрунтованому припущенні про можливість застосування рівнянь Нав'є-Стокса для опису турбулентних течій. Однак, не менш очевидним є те, що для його чисельної реалізації необхідно використовувати дуже дрібні сітки, кількість вузлів яких має різко збільшуватися з ростом числа Рейнольдса.

- Метод моделювання великих вихорів (LES). Ідея LES полягає в тому, що на відміну від «глобального» осереднення рівнянь Нав'є-Стокса проводиться їх «фільтрація» тільки від короткохвильових (з довжинами хвиль порядку і менше розмірів використовуваної розрахункової сітки) турбулентних неоднорідностей.

- Гібридні підходи. Метод моделювання відокремлених вихорів. Це проміжні підходи, що поєднують в собі ті чи інші елементи RANS, LES і DNS.

- Інтегральні методи. Методи є узагальненням величезної кількості експериментальних даних для певних класів течій. Збагачені найпростішою теорією (типу рівнянь прикордонного шару) вони є потужним інструментом для проведення промислових розрахунків. Основним недоліком цих методів є їх неунівесальність (приклад для прикордонного шару)).

- Застосування рівнянь Рейнольдса, замкнених за допомогою моделей турбулентності (RANS). Система рівнянь Рейнольдса може бути отримана

шляхом осереднення за часом нестационарних тривимірних рівнянь Нав'є-Стокса. При цьому мається на увазі, що часовий інтервал, за яким здійснюється осереднення, набагато більше характерних часових масштабів турбулентності, з одного боку, і набагато менше характерного макро масштабу часу розглянутого течії, з іншого. Ця система є незамкненою, оскільки в неї входить невідомий тензор так званих рейнольдсових напружень. В силу симетричності цього тензора, невідомими є тільки шість його компонент. Для замикання системи рівнянь Рейнольдса необхідно визначити зв'язок між тензором рейнольдсових напружень і параметрами осередненого течії. Цей зв'язок називається модель турбулентності [109].

Рівняння Рейнольдса отримують розкладанням змінних, які визначаються, в рівняннях збереження на осереднені за часом величини, що отримані на відповідному інтервалі часу, і пульсаційних компонентів з подальшим осередненням за часом всього рівняння. На практиці використовують класичне осереднення за Рейнольдсом і запропоноване Фавром осереднення з використанням густини в якості вагової функції. При моделювання течій, в яких флуктуаціями густини можна знехтувати, обидва способи осереднення є еквівалентними.

Осереднена за часом величину  $f$  за Рейнольдсом буде мати наступний вигляд [123, 125]:

$$\bar{f} \equiv \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0}^{t_0+\Delta t} f dt$$

В процедурі осереднення за Рейнольдсом величини, що змінюються випадково замінюються на осереднені величини за часом плюс пульсації біля цих середніх значень:

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad \rho_i = \bar{\rho}_i + \rho'_i \quad p_i = \bar{p}_i + p'_i \quad h_i = \bar{h}_i + h'_i \quad H_i = \bar{H}_i + H'_i$$

За визначенням пульсацій на складова дорівнює нулю:

$$\bar{f}' = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} f' dt \equiv 0.$$

При осередненні величин  $f$  і  $g$  мають місце наступні співвідношення

$$\begin{aligned} \bar{f} &= \bar{f} & \overline{f+g} &= \bar{f} + \bar{g} & \overline{fg'} &= 0 & \overline{f\bar{g}} &= \bar{f}\bar{g} & \overline{\frac{\partial^n f}{\partial x^n}} &= \frac{\partial^n \bar{f}}{\partial x^n} \\ \overline{fg'} &= \overline{(\bar{f} + f')g'} = \bar{fg'} + \overline{f'g'} = \bar{fg'} \\ \overline{fg} &= \overline{(\bar{f} + f')(\bar{g} + g')} = \bar{fg} + \overline{f'g'}. \end{aligned}$$

Процес осереднення добутку двох флуктуючих величин дає відмінну від нуля величину, тобто  $\overline{ff'} \neq 0$ .

При моделюванні течії стискуваного газу в загальному випадку використовують осереднення з ваговою функцією (густиною). Осереднені величини визначаються як  $\tilde{f} = \overline{\rho f} / \bar{\rho}$ , або

$$\tilde{u}_i = \frac{\overline{\rho u_i}}{\bar{\rho}} \quad \tilde{h}_i = \frac{\overline{\rho h_i}}{\bar{\rho}} \quad \tilde{H} = \frac{\overline{\rho H}}{\bar{\rho}} \quad \tilde{T} = \frac{\overline{\rho T}}{\bar{\rho}}.$$

Розглянутий вище процес осереднення використовується тільки для компонент швидкості і теплових змінних.

Нові величини мають вигляд:

$$u_i = \tilde{u}_i + u_i'' \quad h_i = \tilde{h}_i + h_i'' \quad H_i = \tilde{H}_i + H_i'' \quad T = \tilde{T} + T''.$$

Осереднені за часом пульсації ( $u''$  і ін.) відмінні від нуля, якщо тільки  $\rho' \neq 0$ . Таким чином, після деяких перетворень ми отримуємо  $\overline{u_j''} = -\frac{\overline{\rho' u_j'}}{\bar{\rho}}$ ,

такі ж рівняння отримують для теплових пульсацій. До того ж, відмітимо, що  $\overline{\rho f''} \equiv 0$ . Це можна легко показати, розкладаючи  $\overline{\rho f} = \overline{\rho(\tilde{f} + f'')}$  і використовуючи визначення  $\tilde{f}$ .

Підставимо розкладання  $(u_i = \tilde{u}_i + u_i'', \quad h_i = \tilde{h}_i + h_i'', \quad H_i = \tilde{H}_i + H_i'', \quad T = \tilde{T} + T'')$  для системи нестационарних рівнянь Нав'є – Стокса в консервативній формі, а потім осереднимо отримані рівняння за часом. Отримаємо наступні осереднені рівняння газової динаміки [123, 125]:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{H}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{H}) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \tilde{u}_i \bar{\tau}_{ij} + \overline{u_i'' \tau_{ij}} - \overline{\rho u_j'' H''} - \lambda \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right)$$

$$\text{де } \bar{\tau}_{ij} = \mu \left[ \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \right],$$

$$\tilde{H} = \tilde{h} + \frac{\overline{u_i u_j}}{2} = \tilde{h} + \frac{\tilde{u}_i \tilde{u}_j}{2} + \frac{\overline{\rho u_i'' u_j''}}{2} = \tilde{h} + \frac{\tilde{u}_i \tilde{u}_j}{2} + k,$$

$$H'' = h'' + \frac{\overline{u_i u_j}}{2} = \tilde{h} + \tilde{u}_i u_j'' + \frac{u_i'' u_j''}{2} - k, \text{ де тензор } \overline{\rho u_i'' u_j''} - \text{тензором напружень}$$

Рейнольдса,  $k = \frac{\overline{\rho u_i'' u_j''}}{2}$  – кінетична енергія турбулентних пульсацій.

Для того, щоб система рівнянь була замкненою застосовують різні моделі турбулентної в'язкості. Вираз тензора турбулентних напружень через параметри осередненого потоку називається моделлю турбулентної в'язкості.

Моделі турбулентності мають широке розмаїття: від простих алгебраїчних зв'язків до складних моделей рейнольдсових напруг, що містять

7 і більше диференціальних рівнянь. Умовно моделі турбулентності в'язкості можна розділити на наступні основні групи [2, 109, 123, 125]:

- Алгебраїчні моделі
- Моделі з одним диференціальним рівнянням
- Моделі з двома диференціальними рівняннями
- Моделі, які не використовують гіпотезу Буссінеска.

На даний час алгебраїчні моделі практично поступилися своїм місцем диференціальним. Однак в течіях, для яких розроблені алгебраїчні моделі їх застосування, безумовно, є виправданим. Але навіть в таких ситуаціях реалізація і використання алгебраїчних моделей в сучасних кодах може бути досить непростим завданням. Крім того, ці моделі можуть бути використані в пристінній області при використанні гібридних методів і при розробці пристінних функцій.

В алгебраїчних моделях турбулентна в'язкість визначається алгебраїчною формулою, що містить параметри потоку, відстань до стінки і т.д. В диференціальних моделях для турбулентних характеристик (таких, як турбулентна в'язкість, кінетична енергія турбулентності і ін.) записуються рівняння переносу.

Моделі з одним рівнянням (як і алгебраїчні моделі) служать для обчислення турбулентної в'язкості і, як правило, не пристосовані для створення на їх основі нелінійних моделей і моделей Рейнольдсових напружень. Моделі з одним рівнянням для кінетичної енергії турбулентності виявилися низької якості через залучення додаткових неуніверсальних алгебраїчних співвідношень для дисипації. Найбільш природний шлях розвитку - побудова другого диференціального рівняння для дисипації.

Модель турбулентності  $k-\varepsilon$  [125]. Невідомий член в рівняннях Рейнольдса – тензор напружень Рейнольдса, – може бути описано за допомогою моделей, заснованих на гіпотезі про турбулентну в'язкість Буссінеска. Найбільш широко застосованою моделлю такого класу є двохпараметрична  $k-\varepsilon$  модель турбулентності.

Для турбулентних течій гіпотеза турбулентної в'язкості Буссінеска зв'язує тензор рейнольдсових напруг з градієнтами осередненого поля швидкості згідно виразу [125]:

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

де  $k$  – кінетична енергія турбулентності, коефіцієнт пропорційності  $\mu_t$  – турбулентна в'язкість, яка на відміну від молекулярної в'язкості  $\mu$  не є властивістю рідини, але сильно залежить від характеристик турбулентного руху середовища. Для турбулентної в'язкості використовується гіпотеза:  $\mu_t = \rho C_\mu l_t V_t$ , де  $V_t = \sqrt{k}$  – масштаб швидкості турбулентності,  $l_t$  – масштаб турбулентності,  $C_\mu$  – емпірична константа. В моделі турбулентності  $k$ - $\varepsilon$  передбачається, що масштаб турбулентності – це той масштаб, на якому відбувається дисипація енергії турбулентності. Для ізотропної турбулентності отримано співвідношення  $\varepsilon = k^{2/3} / l_t$ , що пов'язує швидкість дисипації турбулентної енергії  $\varepsilon$  і масштаб турбулентності. Вираз для турбулентної в'язкості приймає вигляд:

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

Потік турбулентної енергії моделюється на основі градієнтно-дифузійної гіпотези:

$$-\rho u_i'' h'' = \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_j}$$

Для турбулентних напружень у випадку ізотропної турбулентності приймається наступна гіпотеза:

$$\frac{\partial(\overline{u_j''\tau_{ij}'})}{\partial x_j} \approx \overline{\frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \right)}.$$

Використовуючи гіпотези турбулентної в'язкості Буссінеска та осереднені за Фавром рівняння газової динаміки, можна представити рівняння руху у вигляді [125]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) &= -\frac{\partial p^*}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu_{eff} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \right) \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho H) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j H) &= -\frac{\partial p^*}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{Pr_i} \frac{\partial h}{\partial x_j} \right) + \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ u_i \left[ \mu_{eff} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] + \mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \right\} \end{aligned}$$

де  $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$ ,  $p^* = p + \frac{2}{3} \rho k$ .

У зв'язку з тим, що всі змінні осереднені, тому для скорочення запису знаки осереднення тут і далі опущені.

Таким чином, для визначення турбулентної в'язкості в моделі  $k-\varepsilon$  необхідно знати дві величини, що характеризують турбулентність: кінетична енергія турбулентності і швидкість дисипації енергії турбулентності. Для визначення цих величин використовується полуемпіричні рівняння переносу наступного вигляду [125]:

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



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

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

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

Ліва частина полуемпіричних рівнянь переносу визначає приріст величин  $k$  і  $\varepsilon$  відповідно у малому об'ємі середовища, перший член в правій частині пов'язаний з дифузією  $k$  і  $\varepsilon$ , члени що залишились зліва пов'язані з генерацією і дисипацією величин  $k$  і  $\varepsilon$ .

$C_\mu$ ,  $C_{\varepsilon 1}$ ,  $C_{\varepsilon 2}$ ,  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\varepsilon$ ,  $Pr_i$  – константи, що присутні в моделі і вибираються із умови узгодження результатів розрахунків і експериментальних даних широкого класу течій.

До переваг моделей цього типу можна віднести розрахунок вільних зсувних течій. Крім того, за цими моделями накопичений величезний досвід розрахунків, вони добре досліджені і є в більшості комерційних програм.

Досвід експлуатації  $k$ - $\varepsilon$  моделей показав, що при розрахунку прикордонних шарів з додатнім (несприятливим) градієнтом тиску всі моделі цього типу схильні до завищення генерації кінетичної енергії турбулентності, що призводить до принципово неправильного опису таких течій. Цей недолік є дуже серйозним, оскільки робить практично неможливим правильний розрахунок течій з відривом з гладкої поверхні.

Серед моделей турбулентної в'язкості, які використовуються при розрахунку течії в лопаткових машинах також слід відмітити модель  $k$ - $\omega$  [125]. Величину  $\omega$  прийнято називати питомою дисипацією. Вперше

комбінацію рівнянь для  $k$  і  $\omega$  запропонував Колмогоров в 1942 році, проте його рівняння не можна вважати моделлю турбулентності в сучасному розумінні цього слова. Активним просуванням моделей  $k-\omega$  (вже як інструменту для розрахунку турбулентних течій) займався Вілкокс, йому належить цілий ряд моделей, зокрема модель Уилкокса-Рубезіна. Найбільш простою є так звана високорейнольдсова модель Уилкокса (Wilcox, 1988).

Ще однією диференційною моделлю, яка показала себе з найкращої сторони при розрахунку течій в ступенях компресора [125, 151, 161, 165] є модель SST Ментера [151], яка записується шляхом суперпозиції моделей  $k-\varepsilon$  та  $k-\omega$  [151].

Рівняння моделі турбулентності SST Ментера можуть бути записані в наступному вигляді [125]:

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

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

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

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

Турбулентна в'язкість розраховується за формулою:

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

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

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

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

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

Основні константи моделі:

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

$$\beta_1 = 0,075,$$

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

Важливою особливістю моделі Ментера є перехід від  $k$ - $\varepsilon$  моделі в ядрі потоку до  $k$ - $\omega$  моделі поблизу стінок. Плавність цього переходу забезпечується ваговою функцією  $F_1$ . Крім того, відомо, що в значній частині прикордонного шару дотичне напруження пропорційно кінетичній енергії турбулентності (Ментера використовує назву SST і Shear Stress Transport).

Використання чисельного експерименту дає можливість за короткий проміжок часу отримати досить точні рішення різних завдань в області лопаткових машин. Моделювання течії в лопаткових машинах складається з декількох основних етапів: створення твердотільної моделі досліджуваного об'єкта, створення розрахункової сітки, завдання початкових і граничних умов, розрахунок і аналіз результатів [24, 25, 80-82, 109].

Кожен етап моделювання містить безліч додаткових параметрів, від вибору яких залежить адекватність і точність розрахунку. Одним з ключових питань моделювання течії в лопаткових машинах є вирішення тестових задач, які дозволяють налаштувати і вибрати параметри для подальшого дослідження параметрів і характеристик лопаткових машин досліджуваного класу задач. Крім того, одним з актуальних питань з точки зору вдосконалення аеродинаміки компресорів є дослідження дворядних лопаткових вінців.

В даному підрозділі ставиться завдання провести вибір і обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для вирішення завдань обтікання дворядних лопаткових вінців компресора [136].

Як об'єкт дослідження обрано нерухома двухрядная решітка профілів (рис. 2.1). Дворядна решітка профілів має наступні геометричні характеристики: кут установки профілів першого ряду  $\varphi = 42^\circ$ , відносний крок решітки першого ряду  $t/b = 1,03$ ; кут установки профілів другого ряду  $\varphi = 73^\circ$ , відносний крок решітки другого ряду  $t/b = 0,515$ ; довжина щілинного каналу між рядами лопаток - 3,5 мм.

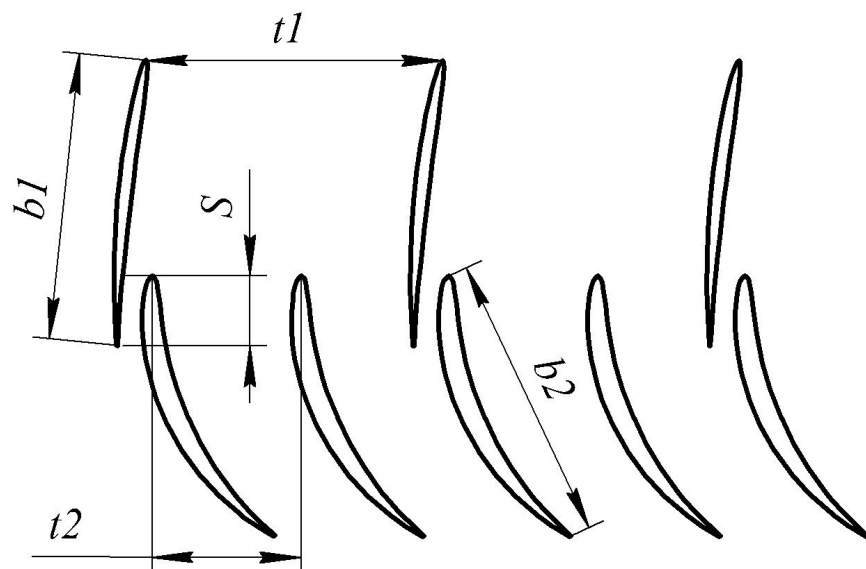


Рис.2.1. Схема дворядної решітки

Для вирішення поставленого завдання була побудована твердотільна модель досліджуваної решітки. Для моделювання течії була згенерована

дрібна неструктурована розрахункова сітка з адаптацією прикордонного шару. В ході чисельного експерименту тестувалися дві моделі турбулентної в'язкості (модель k-ε і SST), які найбільш підходять для даного класу задач. Розрахунок виконувався для двох режимів обтікання при куті атаки  $\alpha = 0^\circ$  і  $\alpha = 3^\circ$ .

За результатами розрахунку були побудовані залежності втрат повного тиску в решітці  $\xi$  від приведеної швидкості  $\lambda$  (рис.2.2, рис.2.3). На графіку точками зображені дані фізичного експерименту [85].

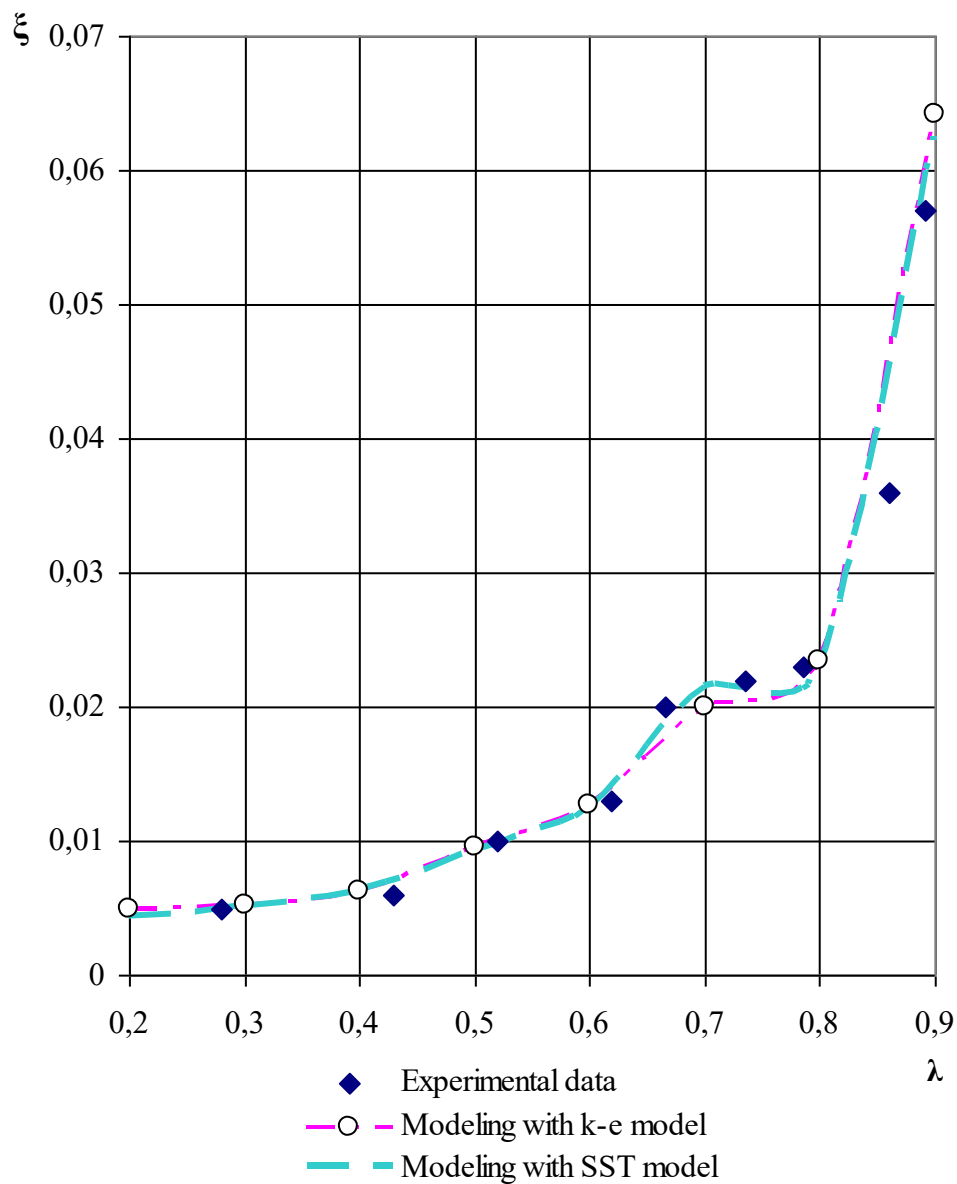


Рис.2.2 Залежність втрат повного тиску в решітці  $\xi$  від приведеної швидкості  $\lambda$  при куті атаки  $\alpha = 3^\circ$

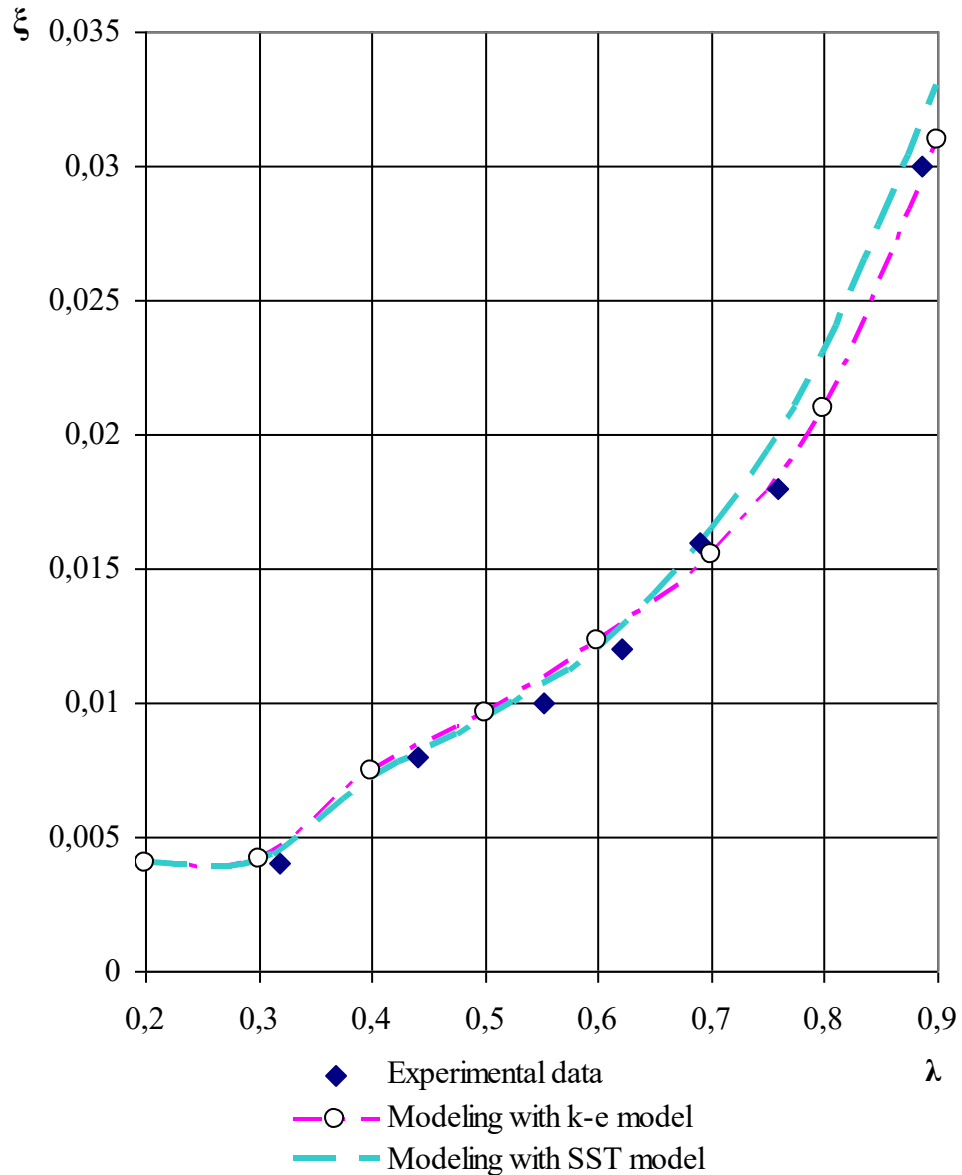


Рис.2.3 Залежність втрат повного тиску в решітці  $\xi$  от приведеної швидкості  $\lambda$  при куті атаки  $\alpha=0^\circ$

Порівняння отриманих результатів моделювання течії в дворядній решітці профілів з експериментальними даними показали, що похибка розрахунків становить від 2 до 7,2% (похибка розраховувалася за різницею тисків).

При розрахунку з моделлю турбулентної в'язкості k-ε похибка склала від 3 до 7,2%. Для випадку розрахунку з моделлю турбулентної в'язкості SST

- від 2 до 4,6%. Таким чином, для вирішення подібного класу задач доцільно вибирати модель турбулентної в'язкості SST.

З метою якісної оцінки результатів розрахунку на рис. 2.4 і 2.5 представлені скалярні і векторні поля швидкостей для моделі турбулентної в'язкості k-ε і SST при  $\lambda = 0,5$ .

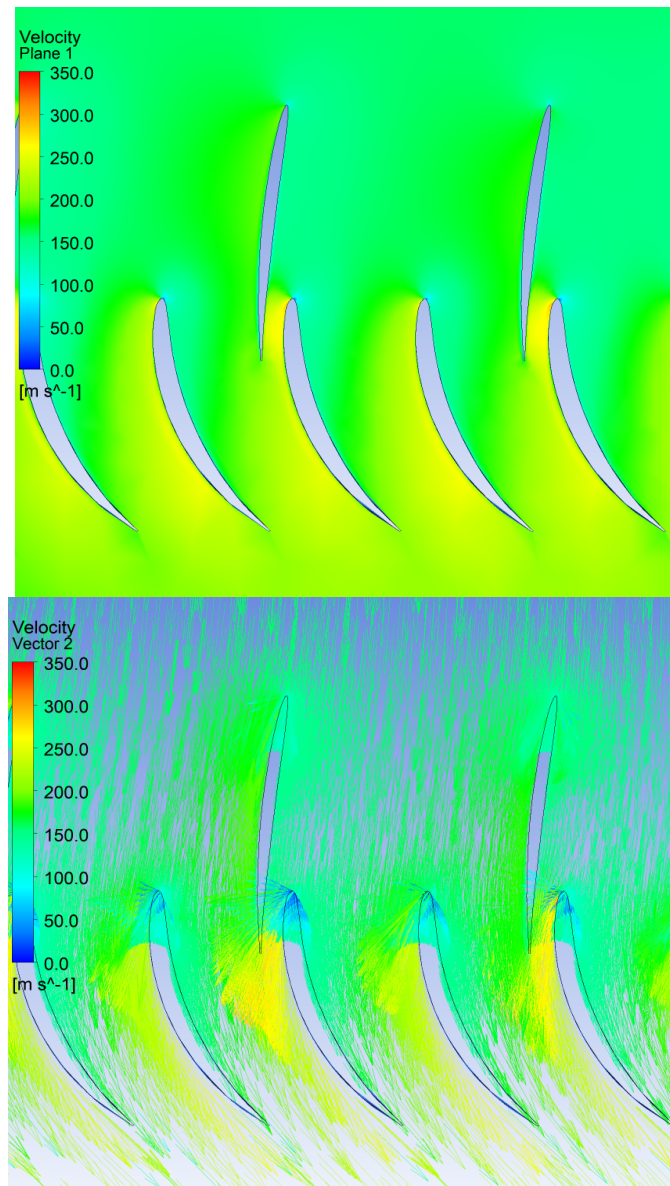


Рис. 2.4 Скалярне і векторне поле швидкостей потоку в решітці для моделі турбулентної в'язкості k-ε

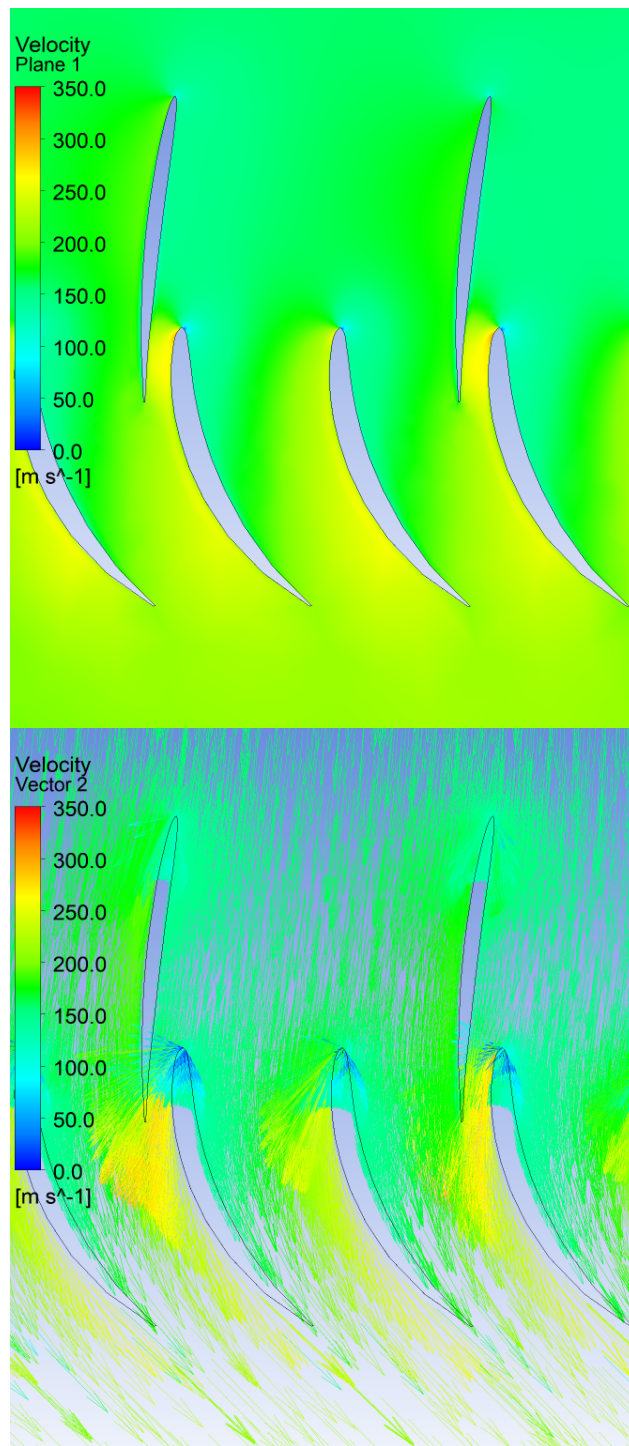


Рис.2.5 Векторное поле скоростей для модели турбулентной вязкости SST

Аналіз картини обтікання показує, що суттєвої різниці між розрахунками не спостерігається. Однак можна помітити, що при використанні моделі турбулентної в'язкості k-ε сліди за досліджуваною дворядною решіткою аеродинамічних профілів практично відсутні, це можна



пояснити тим, що в моделі турбулентної в'язкості SST є рівняння, які забезпечують більш точний розрахунок параметрів течії в прикордонному шарі біля стінок.

Таким чином, використання моделі турбулентності в'язкості SST при моделюванні течії в елементах компресора при числах Рейнольдса  $Re = 5,5 \dots 15 \cdot 10^5$  є більш доцільним.

Наступним етапом роботи було проведення тестової задачі моделювання течії в ступені осьового компресора [134]. Результати чисельного експерименту порівнюються з результатами фізичного експерименту.

Для побудови розрахункової сітки обраний метод неструктурованої сітки з адаптацією для прикордонного шару. Така комбінація дає можливість коректно моделювати течія в прикордонному шарі біля стінок.

Для замикання рівнянь Нав'є-Стокса обрані три моделі турбулентності: SST, k-Omega, k-Epsilon EARSM. В результаті розрахунку буде обрана модель турбулентності для подальших досліджень течії в робочому колесі вентилятора.

Як об'єкт досліджень обрано перший ступінь осьового компресора з периферійним вхідним діаметром 0,4 м, втулковим діаметром 0,14м. Ступінь складається з вхідного направляючого апарату, робочого колеса і направляючого апарату.

Для кожного окремого лопаткового вінця була побудована розрахункова область, що складалася з лопатки і міжлопаткового каналу. Розрахункова область для вхідного направляючого апарату мала близько 5,9 млн. комірок, для робочого колеса - 2 млн. комірок, для направляючого апарату - 5 млн. комірок. Як робоче тіло було обрано повітря при нормальних атмосферних умовах. На рис. 2.6 показана розрахункова сітка для трьох лопаткових вінців.

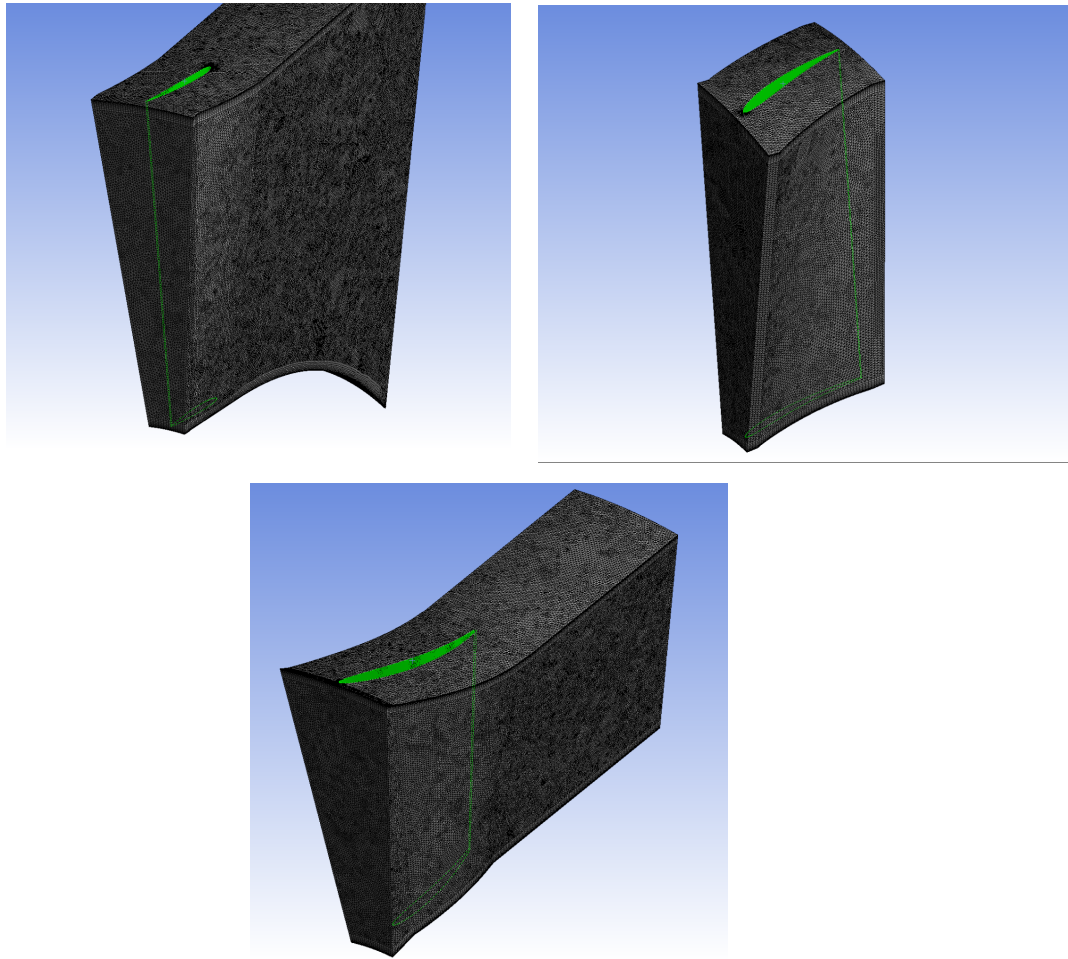


Рис.2.6 Розрахункова сітка для трьох лопаткових вінців ступеня компресора

В рамках вибору і обґрунтування моделі турбулентності були проведені розрахунки моделювання течії в ступені осевого компресора з трьома моделями: SST, k-Omega, k-Epsilon EARSM. Режим роботи ступеня змінювався в діапазоні відносної частоти обертання від  $n = 0.8$  до  $n = 0.6$  в діапазоні значення коефіцієнта приведеної швидкості  $\lambda = 0.36 \dots 0.64$ . Де коефіцієнт  $\lambda$  це відношення осевої швидкості потоку повітря на вході в ступень до швидкості звуку.

В результаті чисельного експерименту була розрахована ступінь підвищення тиску ступені  $\pi$ , отримана для повного тиску.

На рис. 2.7 представлена залежність ступеня підвищення тиску в ступені компресора  $\pi$  від коефіцієнта  $\lambda$ . На графіку лініями представлені

результати чисельного експерименту, точками - результати фізичного експерименту [86].

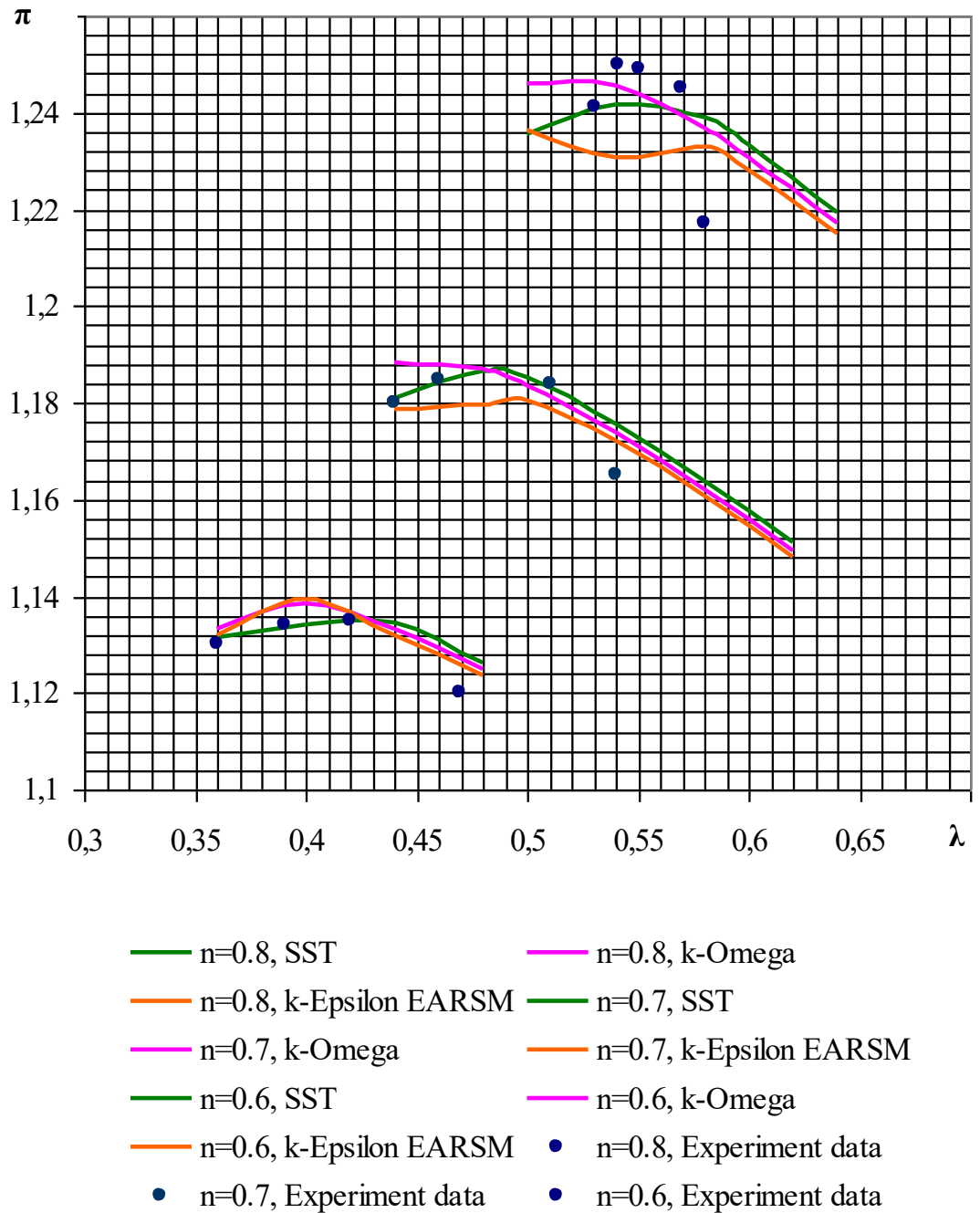


Рис.2.7. Залежність ступеня підвищення тиску в ступені компресора  $\pi$  від коефіцієнта  $\lambda$

Аналізуючи отримані дані, можна відзначити, що всі три моделі турбулентності для даного класу задач показують досить хороші результати.

Однак варто також сказати щодо похибки при моделюванні течії з кожною з розглянутих моделей турбулентності.

**Модель турбулентності SST.** Для режиму роботи ступеня при  $n = 0.6$  похибка розрахунків становить від 0 до 0.72% при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.36 \dots 0.48$ . При розрахунку течії в ступені компресора при значенні відносної частоти обертання  $n = 0.7$  похибка розрахунку склала від 0.07 до 0.93 при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.44 \dots 0.62$ . При значенні відносної частоти обертання  $n = 0.8$  похибка розрахунку склала від 0 до 1.8% при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.5 \dots 0.64$ .

**Модель турбулентності k-Omega.** Для режиму роботи ступеня при  $n = 0.6$  похибка розрахунків становить від 0.18 до 0.63% при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.36 \dots 0.48$ . При розрахунку течії в ступені компресора при значенні відносної частоти обертання  $n = 0.7$  похибка розрахунку склала від 0.25 до 0.8% при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.44 \dots 0.62$ . Режим роботи ступеня при значенні відносної частоти обертання  $n = 0.8$  показав похибку розрахунку від 0.4 до 1.65% при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.5 \dots 0.64$ .

**Модель турбулентності k-Epsilon EARSM.** Для режиму роботи ступеня при  $n = 0.6$  похибка розрахунків становить від 0.16 до 0.54% при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.36 \dots 0.48$ . При розрахунку течії в ступені компресора при значенні відносної частоти обертання  $n = 0.7$  похибка розрахунку склала від 0,1 до 0.63% при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.44 \dots 0.62$ . При значенні відносної частоти обертання  $n = 0.8$  похибка розрахунку склала від 0.72 до 1.32% при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.5 \dots 0.64$ .

Таким чином, при моделюванні течії в ступені осьового компресора при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.36 \dots 0.64$  розрахунок з моделлю турбулентності SST має похибку від 0 до 1.8%, з моделлю турбулентності k-Omega - від 0.18 до 1.65, і з моделлю турбулентності k-Epsilon EARSM - від 0.1 до 1.32%. Незважаючи на те, що при моделювання течії з моделлю турбулентності SST має похибку розглянутих вище, ніж з іншими моделями (це одиничний випадок), отримані результати дозволяють зробити висновок про те, що при

подібних розрахунках течії в ступенях осьового компресора доцільно використовувати модель турбулентності SST.

## **2.2. Чисельний розрахунок течії у вентиляторі з однорядним і еквівалентним дворядним робочим колесом**

Як показав літературний огляд, використання еквівалентних дворядних лопаткових вінців в елементах статора осьового компресора дозволяє розширити діапазон безвідривного обтікання. При використанні ж дворядних лопаткових вінців в робочих колесах підвищується ступінь підвищення тиску ступені та існує можливість знизити габаритні розміри і вагу компресора або вентилятора з дворядними РК.

В даному підрозділі ставиться завдання побудувати твердотільну модель робочого колеса з дворядними лопатками на основі вже наявних у відкритому доступі рекомендацій і отримати напірну характеристику вентилятора з дворядним РК на основі моделювання течії в досліджуваному вентиляторі.

Моделювання течії було виконано за допомогою чисельного експерименту. При замиканні системи рівнянь Нав'є-Стокса використовувалася модель турбулентності SST Ментера (на основі вибору і обґрунтування параметрів чисельного експерименту наведеному вище). Розрахункова сітка - неструктурована, з адаптацією прикордонного шару. Досліджувалися два робочих колеса вентилятора (рис.2.8, 2.9): однорядне і еквівалентну дворядне (еквівалентність забезпечувалася рівністю конструктивних кутів входу і виходу потоку і рівності хорди профілів).

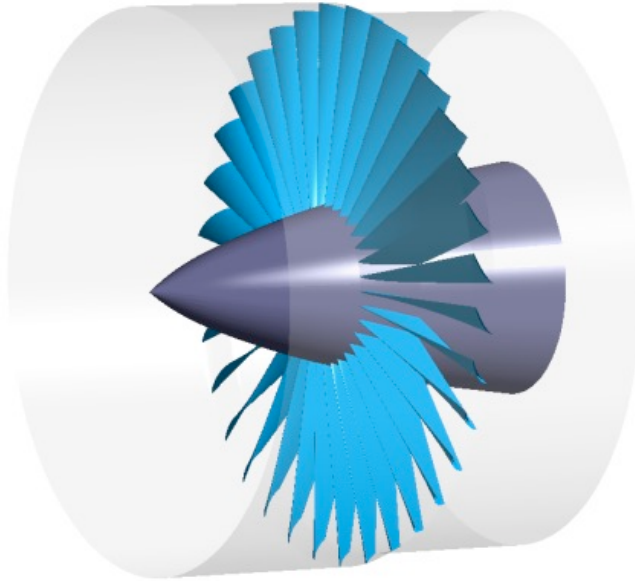


Рис.2.8. Твердотільна модель досліджуваного вентилятора з однорядним робочим колесом

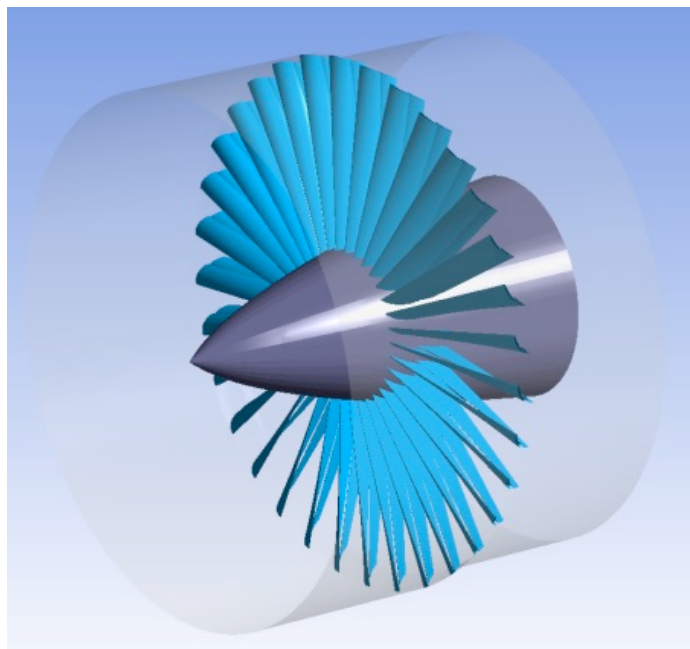


Рис.2.9. Твердотільна модель досліджуваного вентилятора з дворядним робочим колесом

Лопатковий вінець складався з 33 лопаток, зовнішній діаметр на вході в РК 2,37м, втулковий діаметр - 0,652м. Моделювання течії проводилось в діапазоні осьової швидкості на вході від 80 до 200 м/с при частоті обертання ротора 2202 об/хв, 2848 об/хв і 3010 об/хв. Згідно з рекомендаціями, викладеними в [91, 92, 93] для досліджуваного дворядного РК вентилятора

хорда першого ряду в дворядному робочому колесі становила 60% від сумарної хорди профілю, довжина щілинного каналу - 10% від сумарної хорди.

На основі розрахунку течії в однорядному і еквівалентному дворядному робочому колесі вентилятора були отримані напірні характеристики у вигляді залежностей ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати (рис.2.10).

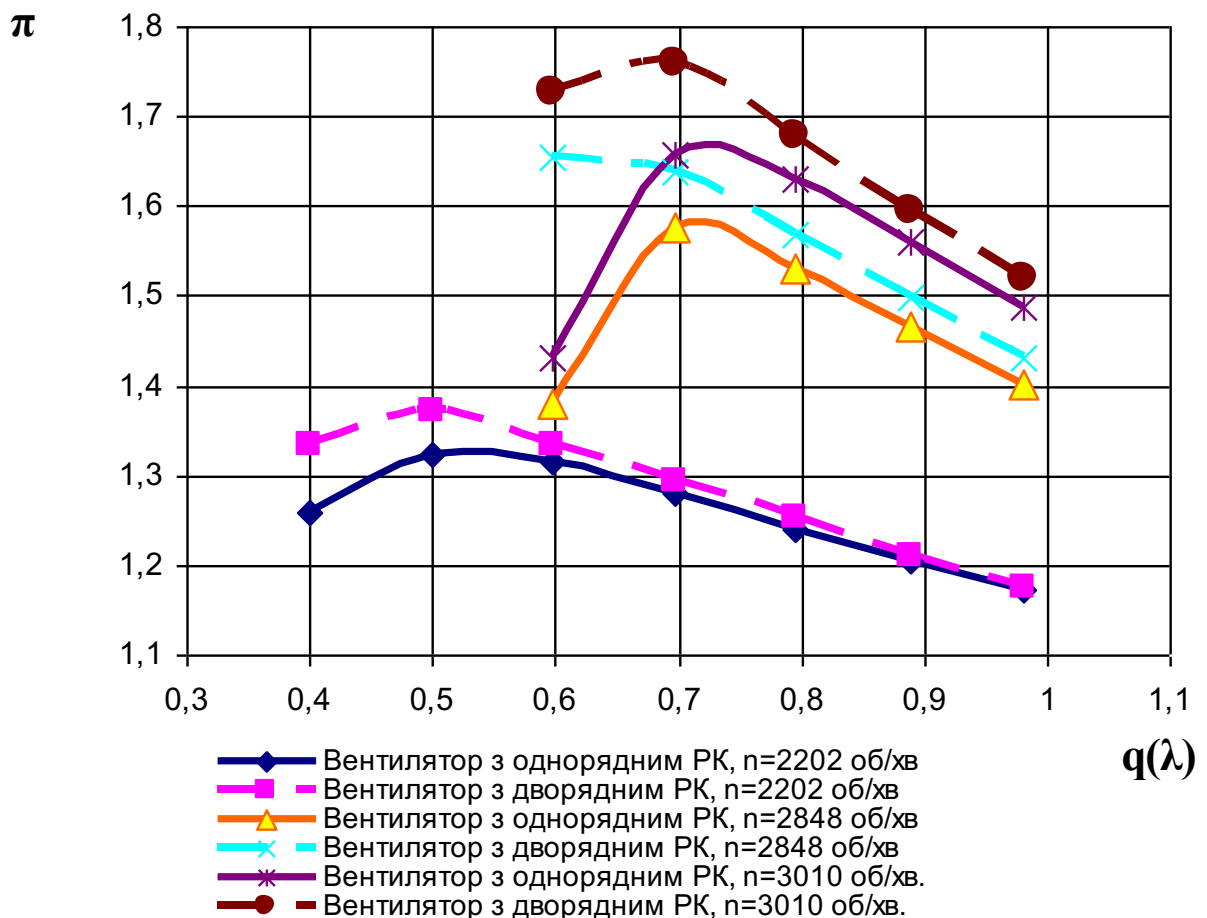


Рис. 2.10 Залежність ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати для однорядного і дворядного РК вентилятора

Аналіз результатів розрахунків показав, що ступінь підвищення тиску у вентиляторі з дворядним РК зростає від 0,32 до 20 % для режиму роботи при частоті обертання  $n=2202$  об/хв.,  $n=2848$  об/хв., та  $n=3010$  об/хв. в діапазоні значень газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)=0,4\dots 1$ .

### 2.3. Ефект стрілоподібності лопаток дозвукового вентилятора

Ефективність та коефіцієнт корисної дії (ККД) сучасних вентиляторів і компресорів авіаційних двигунів значно зросла за рахунок новітніх впроваджень з аеродинаміки. Однак вдосконалення внутрішньої аеродинаміки вентилятора та компресора залишається актуальною. Особливістю вентиляторів авіаційних двигунів 5 та 6 поколінь є відмова від вхідного напрямного апарату. Це викликано необхідністю зменшення масово-габаритних розмірів силової установки літаків. Необхідно відмітити, що при такій конструкції ступеня вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна, вентилятори суттєво реагують до зміни кутів атаки, це викликано зміною режимів роботи (частоти обертання) і вхідною нерівномірністю потоку. Передня кромка є дуже високонавантаженою, що призводить до збільшення втрат у втулки і на периферії (кінцевому) перерізі. Зростання втрат веде до зменшення ККД компресора. Крім того, високонавантажена передня кромка є фактором, який впливає на появу флатера лопаток. Одним з варіантів розв'язання цих проблем є використання стрілоподібних лопаток. Лопатка вважається стрілоподібною, якщо лінії вхідної або вихідної кромки не перпендикулярні вхідному потоку. Ефект стрілоподібності полягає в наступному. Можна вважати, що градієнт тисків спрямований перпендикулярно кільцевим поверхням повинен дорівнювати нулю, тобто в даному випадку не може бути прискорення потоку в напрямі перпендикулярному стінці. Навантаження лопатки у втулочному перерізі буде зменшуватися біля вхідної кромки, де навантаження швидко перетворюється в нуль. Відповідно навантаження втулочної поверхні буде мати тенденцію до зростання біля кромки до тих пір доки тут буде мати місце хоч найменша різниця тисків по відношенню до більш навантажених перерізів. Протилежний ефект має місце біля периферійної кінцевої поверхні (рис. 1) [105]. Ефект впровадження стрілоподібності показано в роботі [18]. Автори представили результати чисельного моделювання в високонапірному



робочому колесі. Застосування стрілоподібних лопаток дозволило підвищити ККД.

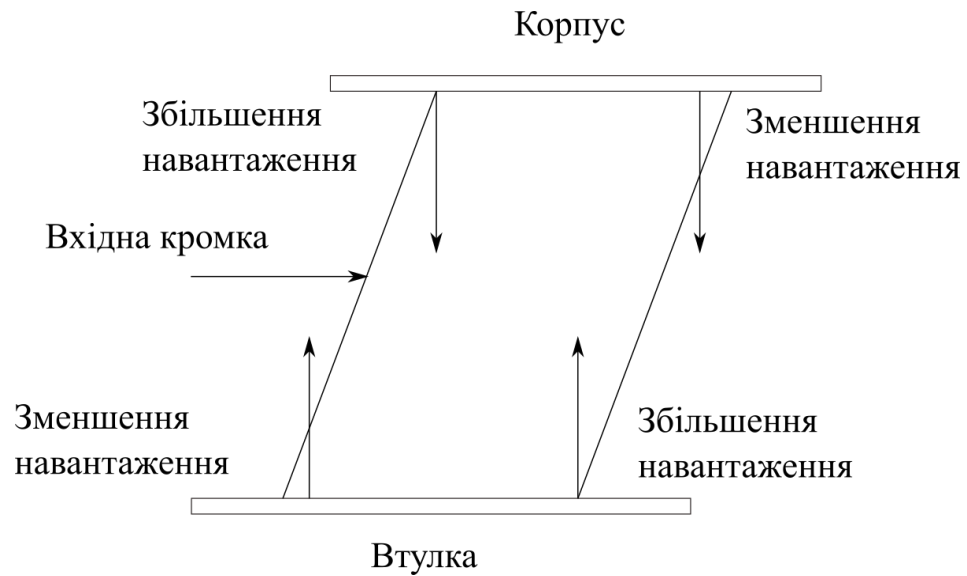


Рис. 2.11. Вплив стрілоподібності на навантаження лопатки

Аеродинамічне вдосконалення осьових вентиляторів двоконтурних турбореактивних двигунів на сьогоднішній день вже досягло значних успіхів. Однак творці нових поколінь авіаційних двигунів не зупиняються і шукають нові шляхи поліпшення ефективності (ККД), аеродинамічної навантаженості, зниження ваги конструкції, намагаються зробити вентилятор більш екологічним (зменшити акустичне випромінювання лопаткового вінця вентилятора) і т.д. Огляд сучасних тенденцій авіаційного двигунобудування показує, що однією з важливих тенденцій розвитку двигунів наступного покоління поряд зі збільшенням ступеня двоконтурності будуть стрілоподібні лопатки вентилятора [5, 8, 11]. Результати багатьох дослідників в області аеродинаміки лопаткових машин показують, що раціональне застосування стрілоподібних лопаток дозволяє знизити втрати в осьових вентиляторах і компресорах авіаційних двигунів [93].

Наприклад, в роботі [148] розглянуто вентилятор для двигуна з високим ступенем двоконтурності. Автори роботи оптимізували геометрію лопаточного вінця і їм вдалося знизити швидкість обертання ротора до 2240 об / хв., що набагато нижче, ніж у існуючого вентилятора (3700 об / хв.), при

цьому ККД в розрахунковій точці склав 0,964. Дослідження показали, що пряма стрілоподібність біля втулки лопатки може ефективно зменшити відносне число Маха на виході, тим самим вдалося підвищити ККД за рахунок зменшення втрат від ударних хвиль.

У статті [163] розглядається зміна ефективності Rotor 37 при використанні прямої і зворотної стрілоподібності лопаток. Результати, отримані авторами говорять про те, що при використанні прямої стрілоподібності ефективність трохи зростає, а також збільшується на 10% запас газодинамічної стійкості. При дослідженні зворотної стрілоподібності спостерігається протилежна картина.

У дослідженні, представленому в роботі [149], показано вплив прямої стрілоподібності лопаток вентилятора на ККД. Також в роботі досліджувалися радіальні перетікання при зміні стрілоподібності. Автори роботи стверджують, що пряма стрілоподібність лопаток (кут стрілоподібності  $6^\circ$ ) дозволяє підвищити ККД і підвищити запас газодинамічної стійкості при незначному зниженні аеродинамічної навантаженості вентилятора в порівнянні з вихідним.

В роботі [150] представлені експериментальні дані по дослідженню стрілоподібності лопаток модельного вентилятора з діаметром на периферії 315 мм. Показано, що складна стрілоподібність лопаток дає можливість підвищити аеродинамічні характеристики досліджуваного модельного вентилятора. Однак варто зазначити, що мала аеродинамічна крутка і невелике подовження досліджуваних лопаток не дає повного розуміння течії в лопатках з великим подовженням.

Автори роботи [166] представили результати порівняння аеродинамічних характеристик трьох варіантів вентилятора: пряма лопатка, стрілоподібна лопатка і лопатки С-типу. Отримані дані показали, що вентилятор зі стрілоподібним лопатками має найбільший ККД.

Три модифікації вентилятора досліджувалися в роботі [153]: базова конфігурація BSL, конфігурація SWP має пряму стрілоподібність (кут

стрілоподібності  $10^\circ$ ), конфігурація EXTN досягається за рахунок подовження профілю лопаті на 3%. Для цих трьох конфігурацій були проведені експерименти для вивчення аеродинамічних характеристик. Аналіз нестационарного потоку на виході з роторів будь-яких змін проводився за допомогою швидкодіючого датчика тиску. Експериментальні результати показують невелике поліпшення характеристик з точки зору збільшення запасу міцності, ефективності (підвищення ККД), а також загального підвищення тиску для ротора SWP, а також ротора EXTN в порівнянні з ротором BSL при низьких коефіцієнтах витрати.

Дослідження, спрямовані на вивчення ефекту стрілоподібності робочих коліс осьових вентиляторів є актуальним. Також варто відзначити, що залишаються не до кінця вирішені питання пов'язані з впливом зміни аеродинамічної навантаженості вентилятора при застосуванні стрілоподібних лопаток.

Метою данного підрозділу роботи є оцінка аеродинамічної навантаженості робочого колеса вентилятора двоконтурного двигуна з великим ступенем двоконтурності зі стрілоподібними лопатками [11, 12].

Дослідження були виконані методами чисельного експерименту. Можливості чисельного моделювання течії в лопаткових машинах дозволяють за короткий термін дослідити параметри різних геометричних моделей вентиляторів, що дає велику перевагу перед фізичним моделюванням.

Розрахунок течії у вентиляторах проводився шляхом вирішення системи рівнянь Нав'є-Стокса, які замикалися моделлю турбулентної в'язкості SST. Розрахункова область досліджених вентиляторів складалася з однієї лопатки і одного міжлопаткового каналу. Вентилятори мали по 33 лопатки і відносний діаметр втулки 0,275, периферійний діаметр на вході - 237 см.

Моделювання течії було виконано для частоти обертання 2202 об/хв. при стандартних атмосферних умовах, при цьому колова швидкість у втулки

дорівнювала 69 м/с та на периферії - 251 м/с. В роботі досліджувалася пряма стрілоподібність, значення кута стрілоподібності передньої кромки лопатки змінювались в діапазоні від  $0^\circ$  до  $13^\circ$ . В ході роботи були досліджені 4 варіанти вентиляторів.

На рис.1 представлені досліджувані варіанти лопаток робочих коліс вентиляторів в меридіональному перерізі.

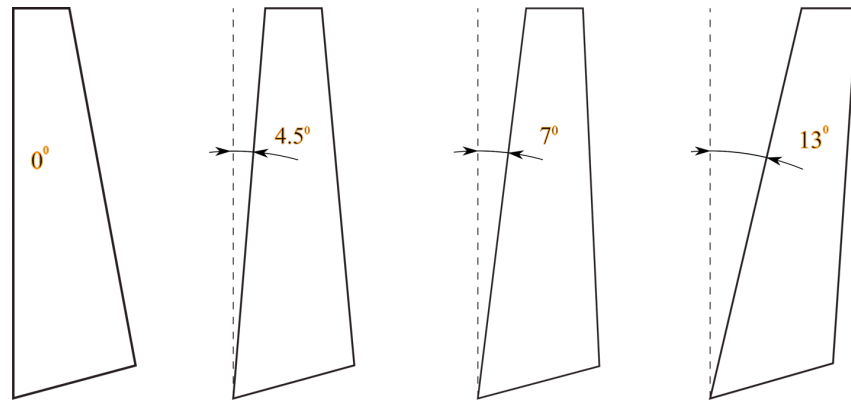


Рис.2.12. Варіанти лопаток робочого колеса вентиляторів з різним кутом стрілоподібності в меридіональному перерізі

В результаті проведеного моделювання течії в робочих колесах вентиляторів були отримані дані щодо аеродинамічної навантаженості. На рис.2.13 представлено залежність ступеня підвищення тиску від коефіцієнта витрати.

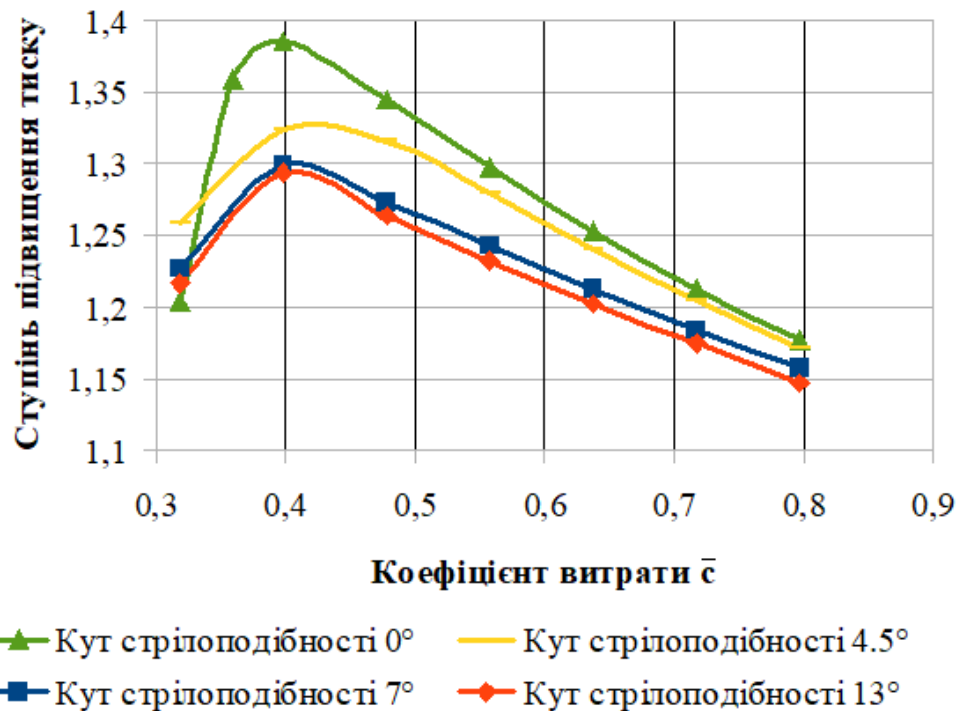


Рис. 2.13. Залежність ступеня підвищення тиску від осьової швидкості на вході

Аналіз отриманих залежностей дозволяє зробити висновок про те, що при значенні коефіцієнта витрати 0,32 ступінь підвищення тиску для всіх розглянутих варіантів із стрілоподібними лопатками зростає від 1,1 до 4,6%.

Для режимів роботи при значенні коефіцієнта витрати вище 0,32 до 0,8 ступінь підвищення тиску для вентилятора зі стрілоподібним лопатками зменшується в порівнянні зі значеннями ступеня підвищення тиску вентилятора, лопатки якого мають нульовий кут стрілоподібності. При куті стрілоподібності  $4,5^\circ$  ступінь підвищення тиску зменшується від 0,4 до 4,4%, при куті стрілоподібності  $7^\circ$  - від 1,7 до 6,3%, при куті стрілоподібності  $13^\circ$  - від 2,5 до 6,7%.

Варто також відзначити, що отримані криві залежності ступеня підвищення тиску від коефіцієнту витрати для варіантів вентиляторів з кутом стрілоподібності лопаток  $7^\circ$  і  $13^\circ$  відрізняються менш, ніж на 1%.

## 2.4. Дослідження ефекту стрілоподібності в дворядному робочому колесі вентилятора

З точки зору вдосконалення аеродинамічних характеристик можуть бути використані дворядні лопаткові вінці. В роботі [136] було попередньо проаналізовано ефективність застосування дворядних лопаткових вінців у елементах вентиляторів і компресорів, проведено порівняльний аналіз отриманих даних з результатами фізичного експерименту. Метою даного підрозділу є дослідження ефекту стрілоподібності для дворядних лопаткових вінців в робочому колесі вентилятора.

Моделювання течії було виконано для частоти обертання 2202 об/хв. при стандартних атмосферних умовах. В роботі досліджувалася пряма стрілоподібність, значення кута стрілоподібності передньої кромки дворядної лопатки дорівнювало  $13^\circ$ .

На рис. 2.14 представлена досліджувана твердотільна модель вентилятора зі стрілоподібним дворядним РК.

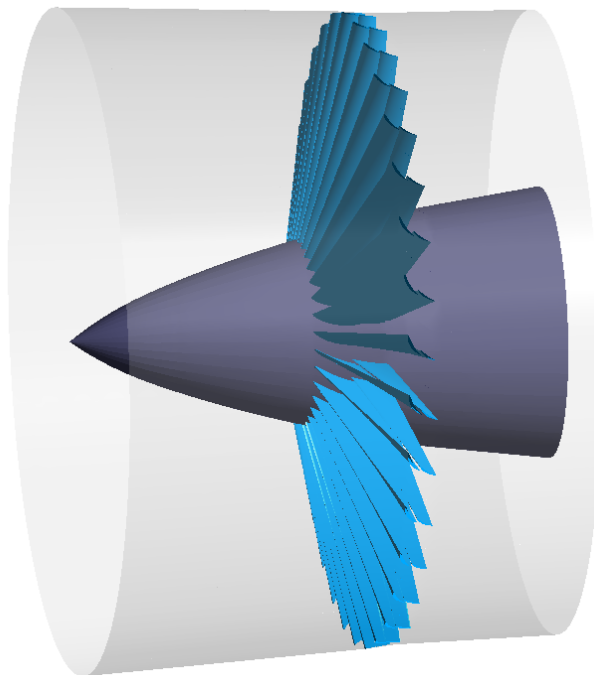


Рис.2.14. Твердотільна модель вентилятора зі стрілоподібним дворядним РК

На рис. 2.15 представлена візуалізація обтікання в вентиляторі зі стрілоподібним дворядним РК. Можна відзначити, що обтікання не супроводжується утворенням занижених зон швидкостей і наявністю вихорів.

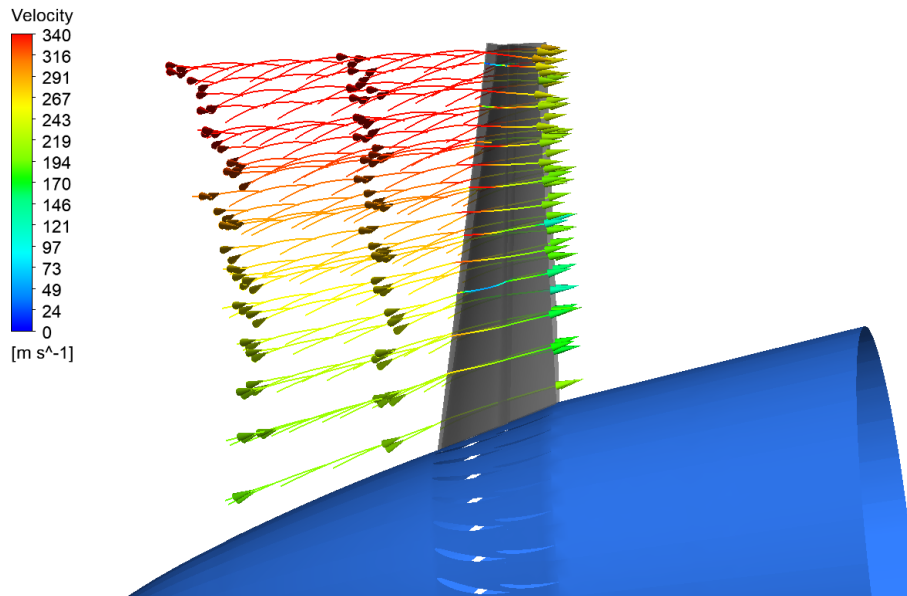


Рис. 2.15 Візуалізація обтікання в вентиляторі зі стрілоподібним дворядним РК

В результаті проведеного моделювання течії в вентиляторі з стрілоподібним дворядним РК були отримані дані щодо аеродинамічної навантаженості. На рис.2.16 представлено залежність ступеня підвищення тиску від коефіцієнта витрати для однорядного і дворядного РК вентиляторів з прямою стрілоподібністю (кут стрілоподібності  $13^\circ$ ).

Аналіз результатів дослідження показав, що застосування дворядних лопаткових вінців у робочих колесах вентиляторів дозволяє збільшити напірність робочого колеса вентиляторів. Цей ефект підтверджується і у стрілоподібних дворядних РК. Ступінь підвищення тиску для розглянутого діапазону швидкостей збільшується на  $7,7 \dots 1,5\%$ .

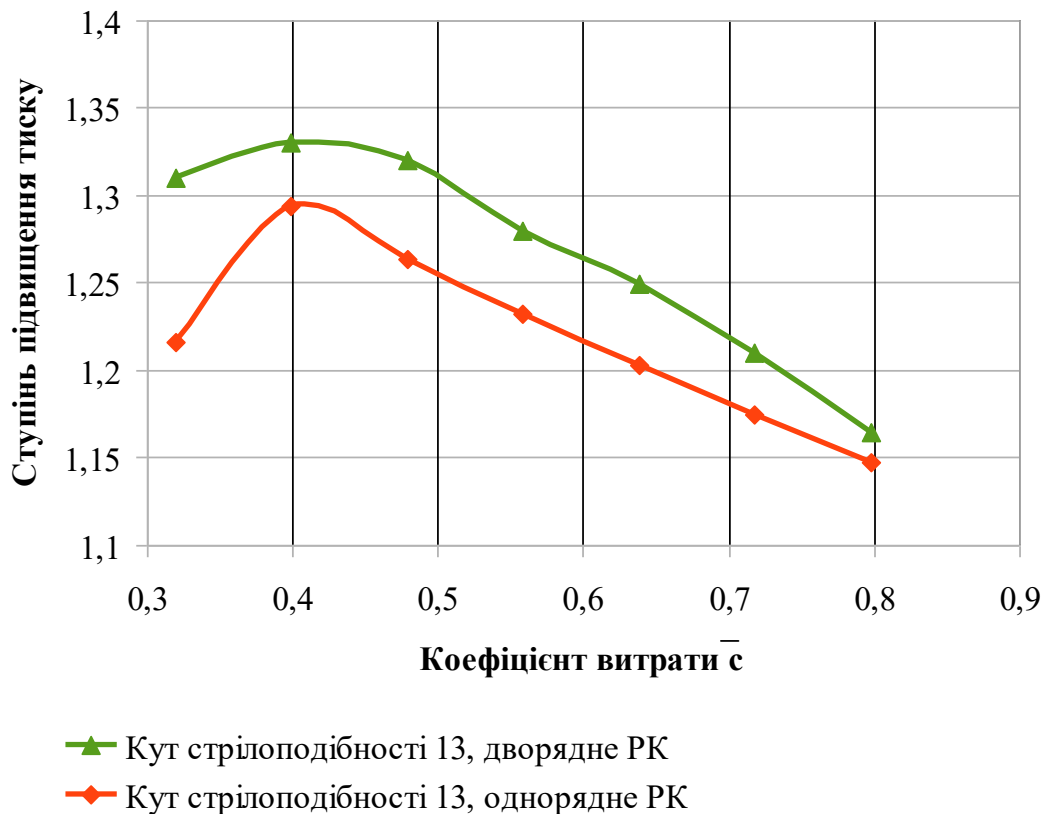


Рис. 2.16. Залежність ступеня підвищення тиску від коефіцієнта витрати для однорядних і дворядних робочих коліс вентилятора

## 2.5. Висновки за другим розділом

В роботі представлені результати тестової задачі моделювання течії в дворядній решітці профілів. Результати чисельного експерименту порівнювалися з результатами фізичного експерименту.

Проведене дослідження показує, що при замиканні рівнянь Нав'є-Стокса моделями турбулентної в'язкості SST і k- $\epsilon$  похибка розрахунку склала від 2 до 4,6% і від 3% до 7,2% відповідно. Таким чином, використання моделі турбулентної в'язкості SST при моделюванні течії в елементах компресора при числах Рейнольдса  $Re = 5,5 \dots 15 \cdot 10^5$  є більш доцільним.

В роботі представлені результати тестової задачі моделювання течії в ступені осьового компресора при значенні коефіцієнта  $\lambda = 0.36 \dots 0.64$  в діапазоні відносної швидкості обертання від 0.8 до 0.6. Порівняння



результатів чисельного розрахунку з експериментальними даними показало, що при використанні для замикання рівнянь Нав'є-Стокса моделі турбулентності k-Omega, k-Epsilon EARSМ і SST показали похибку розрахунку до 2%. Надалі при подібних розрахунках течії в ступенях осьового компресора планується використовувати модель турбулентності SST.

На основі проведення моделювання течії у вентиляторі з однорядним та еквівалентним дворядним робочим колесом можна стверджувати, що ступінь підвищення тиску у вентиляторі з дворядним РК зростає від 0,32 до 20 % для режиму роботи при частоті обертання  $n=2202$  об/хв.,  $n=2848$  об/хв., та  $n=3010$  об/хв. в діапазоні значень газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)=0,4\dots 1$ .

Отримані результати дозволяють зробити висновок про те, що застосування лопаток робочих коліс вентилятора з прямою стрілоподібністю призводить до зменшення аеродинамічної навантаженості. В діапазоні зміни кута стрілоподібності від  $4,5^\circ$  до  $13^\circ$  при значенні коефіцієнта витрати вище 0,32 до 0,8 ступінь підвищення тиску зменшився від 0,4% до 6,7%.

Застосування стрілоподібних дворядних лопаткових вінців у робочих колесах вентилятора дозволяє збільшити напірність робочого колеса вентилятора в порівнянні з однорядними лопатковими вінцями.

## РОЗДІЛ 3

### АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕНТИЛЯТОРІВ З РЕШІТЧАСТИМИ ДВОРЯДНИМИ РОБОЧИМИ КОЛЕСАМИ

#### **3.1. Створення твердотільної моделі решітчастого дворядного робочого колеса**

Результати, представлені в розділі 2 показали, що застосування дворядних лопаткових вінців у робочих колесах вентилятора дозволяють покращити аеродинамічні характеристики вентилятора: підвищити ефективність вентилятора (збільшити його напірність). Однак вентилятори ТРДД з помірним і високим ступенем двоконтурності мають вентилятори, діаметр яких перевищує 1,5 м. Це означає, що лопатки таких вентиляторів мають досить велику висоту. Дворядні лопатки будуть мати суттєвий недолік – зменшену хорду першого і другого ряду лопаток дворядного лопаткового вінця робочого колеса вентилятора. Це призведе до зменшення жорсткості конструкції лопаткового вінця і поставить під сумнів використання дворядних лопаткових вінців у робочих колесах вентиляторів ТРДД з помірним і високим ступенем двоконтурності. Одним із можливих шляхів вирішення цієї проблеми є застосування решітчастих дворядних лопаток вентилятора.

Літературний огляд, приведений в першому розділі показав, що решітчасті крила мають високі аеродинамічні характеристики, це говорить про те, що застосування цього ж принципу для дворядних лопаткових вінців може привести до покращення аеродинамічних характеристик.

Дворядну лопатку з перетинками між першим і другим рядом можна представити як часків випадок решітчастого крила.

Першим етапом дослідження решітчастих дворядних лопаткових вінців робочого колеса вентилятора було створення решітчастої дворядної лопатки з перетинками, які були паралельні вісі двигуна. Результати моделювання

течії та аналіз результатів показали, що ступінь підвищення тиску в таких вентиляторах зменшується до значень однорядного вентилятора, дослідженого в розділі 2.

Тому було висунуто гіпотезу: перетинки повинні бути встановлені з певними кутами установки відповідно лініям току в міжлопаткових каналах досліджуваного лопаткового вінця робочого колеса, тобто для кожної перетинки повинен бути свій кут установки, який відповідає характеру обтікання.

Отже, об'єктом дослідження в даному розділі є дворядний лопатковий вінець робочого колеса вентилятора, який було досліджено в пп. 2.2. Лопатковий вінець складався з 33 лопаток, зовнішній діаметр на вході в РК 2,37м, втулковий діаметр - 0,652м. За результатами моделювання отримано лінії току в міжлопатковому каналі (рис.3.1) для дворядного лопаткового вінця робочого колеса вентилятора.

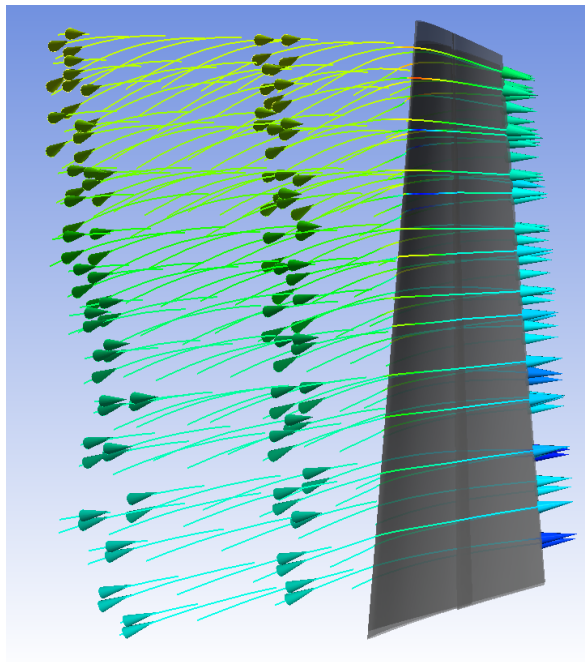


Рис.3.1 Візуалізація ліній току в меридіональному перерізі дворядного РК вентилятора

Згідно висунутої гіпотези було отримано кути встановлення перетинок між першим і другим рядом лопаток дворядного РК для трьох варіантів решітчастих дворядних РК вентилятора: з однією перетинкою на відносній

висоті 50%, з двома перетинками на відносній висоті 25% і 75% і з трьома перетинками на відносній висоті 25%, 50% і 75%. Отримані твердо тільні моделі лопаток решітчастих дворядних РК вентилятора зображено на рис.3.2.

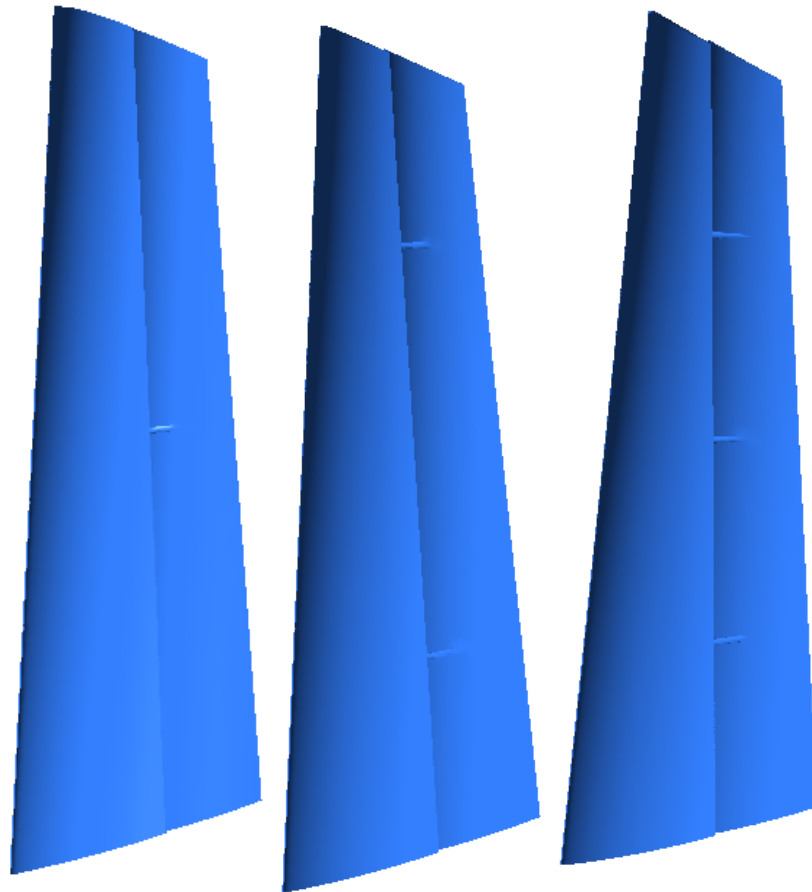


Рис.3.2. Твердотільні моделі лопатки решітчастих дворядних РК вентилятора

### **3.2. Моделювання течії в решітчастих дворядних РК вентилятора**

З метою оцінки аеродинамічних характеристик решітчастих дворядних РК вентилятора було проведено моделювання течії в них. При замиканні системи рівнянь Нав'є - Стокса було використано модель турбулентної в'язкості SST, яку було обрано за виконанням тестових задач, що представлені в розділі 2.

Розрахункова сітка була побудована з приблизно 3 млн. комірок з урахуванням адаптації пограничного шару.

Моделювання течії проводилось в діапазоні осьової швидкості на вході від 80 до 200 м/с при частоті обертання ротора 2202 об./хв., 2848 об./хв. і 3010 об./хв.

На рис. 3.2 показана візуалізація обтікання в дворядному РК вентилятора при частоті обертання  $n=2248$  об./хв, швидкість на вході 120 м/с.

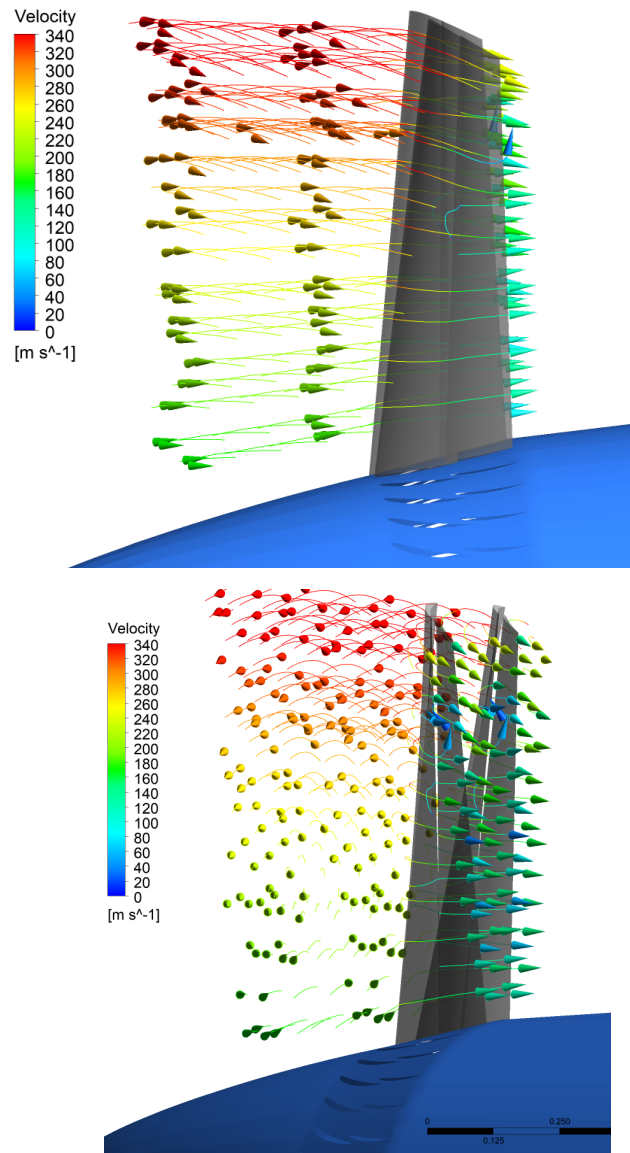


Рис. 3.2 Візуалізація течії в дворядному РК вентилятора при частоті обертання  $n=2248$  об./хв, швидкість на вході 120 м/с

Аналіз візуалізації обтікання показує, що в дворядному РК вентилятора спостерігається утворення вихорів за робочим колесом. Це негативне явище приводить до зменшення ККД вентилятора [9, 110]. Однією з причин

утворення вихорового обтікання в аеродинамічному сліді є наявність нерівномірності потоку в щільовому каналі в дворядних лопаткових вінцях.

Для порівняння на рис. 3.3 зображена візуалізація обтікання для решітчастого дворядного РК вентилятора з вома перетинками на відносній висоті 25% і 75% при тих же умовах обтікання (частота обертання  $n=2248$  об/хв, швидкість на вході 120 м/с).

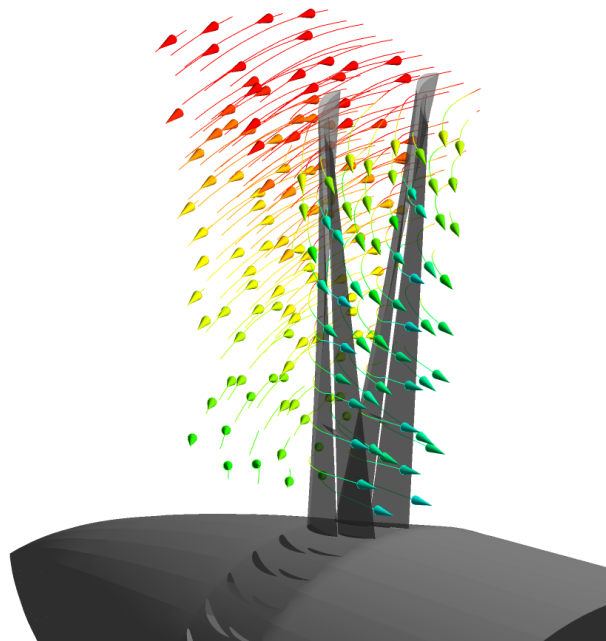
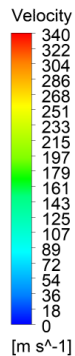
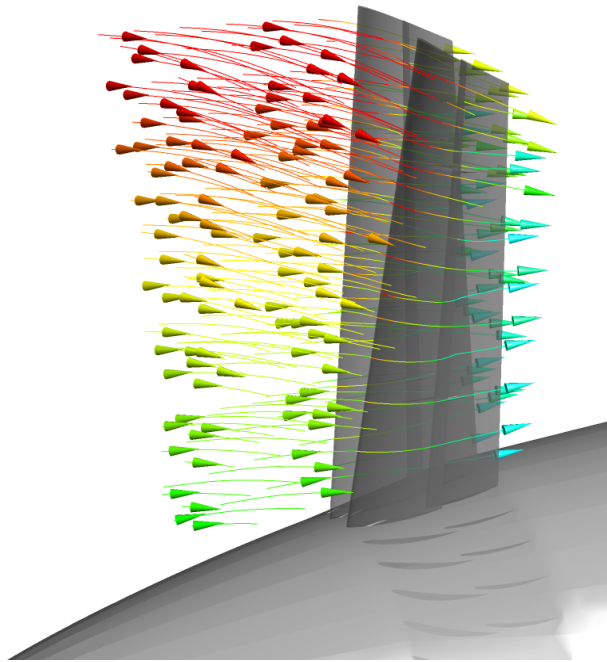
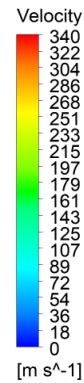


Рис. 3.3 Візуалізація течії решітчастом дворядном РК вентилятора

Аналіз характеру обтікання показує, що наявність перетинок в щільовому каналі приводить до вирівнювання потоку в щільовому каналі, і, як наслідок, в аеродинамічному сліді за решітчастим дворядним РК рівень нерівномірності потоку зменшується в порівнянні з дворядним РК. Це можна візуально побачити при візуалізації обтікання решітчастого РК.

На рис. 3.4 представлено векторне поле швидкостей на середньому радіусі для решітчастого РК вентилятора з трьома перетинками на відносній висоті 25%, 50%, 75%. Аналіз характеру обтікання показує, що при обтіканні в між лопаткових каналах відсутнє вихорове обтікання. Ефект дворядності проявляється у впливі на перестроювання характеру обтікання пограничного шару, наявність каналу між лопатками першого і другого ряду дозволяє підвищити швидкість у пограничному шарі і тим самим покращити обтікання. Наявність перетинок сприяє вирівнюванню течії у щілинному каналі між першим і другим рядом лопаток.

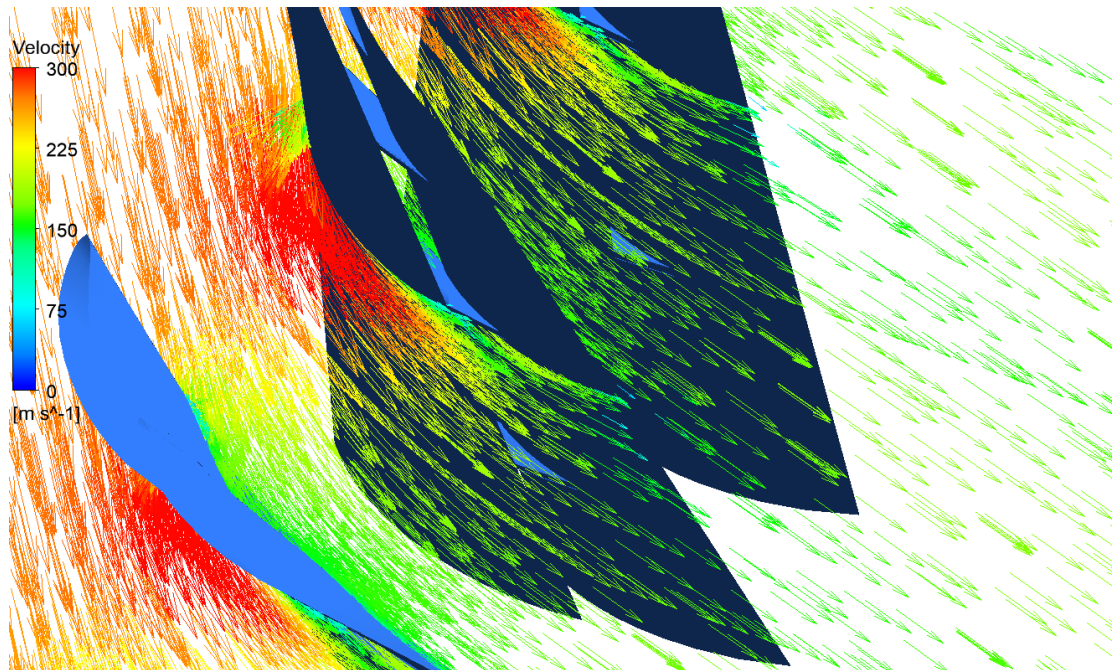


Рис. 3.4. Векторне поле швидкостей на середньому радіусі для решітчастого РК вентилятора

Наступним етапом дослідження була оцінка ефективності вентилятора з решітчастим дворядним РК. Оцінка ефективності вентилятора виконувалась

за аналізом залежностей ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)$  для режимів роботи вентиляторів при частоті обертання ротора 2202 об./хв., 2848 об./хв. і 3010 об./хв.

Для можливості оцінити переваги решітчастого дворядного РК на графіку зображено залежності ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)$  для вентилятора з однорядним РК, дворядним РК і решітчастим РК відповідно з однією перетинкою на відносній висоті 50% , двома перетинками на відносній висоті лопатки 25% і 75%, з трьома перетинками 25%, 50%, 75% (рис. 3.5, 3.6, 3.7).

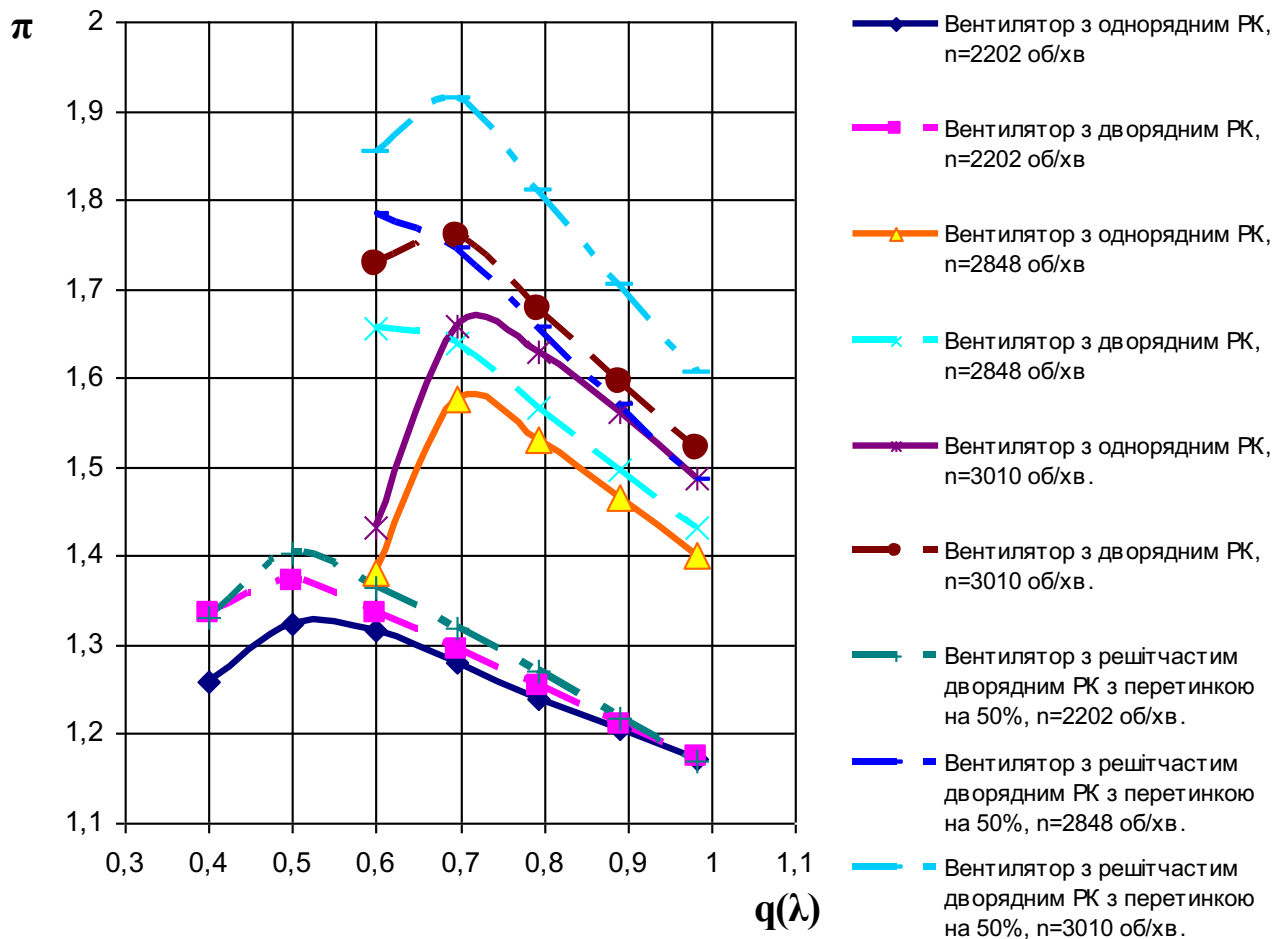


Рис. 3.5 Залежність ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)$  для вентилятора з решітчастим дворядним РК з перетинкою на 50% відносної висоти лопатки



Аналіз отриманих залежностей показує, що ефективність решітчастих дворядних РК вище, ніж дворядних РК і однорядних РК вентилятора. Решітчасте дворядне РК з трьома перетинками має вищу ефективність, ніж решітчасте дворядне РК з двома та однією перетинкою. Решітчасте дворядне РК з двома перетинками має вищу ефективність, ніж решітчасте дворядне РК з однією перетинкою

На режимі роботи при частоті обертання 2202 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з однією перетинкою ступінь підвищення тиску зростає на 0,2...6% в порівнянні з однорядним РК та 0,4...2% в порівнянні з дворядним РК.

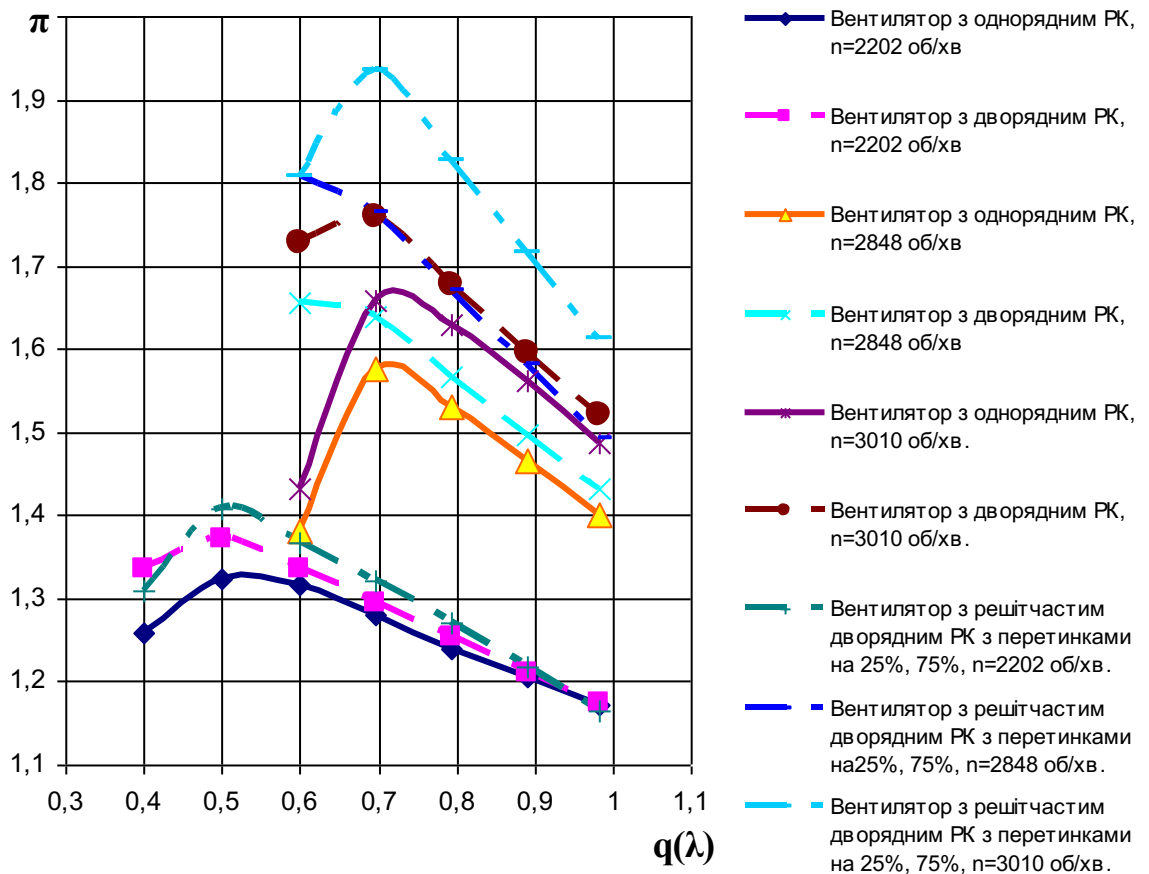


Рис. 3.6 Залежність ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)$  для вентилятора з решітчастим дворядним РК з перетинками на 25% та 75% відносної висоти лопатки

На режимі роботи при частоті обертання 2848 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з однією перетинкою ступінь підвищення тиску зростає на 7...30% в порівнянні з однорядним РК та 4...8% в порівнянні з дворядним РК.

На режимі роботи при частоті обертання 3010 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з однією перетинкою ступінь підвищення тиску зростає на 8...30% в порівнянні з однорядним РК та 6...9% в порівнянні з дворядним РК.

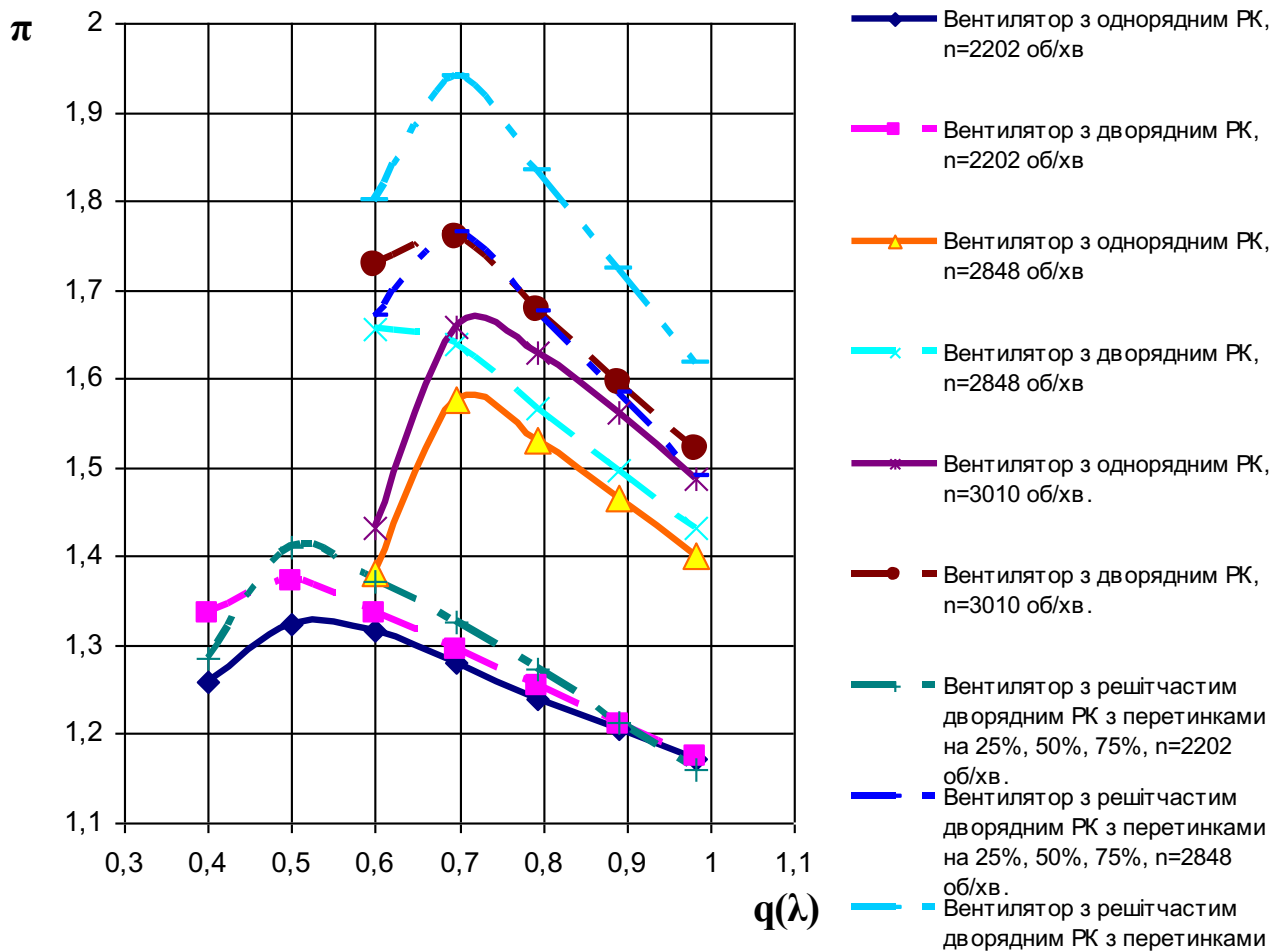


Рис. 3.7. Залежність ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)$  для вентилятора з решітчастим дворядним РК з перетинками на 25%, 50%, 75% відносної висоти лопатки

На режимі роботи при частоті обертання 2202 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з двома перетинками ступінь підвищення тиску зростає на 0,6...6,4% в порівнянні з однорядним РК та 0,6...3% в порівнянні з дворядним РК.

На режимі роботи при частоті обертання 2848 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з двома перетинками ступінь підвищення тиску зростає на 6,5...31% в порівнянні з однорядним РК та 4...9% в порівнянні з дворядним РК.

На режимі роботи при частоті обертання 3010 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з двома перетинками ступінь підвищення тиску зростає на 8,5...26% в порівнянні з однорядним РК та 6...10% в порівнянні з дворядним РК.

На режимі роботи при частоті обертання 2202 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з трьома перетинками ступінь підвищення тиску зростає на 1...6% в порівнянні з однорядним РК та 0,3...3% в порівнянні з дворядним РК.

На режимі роботи при частоті обертання 2848 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з трьома перетинками ступінь підвищення тиску зростає на 6...21% в порівнянні з однорядним РК та 1...8% в порівнянні з дворядним РК.

На режимі роботи при частоті обертання 3010 об/хв. у вентиляторі з решітчастими РК з трьома перетинками ступінь підвищення тиску зростає на 9...26% в порівнянні з однорядним РК та 4...10% в порівнянні з дворядним РК.

На рис. 3.7. показано залежність ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)$  для вентилятора з решітчастими дворядними РК і дворядним РК (частота обертання 3010 об/хв).

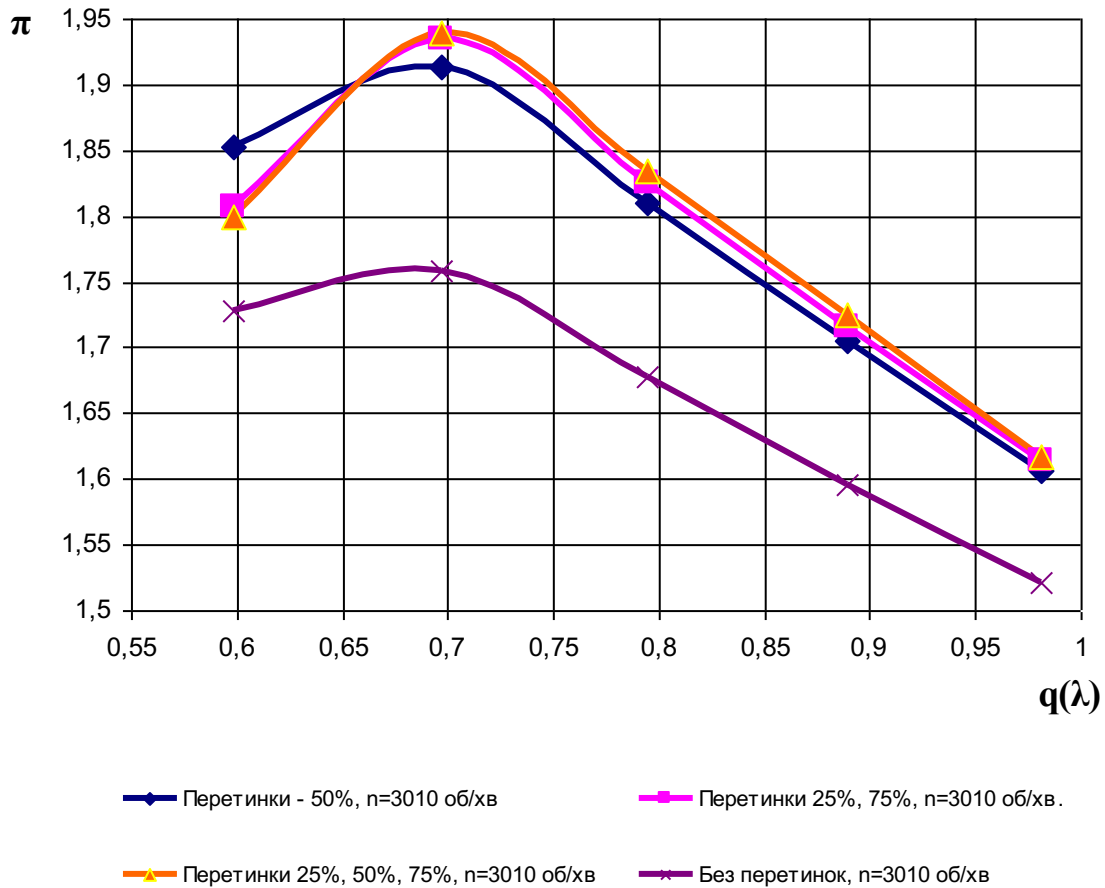


Рис. 3.7 Залежність ступеня підвищення тиску від газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)$  для вентилятора з решітчастими дворядними РК і дворядним РК (частота обертання 3010 об/хв)

Застосування решітчастого дворядного РК навіть з однією перетинкою дає можливість підвищити ступінь підвищення тиску на 6...9% в порівнянні з дворядним РК. При збільшенні кількості перетинок приріст ступеня підвищення тиску незначний (до 6%...10%).

### 3.3. Висновки за третім розділом

Проведено дослідження аеродинамічних характеристик решітчастих дворядних РК вентилятора ТРДД.

Створено твердотільні моделі решітчастих дворядних РК з урахуванням ліній току течії в міжлопаткових каналах.

Показано, що застосування решітчастих дворядних РК забезпечує підвищення ефективності вентилятора, збільшує його напірність. Ступінь підвищення тиску в діапазоні режимів обертання ротору від 2202...3010об/хв. збільшується до 10% в порівнянні з дворядним РК.

Аналіз отриманих залежностей показує, що ефективність решітчастих дворядних РК вище, ніж дворядних РК і однорядних РК вентилятора. Решітчасте дворядне РК з трьома перетинками має вищу ефективність, ніж решітчасте дворядне РК з двома та однією перетинкою. Решітчасте дворядне РК з двома перетинками має вищу ефективність, ніж решітчасте дворядне РК з однією перетинкою.

## РОЗДІЛ 4

### ЧАСТОТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЛАСНИХ КОЛИВАНЬ РЕШІТЧАСТИХ ДВОРЯДНИХ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА

#### **4.1. Моделювання власних частот коливань однорядної, еквівалентної дворядної та решітчастих робочих лопаток вентилятора**

Робочі колеса компресорів відносяться до найбільш напружених елементів конструкції авіаційних газотурбінних двигунів. Досить суттєво загальну вібраційну напруженість підвищують коливання робочих лопаток і дисків. Більш ніж 50% всіх несправностей робочих коліс пов'язано з коливаннями. Одне з питань, яке необхідно дослідити для вирішення задачі забезпечення вібраційної надійності – це вивчення власних частот і власних форм коливань лопаток.

При роботі двигуна лопатки компресора і вентилятора вібрують внаслідок дії на них сил, які періодично змінюються. Залежно від природи збуджуючих сил коливання лопаток поділяють на резонансні коливання, викликані зовнішніми періодично змінними силами, і автоколиваннями, що носять характер самозбуджуючих коливань. Коливання другого типу властиві головним чином робочим лопаткам осьових компресорів і вентиляторів.

У робочих лопатках, що коливаються, виникають динамічні напруги, які при певних умовах можуть викликати поломку лопаток внаслідок втоми матеріалу [4, 38, 43, 84, 88, 160].

Для попередження вібраційних поломок проводять ретельне вивчення коливань лопаток в наступному порядку:

- з'ясовують власні вібраційні властивості лопаток, що характеризуються формою і частотою власних коливань;
- досліджують джерела збудження коливань і визначають частоту і амплітуду збуджуючих сил;

- розраховують можливі резонансні режими роботи двигуна, при яких частота вимушених коливань дорівнює частоті власних коливань;
- оцінюють рівень заглушення коливань;
- визначають амплітуду коливань, величину вібронапружень і запасів втомної міцності на резонансних режимах з урахуванням демпфірування;
- в разі недостатньої вібраційної міцності лопаток вишуковують способи її підвищення.

Дослідження коливань робочих лопаток проводять за допомогою фізичного та чисельного експерименту. Опис стендів для проведення досліджень коливань конструкцій і результати фізичного експерименту дослідження коливань лопаток турбомашин представлені в роботах [33, 77, 83, 113-116, 130-133].

Розвиток вимірювальної та обчислювальної техніки за останнє десятиліття дало поштовх до розвитку нових технологій обробки, аналізу і 3D представлення результатів дослідження аеропружних процесів в ГТД із застосуванням алгоритмів на базі швидкого перетворення Фур'є, Проні, вейвлетперетворення і ймовірносно-статистичних методів [113, 114, 116]. В даний час обчислювальні можливості сучасної вимірювальної апаратури дозволяють здійснювати спектрально-кореляційний аналіз коливань лопаток з 3D відображенням взаємних спектрально-фазових і кореляційних характеристик [115] в ході експерименту при проведенні досліджень динамічної міцності і стійкості вузлів авіаційних ГТД.

З огляду на тенденції розвитку двигунів 5 і 6 покоління особливу увагу займають експериментальні дослідження присвячені питанням аналізу власних частот і форм коливань елементів лопаткових машин з композитних матеріалів [32, 65, 133].

Через обмежені можливості наземних експериментальних установок, їх дорожнечу і тривалості випробувань в практиці двигунобудування та інших областях техніки інтенсивно розвивається напрямок чисельного експерименту [31, 32, 52, 58-60, 68, 69, 77] ці розрахунки не скасовують

натурних випробувань, проте їх проведення дозволяє значно підвищити ймовірність задовільних випробувань; в зв'язку з скороченням обсягу випробувань радикальним чином знижується вартість і час доведення. Результати робіт, представлених в публікаціях [32, 52, 58, 59, 68, 69, 77] дозволяють зробити висновок про те, що методи чисельного експерименту з достатньою точністю можна використовувати при дослідженні міцності елементів лопаткових машин.

У даній роботі обраний метод чисельного моделювання для дослідження власних коливань дворядних лопаток вентилятора.

Підвищення напірності осьових компресорів і вентиляторів є одним з важливих питань сучасного авіаційного двигунобудування. Застосування дворядної конструкції лопаткових вінців, зокрема робочих коліс, дозволяє підвищити ступінь підвищення тиску. Цей ефект заснований на збільшенні кута повороту потоку в міжлопатковому каналі і пасивного управління прикордонним шаром.

Підвищення напірності осьових компресорів і вентиляторів є одним з важливих питань сучасного авіаційного двигунобудування. Застосування дворядної конструкції лопаткових вінців, зокрема робочих коліс, дозволяє підвищити ступінь підвищення тиску. Цей ефект заснований на збільшенні кута повороту потоку в міжлопатковому каналі і пасивного управління прикордонним шаром.

Однак особливої уваги потребує вивчення питань забезпечення міцності і надійності дворядних робочих коліс. В роботі [9] було отримано дані щодо спектру власних частот коливань однорядної і еквівалентної дворядної лопаток робочого колеса, встановлено, що вони суттєво відрізняється. Також було показано, що існують власні форми коливань дворядної лопатки робочого колеса, де відбувається пересікання лопаток першого і другого ряду, і в подальшому до руйнування лопатки. Одним із можливих методів забезпечення жорсткості є застосування полук



(перегородок) між лопатками першого і другого ряду, особливо для лопаток з великим подовженням.

Метою підрозділу роботи є оцінка спектра форм власних коливань дворядного робочого колеса осьового вентилятора з перегородками між лопаткою першого і другого ряду.

Коливання лопатки, виведеної з положення рівноваги деяким початковим обуренням, що відбуваються в відсутності зовнішніх збуджуючих сил, називаються власними або вільними коливаннями. В процесі власних коливань на лопатку діють сили інерції власної маси, власні сили пружності і в загальному випадку сили заглушення.

Залежно від характеру деформацій, які супроводжують коливання, розрізняють ізгібніе і крутильні види коливань. Згинальні коливання поділяються на стрижневі й пластинкові.

Для того, щоб викликати власні ізгібніе або крутильні коливань необхідно лопатку відповідно деформувати за допомогою системи сил або моментів, а потім зовнішню навантаження миттєво прибрати. Надана самій собі лопатка буде здійснювати вільні коливання біля свого положення рівноваги.

Власні коливання характеризуються формою і частотою. Розподіл амплітудних значень переміщень всіх точок лопатки називається формою коливань. При вільних коливаннях всі точки лопатки коливаються з однаковою частотою, так званої частотою власних коливань, але з різними амплітудами. Геометричне місце точок, що залишаються нерухомими, називають вузловою лінією. Робоча лопатка вентилятора, як пружне тіло з розподіленою масою, має нескінченно велике число ступенів свободи і, отже, нескінченно велику кількість форм коливань. Залежно від числа вузлових ліній, що з'являються при коливаннях, розрізняють коливання одновузлового, двовузлового і т.д. Коливання, що відбуваються з найменшим можливим

числом вузлових ліній називають коливаннями першої форми, а всі наступні - коливаннями другої, третьої форми і т.д. [88].

Для дослідження обрано чисельний експеримент, одним із важливих елементів якого є застосування методу скінчених елементів для побудови розрахункової сітки.

Метод скінчених елементів (МСЕ) - чисельний метод вирішення диференціальних рівнянь, який широко використовується в різних областях техніки (ракето- і літакобудування, суднобудування, будівництво та ін.). Основоположником теорії МСЕ вважається Р. Курант (1943 р). М. Тернер, Х. Мартін і ін. впровадили МСЕ в будівельну механіку і механіку суцільних середовищ (кінець п'ятидесятих - початок шістдесятих років двадцятого століття). Істотно розширили сферу застосування МСЕ Б. Сабо, О. Зенкевич та ін. (кінець шістдесятих - початок сімдесятих років), показавши, що його можна використовувати для вирішення будь-яких диференціальних рівнянь. Розвиток МСЕ нерозривно пов'язаний з вдосконаленням обчислювальної техніки, прискорює складні чисельні розрахунки. Відповідно удосконалювалися обчислювальні програми, що реалізують цей метод. Найбільш поширеними програмами розрахунку конструкцій на основі МСЕ є в даний час COSMOS, LIRA, STARK (будівельні конструкції), Kompas та ін [44].

Основна ідея МСЕ полягає в тому, що будь-яку безперервну в деякій області величину можна апроксимувати дискретною моделлю, яка створюється з безлічі кусково-неперервних функцій, визначених в кінцевому числі підобластей (елементів). Зазвичай такими функціями є поліноми - лінійні, квадратичні, кубічні і т.д. Кусково-неперервні функції будуються за допомогою значень неперервної величини в точках з'єднання елементів (у вузлах). Таким чином, щоб визначити невідому безперервну величину, потрібно визначити її значення у вузлах [44, 79, 87].

Основні етапи створення дискретної моделі невідомої величини наступні:

1. У досліджуваній області задається кінцеве число точок (вузлів).
2. Значення безперервної величини в кожному вузлі вважаються невідомими, вони повинні бути визначені.
3. Досліджувана область розбивається на кінцеве число підобластей (елементів), що мають спільні точки (вузли).
4. Безперервна величина в кожному елементі апроксимується поліномом, який визначається за допомогою вузлових значень цієї величини: для кожного елемента визначається свій поліном, але його коефіцієнти підбираються так, щоб зберігалася безперервність величини на кожній границі елемента.

Основними перевагами МСЕ є наступні [44, 79, 87]:

1. Можливість досліджувати тіла (конструкції), складені з декількох матеріалів (так як властивості матеріалів сусідніх елементів можуть бути різними).
2. Можливість досліджувати області (конструкції) будь-якої форми (так як криволінійна область апроксимується прямолінійними елементами або точно описується криволінійними елементами).
3. Можливість урахування різних граничних умов: з розривним навантаженням, змішаних.
4. Можливість складання загальних методик і програм для вирішення різних з фізики завдань одного певного виду (наприклад, програма осесиметричної задачі про поширення тепла може бути використана для вирішення будь-якої задачі даного типу: про розподіл напружень в осесиметричної конструкції і т.п.).

Розбиття області на підобласті - перший етап у вирішенні завдання МСЕ. Ця операція вимагає інженерних навичок і досвіду. Невдале розбиття приведе до помилкових результатів рішення задачі. При розбитті області необхідно вже мати деякі загальні уявлення про результати виконання завдання, щоб зменшити розміри елементів в тих частинах області, де очікуваний результат може різко змінюватися, і збільшити розміри в тих

частинах, де очікуваний результат близький до постійного. Взагалі, при розбитті області завжди йде пошук золотієї середини: з одного боку, елементи повинні бути досить малими, щоб отримати результати необхідної точності; з іншого боку, чим більше елементи, тим менше обчислювальної роботи.

Розбиття одновимірної конструкції на елементи не становить труднощів. При розбитті двовимірної області частіше використовуються трикутні елементи. Спочатку область ділиться на трикутні і чотирикутні підобласті (зони): границі між зонами визначаються зміною геометрії області, зміною навантаження, властивостей матеріалів. Потім зони розбиваються на елементи. Найбільш легко розбити трикутну зону, вибравши певну кількість вузлів уздовж кожної сторони зони і з'єднавши відповідні вузли лініями. Чотирикутні зони зазвичай розбиваються з'єднанням вузлів на протилежних сторонах.

Чотирикутні елементи в подальшому можна розбивати на трикутні проведенням коротшою діагоналлю в чотирикутнику. Розбиття коротшою діагоналлю дає елементи, які мають найтісніший контакт рівностороннього трикутника, що веде до більш точних результатів. Рівномірне розбиття, коли всі елементи мають однакові розміри, використовується рідко. Зазвичай через очікувану концентрації напружень розміри елементів варіюються, і ця можливість є важливою перевагою методу скінченних елементів. Найбільш простий спосіб зміни розмірів елементів - застосування чотирикутних зон з різним числом вузлів на протилежних сторонах.

Порядок нумерації вузлів впливає на ефективність обчислень методу скінченних елементів. Реалізація МСЕ приводить до вирішення системи алгебраїчних рівнянь, велике число коефіцієнтів якої нульові. При нумерації вузлів необхідно прагнути до того, щоб різниця між номерами вузлів в елементах області була якомога менше [44, 79, 87].

В якості об'єкта дослідження обрано осьовий вентилятор двоконтурного турбореактивного двигуна з периферійним діаметром на вході 2,37 м. Вентилятор має дворядні лопатки.

Дослідження проводились методом чисельного моделювання. Для досягнення поставленої мети було побудовано твердотільні моделі досліджуваних лопаток: однорядна лопатка, еквівалентна дворядна лопатка, решітчасті дворядні лопатки з перегородкою на відстані 50% висоти лопатки, 25% та 75%, та 25%, 50%, 75%. Першим етапом дослідження було моделювання власних коливань однорядної та еквівалентної дворядної робочої лопатки вентилятора. Твердотільні моделі досліджуваних лопаток показано на рис. 4.1.

Для проведення дослідження побудована розрахункова сітка з 100 тис. кінцевих елементів і 30 тис. вузлів.

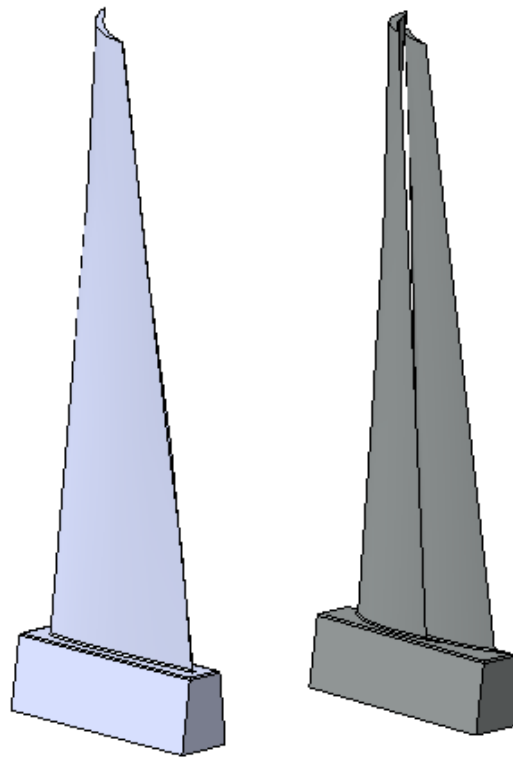


Рис. 4.1. Твердотільні моделі досліджуваних однорядної та еквівалентної дворядної робочої лопатки вентилятора

За проведеними розрахунками отримано спектри власних форм коливань однорядної лопатки вентилятора. На рис. 4.2 представлено спектр власних форм коливань однорядної лопатки вентилятора для 15 форм.

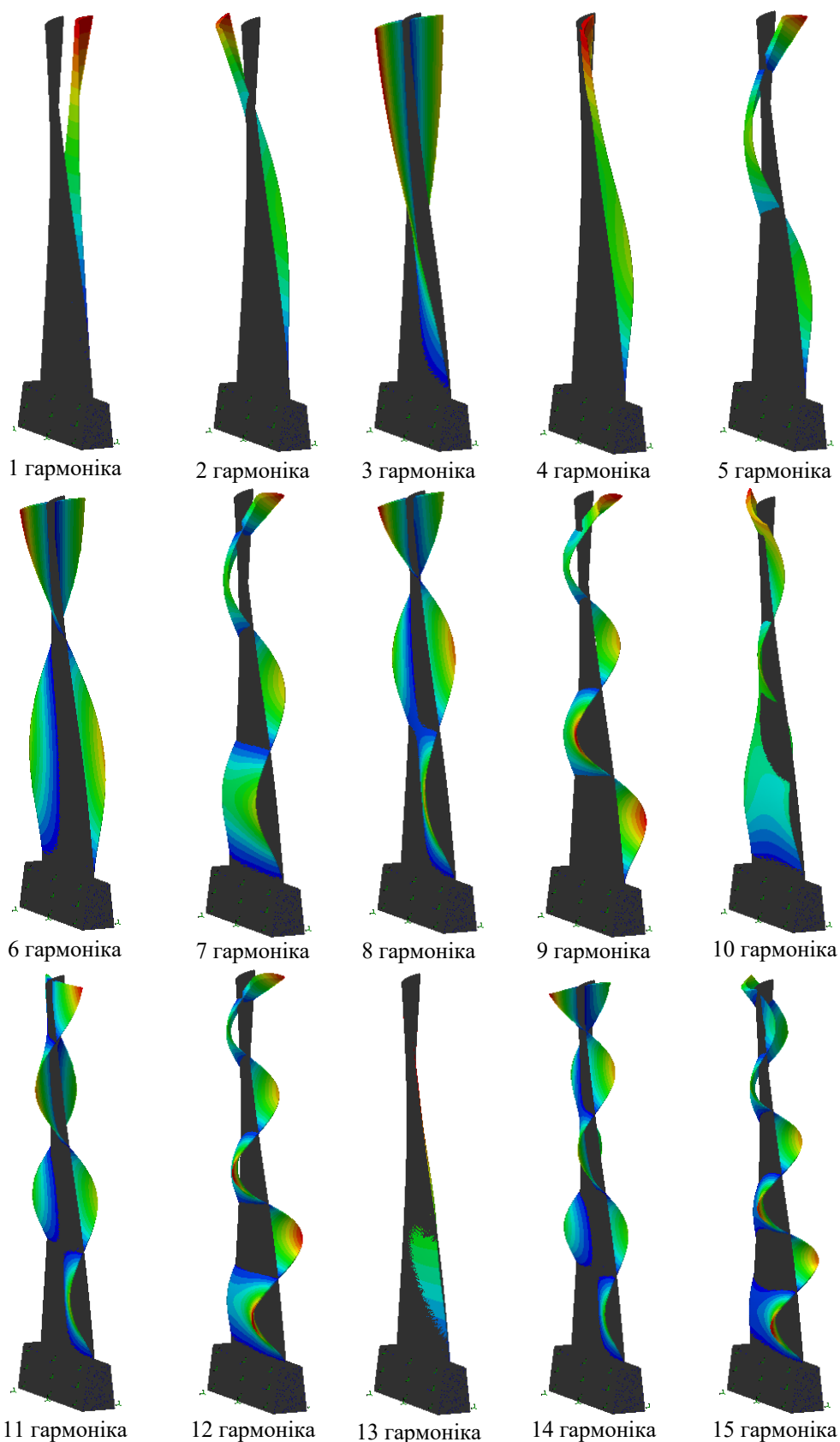


Рис. 4.2. Спектр власних форм коливань однорядної лопатки вентилятора

На рис. 4.3 представлено спектр власних форм коливань для еквівалентної дворядної лопатки.

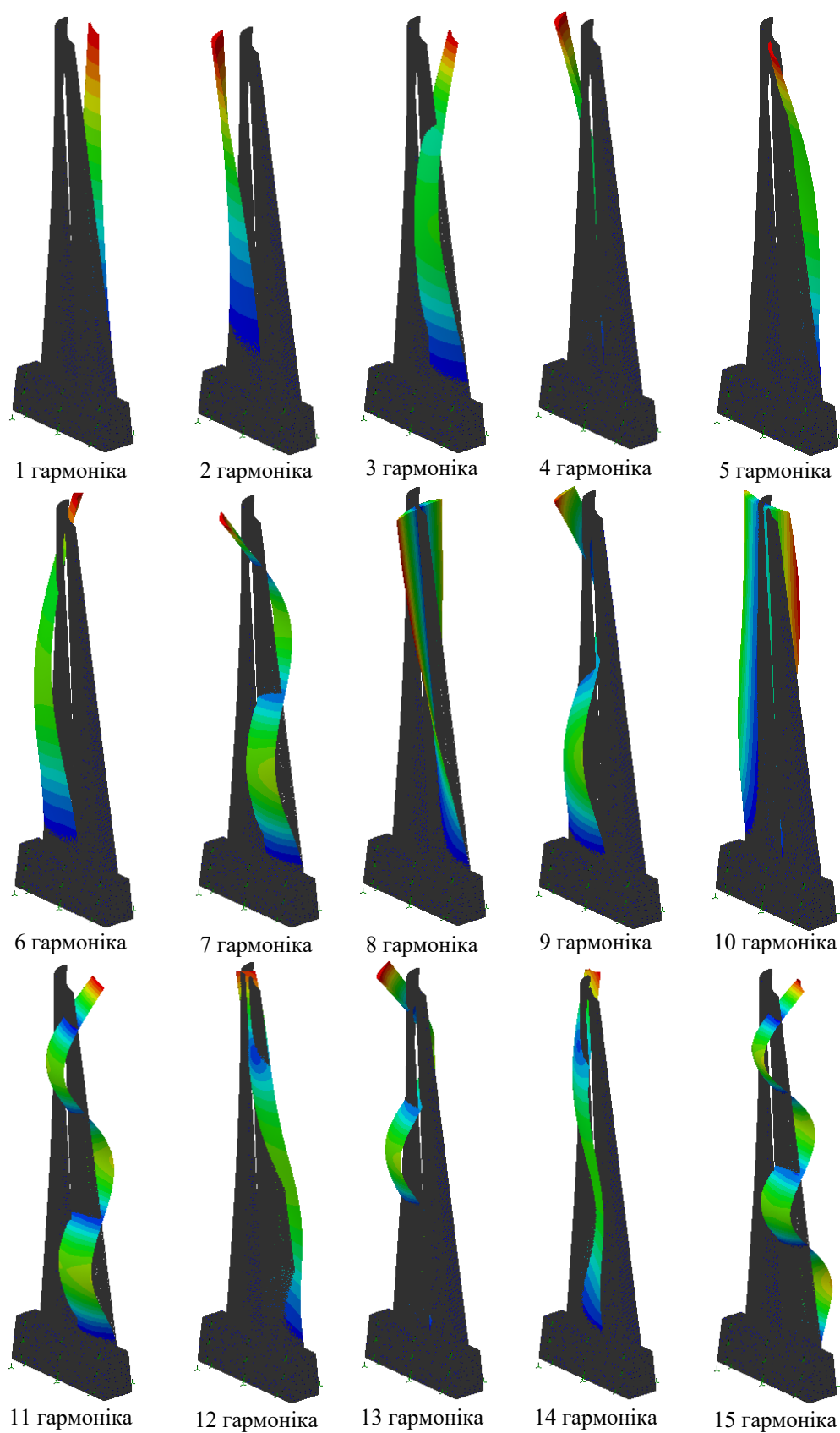


Рис. 4.3. Спектр власних форм коливань дворядної лопатки вентилятора

Аналіз спектру власних форм коливань дворядної лопатки вентилятора показує, що в спектрі власних форм коливань дворядної лопатки наявні гармоніки, де відбувається пересікання лопаток першого і другого ряду, що є недопустимим і потребує уникнення. Таким чином, застосування такого лопаткового вінця є неможливим не зважаючи на те, що дворядне робоче колесо вентилятора має кращі аеродинамічні характеристики, ніж вентилятор з однорядним робочим колесом.

Наступним етапом дослідження було моделювання власних коливань решітчастих дворядних робочих лопаток [10]. Для проведення дослідження побудована розрахункова сітка з 100 тис. кінцевих елементів і 30 тис. вузлів. На рис. 4.4 показана побудована сітка для досліджуваних решітчастих дворядних лопаток.

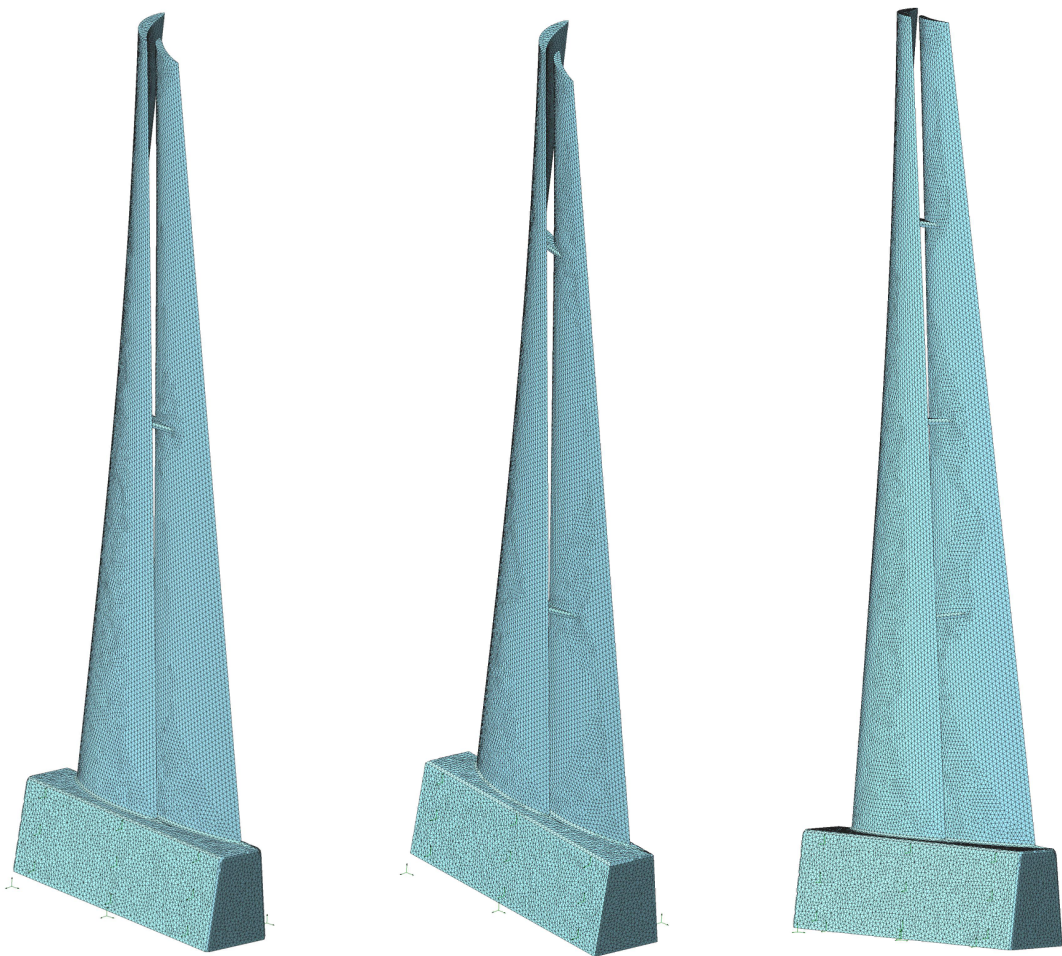


Рис. 4.4. Розрахункова сітка для досліджуваних решітчастих дворядних лопаток



На рис. 4.5 - 4.7 показано спектри власних форм коливань решітчастих двоядних лопаток вентилятора.

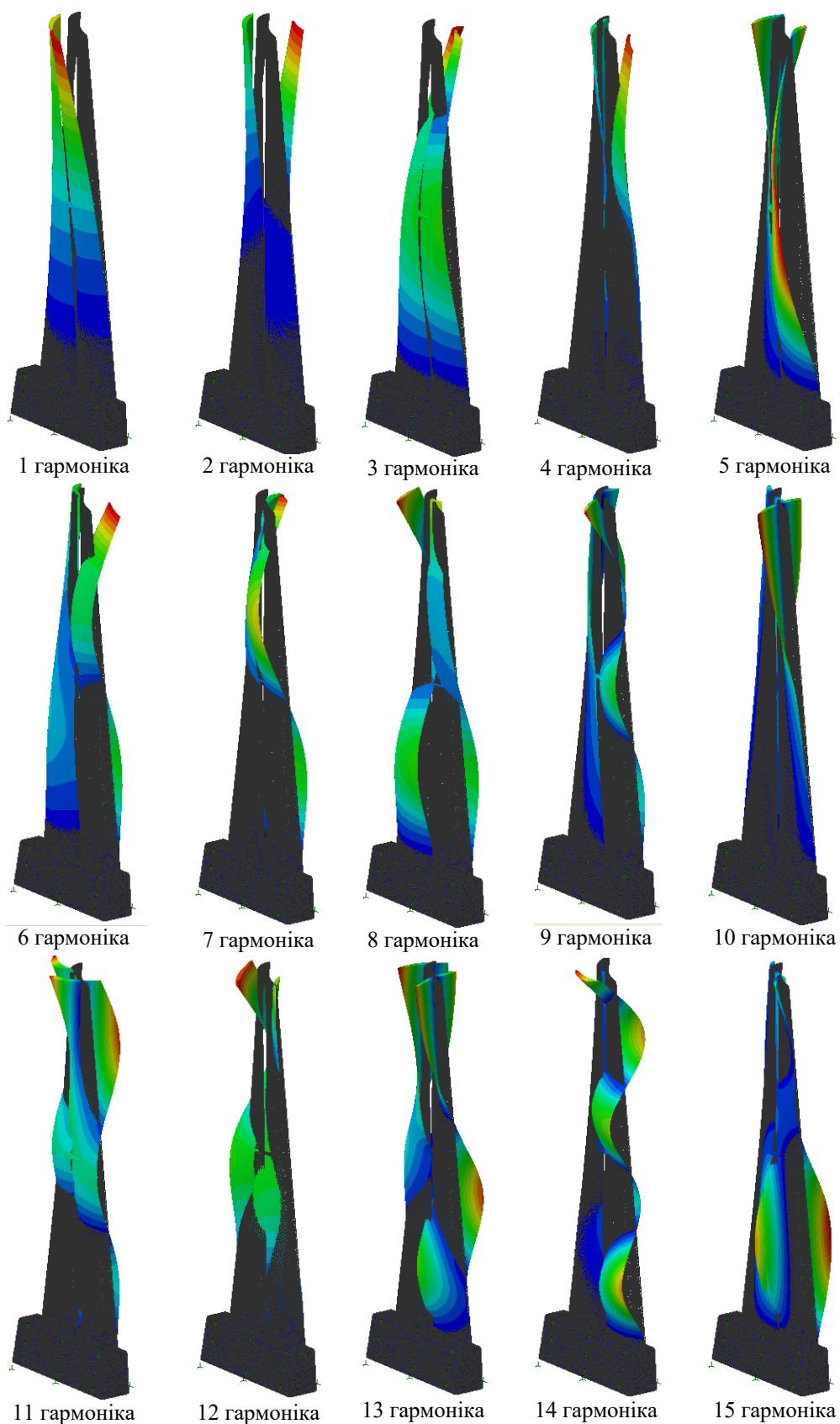


Рис. 4.5. Спектр власних форм коливань двоядної лопатки вентилятора з перегородкою на відносній висоті лопатки 50%

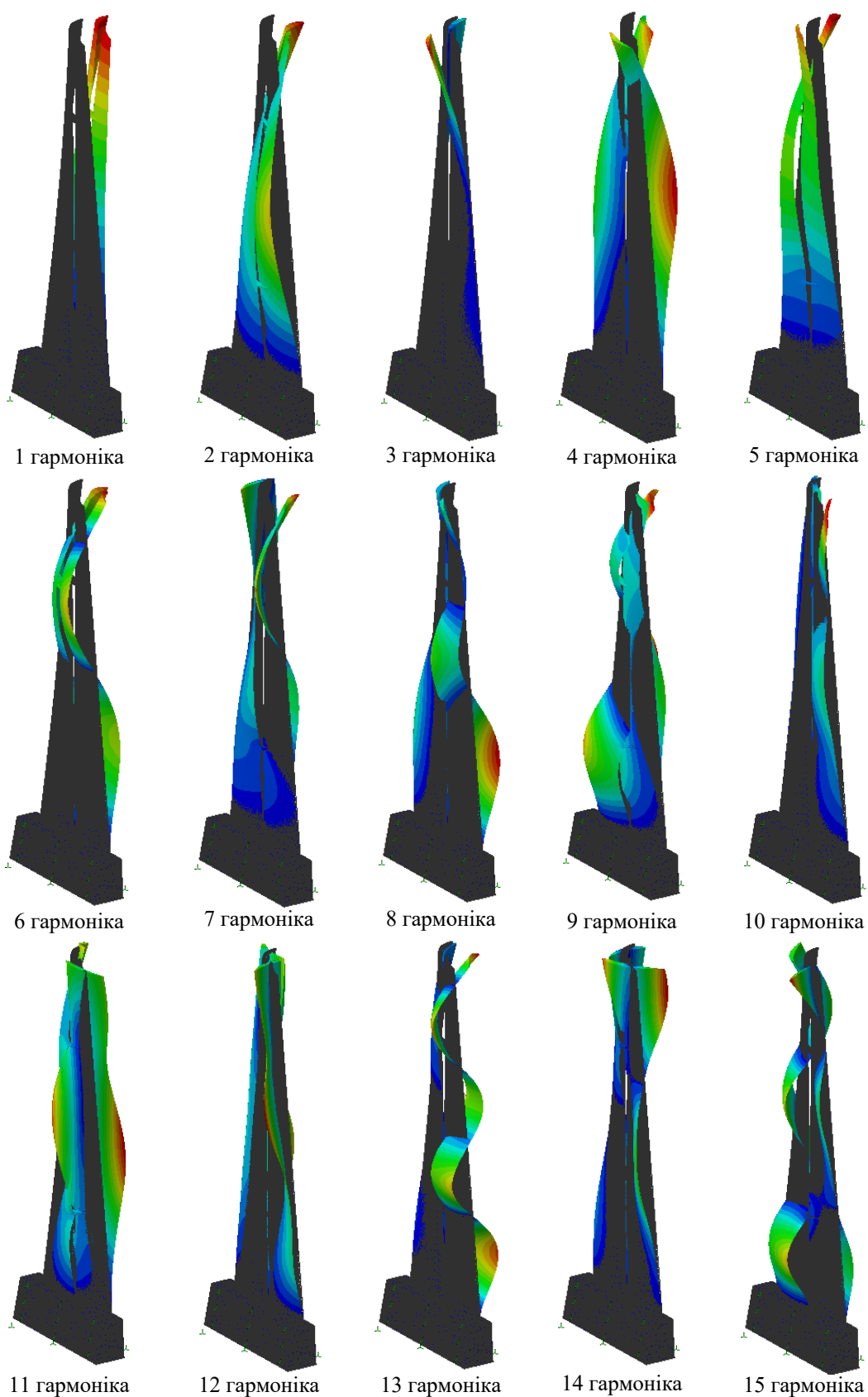


Рис.4.6. Спектр власних форм коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора з перегородками на відносній висоті лопатки 25% та 50%

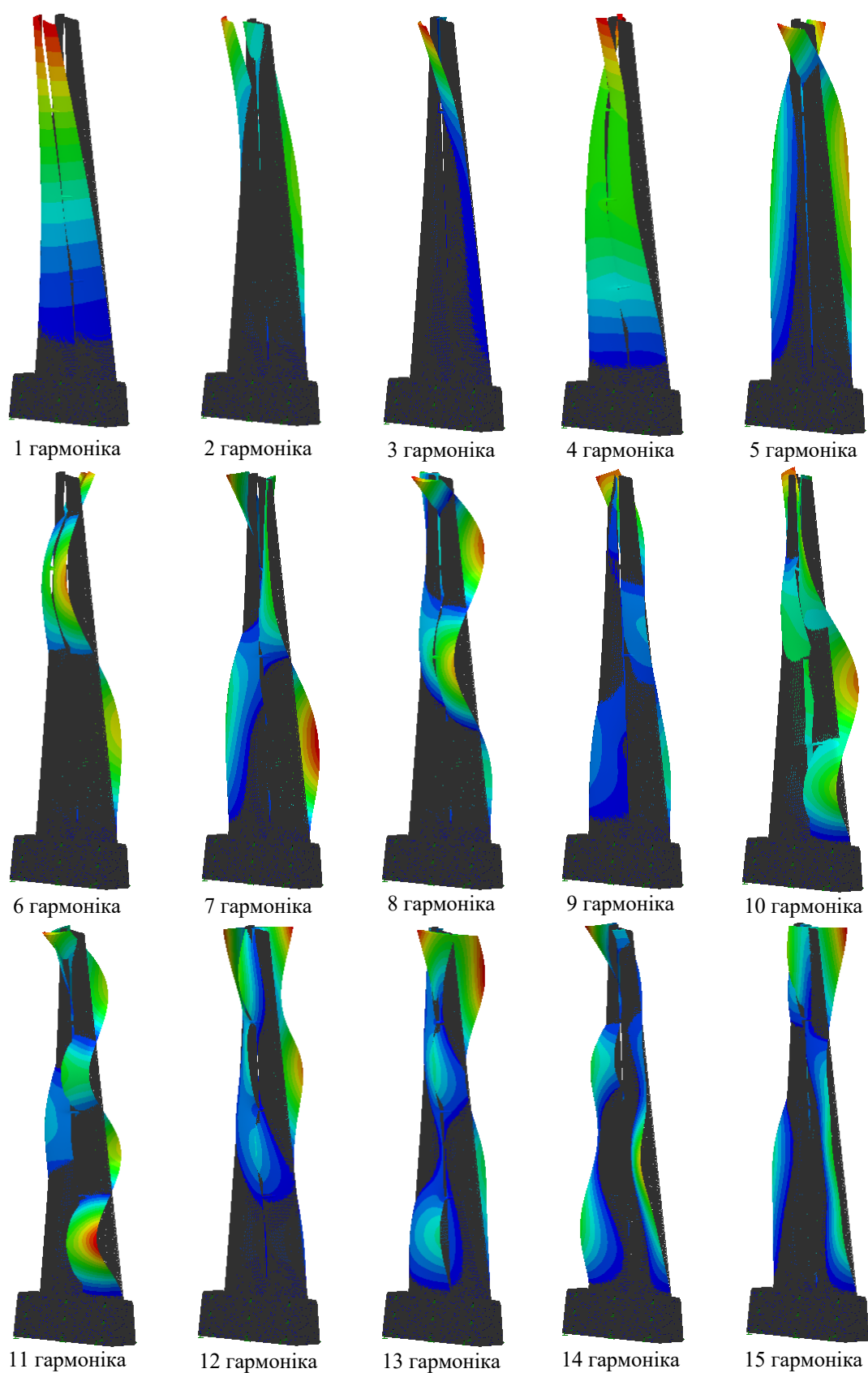


Рис.4.7 Спектр власних форм коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора з перегородками на відносній висоті лопатки 25%, 50%, 75%

Аналіз спектрів власних форм коливань решітчастих дворядних лопаток показує, що при застосуванні трьох перетинок у решітчастому дворядному РК досягається відсутність перетинання лопаток першого і другого ряду до 15 гармонік. При застосуванні перегородок характер коливань та місце вузлових ліній суттєво змінюється, починаючи вже з другої форми власних коливань. Це можна пояснити тим, що при наявності перегородок дворядна лопатка виступає вже єдиною системою.

В таблиці 4.1. представлено отримані спектри власних коливань для всіх досліджуваних робочих лопаток.

Таблиця 4.1.

## Спектри власних коливань для всіх досліджуваних робочих лопаток

№	Частота коливань однорядної лопатки вентилятора, Гц	Частота коливань дворядної лопатки вентилятора без перетинок, Гц	Частота коливань дворядної лопатки вентилятора з перетинкою на відстані 50% висоти лопатки, Гц	Частота коливань дворядної лопатки вентилятора з перетинками на відстані 50% та 75% висоти лопатки, Гц	Частота коливань дворядної лопатки вентилятора з перетинками на відстані 25%, 50% та 75% висоти лопатки, Гц
1	26.66	18.54	33.28	35.20	36.45
2	126.6	26.71	60.38	141.62	146.79
3	254.00	89.83	114.89	165.88	170.20
4	302.45	116.74	212.39	232.68	265.85
5	365.27	141.56	239.97	246.40	273.06
6	620.12	193.03	271.38	352.81	368.98
7	703.82	272.58	337.04	498.20	563.56
8	1034.32	352.67	425.82	564.75	691.14
9	1126.39	380.53	503.18	700.40	785.54
10	1205.38	389.49	611.52	783.34	875.28
11	1489.27	538.25	690.51	871.39	942.30
12	1637.44	623.92	717.78	879.03	1044.42
13	1764.25	756.57	841.46	949.65	1128.59
14	1990.24	768.71	915.41	1214.17	1298.49
15	2209.28	891.74	998.23	1219.84	1311.23

Аналіз спектру власних коливань досліджуваних лопаток показав, що частота коливань дворядної лопатки набагато зменшується в порівнянні з

однорядною. Однак решітчасті дворядні лопатки мають частоту власних коливань вище, ніж дворядна лопатка без перетинок. Збільшення частоти коливань відбувається при збільшенні кількості перетинок дворядної лопатки.

За результатами проведеного моделювання було побудовано діаграми Кемпбелла (рис. 4.8, 4.9).

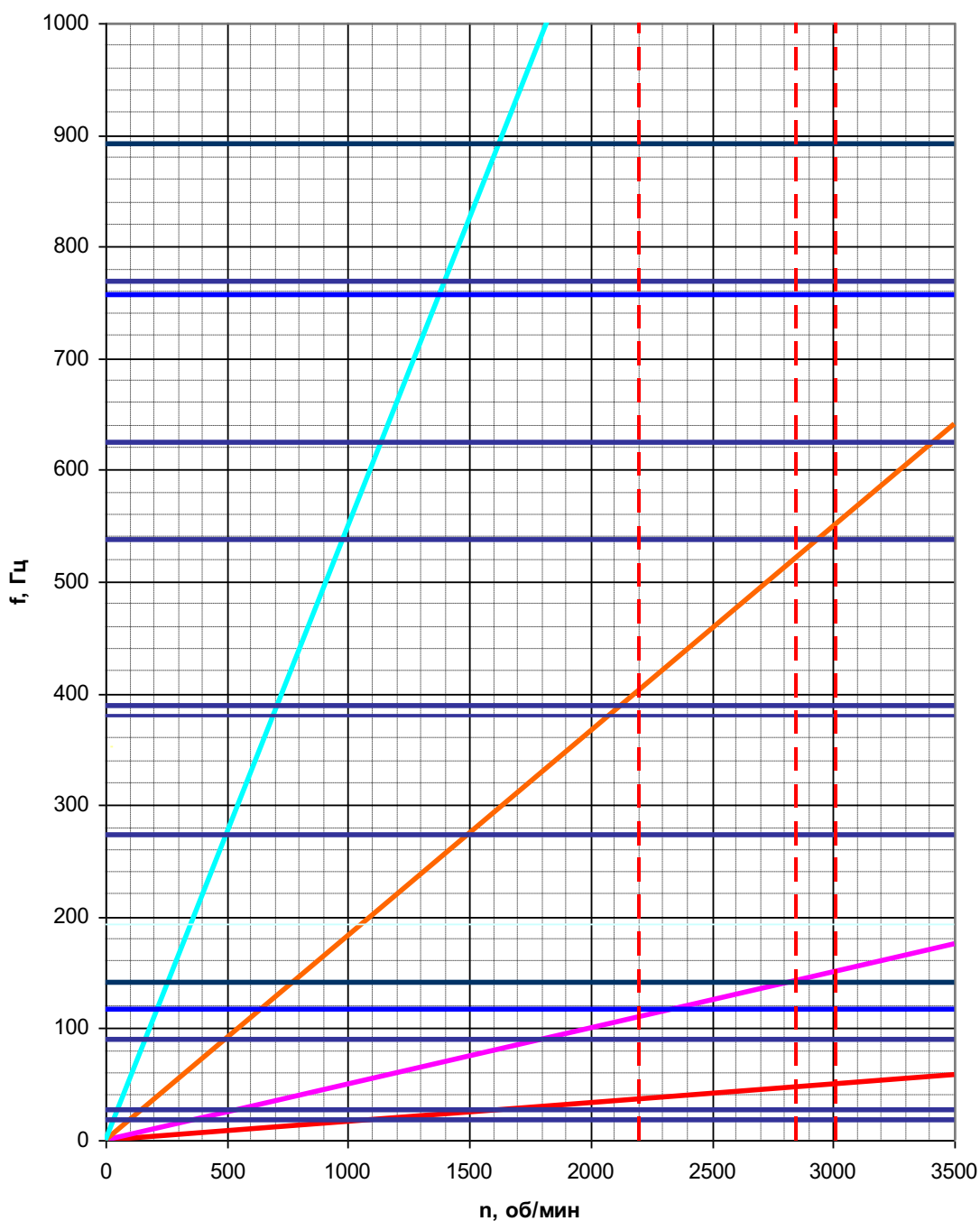


Рис. 4.8 Частотна діаграма для дворядної лопатки

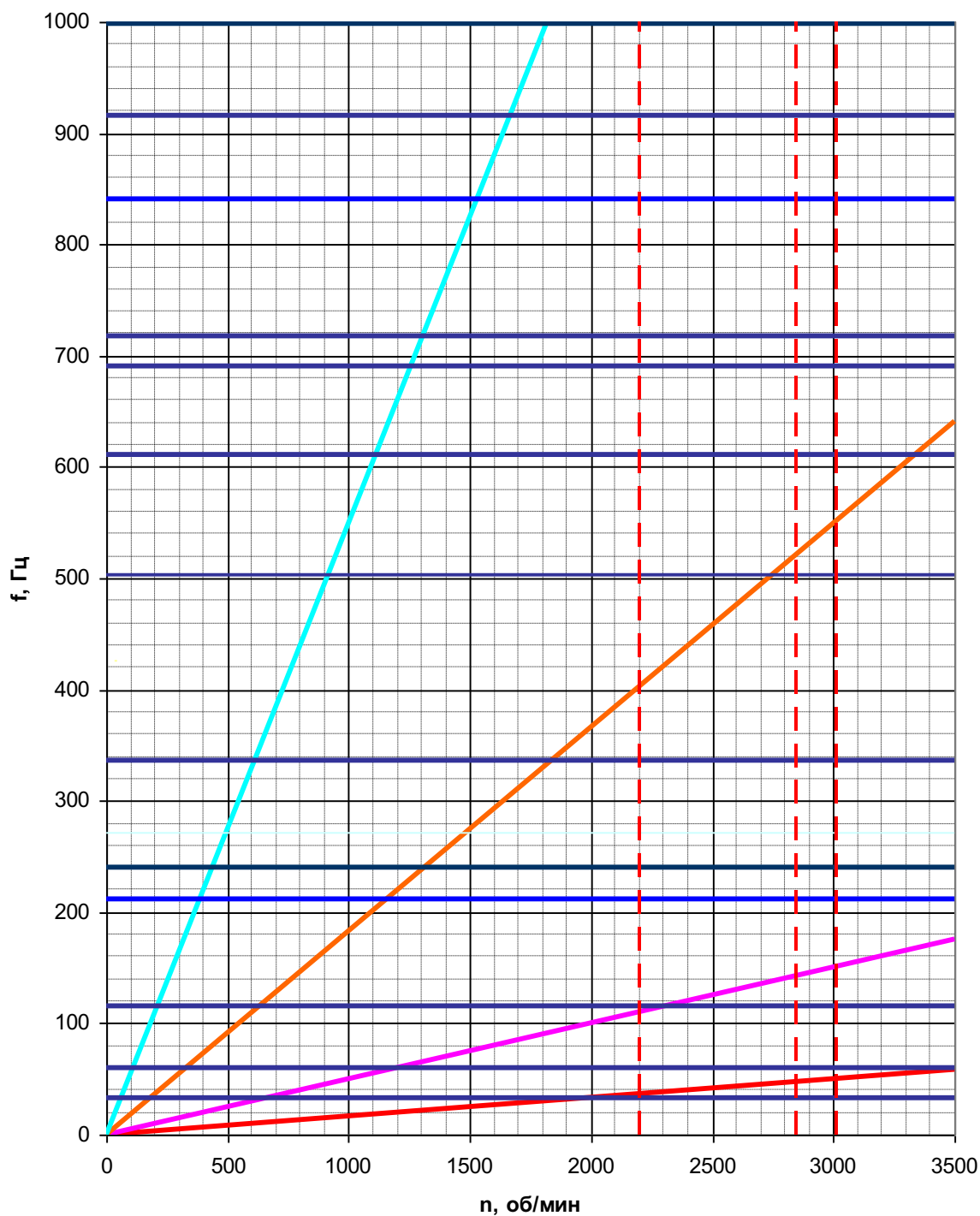


Рис. 4.9 Частотна діаграма для решітчастої дворядної лопатки

Резонансні для робочих лопаток режими роботи двигуна можна визначити за допомогою частотних діаграм (рис.4.8, 4.9), які представляють собою залежність власних частот власних коливань ряду форм і частот ряду гармонік збуджуючої сили від числа обертів ротора. Лопатковий вінець має 33 лопатки, враховуючи те, що перед ним немає вхідного напрямного

апарату та вхідних стійок, були досліджені 1, 3, 11 та 33 гармоніки збуджуючої сили.

Частота  $k$ -ої гармоніки збуджуючої сили в герцах розраховувалась за формулою [88]

$$f_k = k \cdot n_c = \frac{k \cdot n}{60},$$

де  $n_c$  - частота обертів ротора вентилятора в секунду,  $n$  - частота обертів ротора вентилятора за хвилину.

Аналіз отриманих частотних діаграм показав, що для дворядної лопатки будуть виникати резонансні коливання на досліджених режимах роботи двигуна, на відміну від решітчастої дворядної лопатки.

#### **4.2. Методика вибору параметрів решітчастого дворядного лопаткового вінця робочого колеса вентилятора ТРДД**

Результати, що приведено в розділах 2-4 говорять про те, що решітчасті дворядні робочі колеса вентилятора мають суттєву перевагу перед дворядними і однорядними робочими колесами вентилятора ТРДД. Специфічна конструкція решітчастих дворядних лопаток забезпечує підвищення ефективності вентилятора (сприяє підвищенню ступеня підвищення тиску вентилятора) та забезпечує необхідний рівень жорсткості для забезпечення надійної роботи вентилятора. Аеродинамічно спроектовані перетинки між лопатками першого і другого ряду дають можливість покращити аеродинамічні і міцнісні характеристики лопаткового вінця решітчастого дворядного вентилятора.

На основі проведених досліджень, результати, якого представлено в 2, 3 та 4 розділі можна запропонувати методику вибору параметрів решітчастого дворядного вінця робочого колеса вентилятора ТРДД (рис. 4.10).

Розглянемо окремо кожен етап методики вибору параметрів решітчастого дворядного лопаткового вінця робочого колеса вентилятора ТРДД.

Етап 1 - Вибір режиму роботи двигуна. При виборі режиму роботи двигуна необхідно брати за основу режим, на якому необхідно забезпечити високі аеродинамічні характеристики. В загальному випадку для літаків цивільної авіації пропонується вибрати крейсерський режим роботи двигуна.

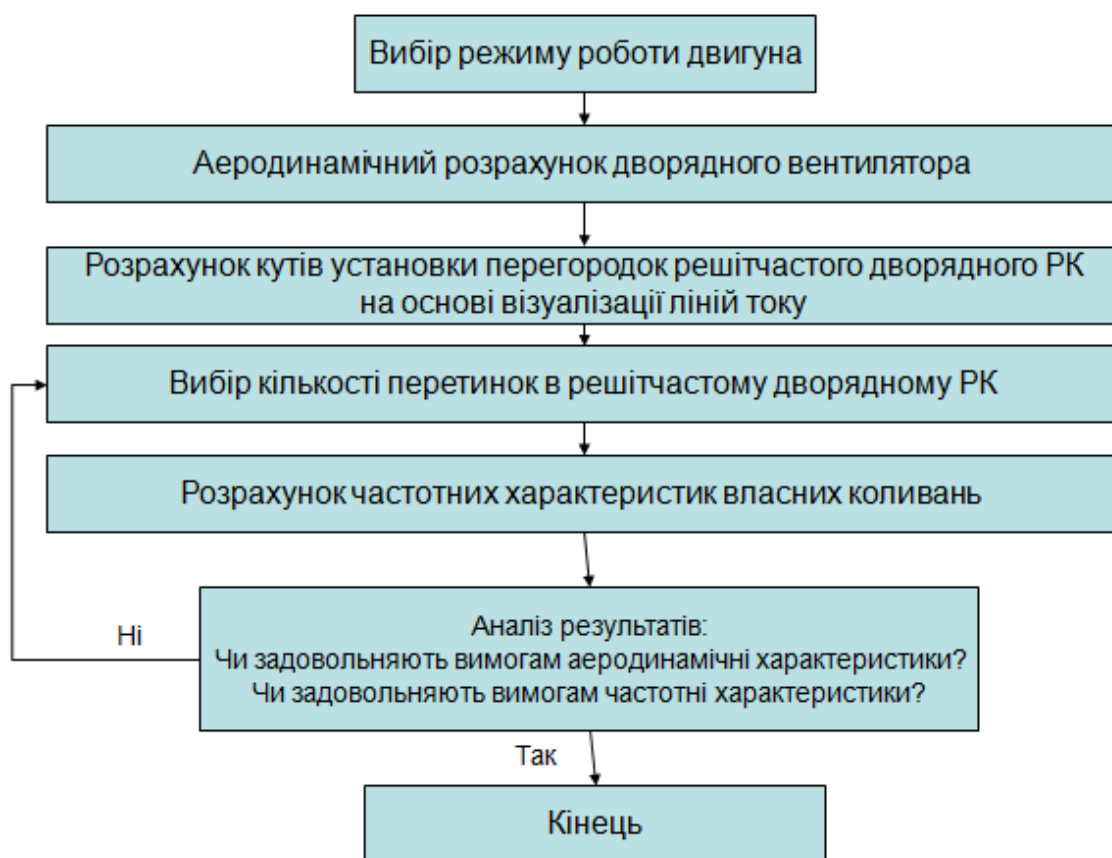


Рис. 4.10. Методика вибору параметрів решітчастого дворядного лопаткового вінця робочого колеса вентилятора ТРДД

Етап 2 – Аеродинамічний розрахунок дворядного вентилятора. Під час проведення цього етапу розраховуються аеродинамічні характеристики спроектованого дворядного вентилятора. В результаті розрахунку отримують



характеристики, за якими оцінюють ефективність досліджуваного вентилятора.

Етап 3 - Розрахунок кутів установки перегородок решітчастого дворядного РК на основі візуалізацій ліній току. Основою для цього етапу є результати аеродинамічний розрахунок вентилятора (етап 2). За результатами моделювання течії для крейсерського режиму роботи отримують візуалізацію ліній току в міжлопаткових каналах лопаткового вінця дворядного вентилятора, які дають змогу оцінити кут відхилення потоку і аеродинамічно вірно встановити перетинки в решітчастому дворядному РК.

Етап 4 – Вибір кількості перетинок в решітчастому РК вентилятора. Під час етапу 4 моделюється і тестується декілька варіантів кількості перетинок в решітчастому дворядному РК. Результати проведених досліджень показали, що 3 перетинки для лопатки вентилятора ТРДД зі ступенем двоконтурності 5-6 достатньо для підвищення міцнісних і аеродинамічних характеристик. Але для кожного досліджуваного варіанту решітчастого РК ця кількість вибирається окремо.

Етап 5 – Розрахунок частотних характеристик власних коливань. Для варіанту решітчастого дворядного РК вентилятора, який було обрано в результаті розрахунків етапу 4, проводиться моделювання власних коливань і отримуються спектри власних коливань. На основі отриманих розрахунків будується частотна діаграма.

Етап 6 – Аналіз результатів. Під час цього етапу проводиться аналіз отриманих даних. Даються відповіді на запитання: чи задовольняють вимогам аеродинамічні характеристики вибраного варіанту решітчастого вентилятора, чи задовольняють вимогам частотні характеристики вибраного варіанту решітчастого вентилятора. У випадку якщо вибраний варіант решітчастого дворядного вентилятора задовольняє вимогам, розрахунок закінчено. У випадку якщо вибраний варіант решітчастого дворядного вентилятора не задовольняє вимогам, розрахунок повертається до етапу 4.

### 4.3. Висновки за четвертим розділом

В розділі представлено дослідження частотних характеристик власних коливань однорядної, еквівалентної дворядної та решітчастих дворядних лопаток робочих коліс вентилятора ТРДД.

Показано, що застосування дворядних лопаток у дослідженому вентиляторі без перегородок недопустимо у зв'язку з наявністю власних форм коливань, де відбувається перетинання лопаток першого і другого ряду.

Аналіз отриманих частотних діаграм показав, що для дворядної лопатки будуть виникати резонансні коливання на досліджених режимах роботи двигуна, на відміну від решітчастої дворядної лопатки.

Показано, що застосування решітчастих дворядних робочих лопаток дозволяє покращити жорсткість та забезпечити надійну роботу вентилятора.

Удосконалено методика вибору параметрів решітчастих дворядних РК вентилятора ТРДД, яка дозволяє врахувати аеродинамічні та частотні характеристики власних коливань решітчастих дворядних лопаток вентилятора ТРДД.

## ВИСНОВКИ

В роботі вирішено науково - прикладне завдання - підвищення ефективності робочих коліс вентиляторів двоконтурних турбореактивних двигунів шляхом застосування решітчастих дворядних робочих коліс.

1. Аналіз літературних джерел показав, що застосування дворядних лопаткових вінців дозволяє покращити ефективність вентиляторів та компресорів: збільшити напірність, зменшити вагу та габарити, покращити акустичні характеристики. Однак при застосуванні їх у лопаткових вінцях вентиляторів ТРДД з великим ступенем двоконтурності виникає проблема забезпечення достатнього рівня надійності. Один із шляхів вирішення цієї проблеми є застосування решітчастих дворядних лопаткових вінців.

2. На основі проведення тестових задач для дворядної решітки аеродинамічних профілів та ступеня осьового компресора вибрано і обґрунтовано модель турбулентної в'язкості SST для моделювання течії в дворядних лопаткових вінцях вентилятора.

3. В результаті моделювання течії у вентиляторі ТРДД з дворядним робочим колесом показано, що ступінь підвищення тиску у вентиляторі з дворядним РК зростає від 0,32 до 20 % для режимів роботи при частоті обертання  $n=2202$  об/хв.,  $n=2848$  об/хв., та  $n=3010$  об/хв. в діапазоні значень газодинамічної функції витрати  $q(\lambda)=0,4\dots 1$ .

4. Проведено дослідження аеродинамічних характеристик решітчастих дворядних РК вентилятора ТРДД. Показано, що застосування решітчастих дворядних РК забезпечує підвищення ефективності вентилятора, збільшує його напірність. Ступінь підвищення тиску в діапазоні режимів обертання ротору від 2202...3010 об/хв. збільшується до 10% в порівнянні з дворядним РК.

5. Досліджено частотні характеристики власних коливань однорядних та решітчастих дворядних лопаток робочих коліс вентилятора ТРДД.

Показано, що застосування дворядних лопаток у дослідженому вентиляторі без перегородок недопустимо у зв'язку з наявністю власних форм коливань, де відбувається перетинання лопаток першого і другого ряду.

Отримані результати показують, що застосування решітчастих дворядних робочих лопаток дозволяє покращити жорсткість та забезпечити надійну роботу вентилятора.

6. Удосконалено методику вибору параметрів решітчастих дворядних РК вентилятора ТРДД, яка дозволяє врахувати аеродинамічні та частотні характеристики власних коливань решітчастих дворядних лопаток вентилятора ТРДД.

7. В роботі отримала подальший розвиток теорія дворядних лопаткових вінців в частині характеристик решітчастих дворядних лопаткових вінців робочого колеса з великим подовженням.

**СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ**

1. Авиационные двигатели и силовые установки. Под ред. А.И. Ланшина. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. 520с.
2. Алексин В. А. Математические модели турбулентных течений М:МГИУ, 2008. – 54с.
3. Афян А. И. Основные тенденции развития мирового рынка гражданского авиастроения на современном этапе. Современная экономика: актуальные вопросы, достижения и инновации. Сборник статей победителей VI Международной научно-практической конференции. 2017
4. Бабаков И. М. Теория колебаний. М.: Дрофа, 2004. 591 с. 94.
5. Бабкин В.И., Ланшин А.И., Полев А. С., Федякин В.Н. Создание конкурентноспособных авиационных двигателей 2025-2030 годов. Проблемы реализации прорывных конструктивно-технологических решений и новых технологий, Межотраслевой альманах, № 49, 2015, С. 25-29.
6. Бабкин В.И., Цховребов М.М., Солонин В.И., Ланшин А.И. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий. Двигатель. 2013. №2(86). С. 2– 7.
7. Бакулев В.И., Голубев В.А. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: МАИ, 2003. 688 с.
8. Балалаев А. В. Вплив кута стріловидності на аеродинамічну навантаженість вентилятора газотурбінного двигуна. Інноваційні технології: матеріали наук.-техн. конф. студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених ІНТЛ НАУ (м. Київ, 25-26 листоп. 2020 р.). Київ, 2020. с.68-69
9. Балалаев А. В., Дорошенко К. В. Чисельне дослідження власних коливань дворядної робочої лопатки ступеня осьового компресора. Проблеми тертя та зношування, 2020, 3 (88) с.109-116. doi: 10.18372/0370-2197.3(88).14924

10. Балалаєв А. В., Дорошенко К. В., Терещенко Ю.М. Моделювання власних коливань дворядної робочої лопатки вентилятора. Проблеми тертя та зношування, 2020, 4 (88) с.75-82
11. Балалаєв А.В., Дорошенко К.В. Эффект стріловидності лопаток в дозвукових компресорах і вентиляторах газотурбінних двигунів. XXI Міжнародна науково-технічна конференція АС ПП Промислова гідравліка і пневматика, м. Київ, Україна, 2020р., с. 21-22.
12. Балалаєв А.В., Дорошенко К.В., Терещенко Ю.М. Оцінка впливу кута стрілоподібності лопаток на аеродинамічну навантаженість вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна. German International Journal of Modern Science №3, 2020, с.38-41
13. Балан И.И. Гидродинамические исследования течения в двухрядном лопаточном венце. Вестник ИрГТУ. 2004. №1(17). С. 176–177.
14. Басов Ю.Ф., Демин А.Е., Максимов Ю.П., Анализ аэродинамических характеристик и структуры течения в трансзвуковой компрессорной ступени, Авиационно-космическая техника и технология №2(18), 2005, с. 37-41.
15. Белоусов А.Н. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. – Самара: СГАУ, 2003. 344 с.
16. Бойко А. В., Говорущенко Ю. Н., Бурлака М. В. Применение вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин. Х.: НТУ «ХПИ», 2013. 193 с.
17. Бойко А.В., Говорущенко Ю.Н., Ершов С.В., Русанов А.В., Северин С.Д. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин: монографія. Х.: НТУ «ХПИ», 2003. 256с.
18. Бойко, Л.Г., Демин А.Е., Максимов Ю.П., Пижанкова Н.В., Басов Ю.Ф. Влияние изменения геометрических параметров высоконапорного рабочего колеса осевого компрессора на его газодинамические характеристики. Вестник двигателестроения. 2011, №2. С. 197-202.

19. Бойкова М.В., Гаврилов С.Д., Гавриличева Н.А. Авиация будущего. Форсайт № 1 (9) 2009, С. 4-15.
20. Борщевский Ю.Т., Рудин С.Н. Управление турбулентным пограничным флоем. К.: Вища школа, 1978. 319 с.
21. Брусиловский И.В. Аэродинамика осевых вентиляторов. М.: Машиностроение, 1984. 240с.
22. Бунимович А.И. Обтекание двухрядных компрессорных решеток при дозвуковых скоростях. Некоторые результаты экспериментального исследования плоских компрессорных решеток. Труды ЦИАМ. М.: ЦИАМ, 1957. Вып. №307. С.16–30.
23. Быков Л. В., Молчанов А. М., Щербаков М. А., Янышев Д.С. Вычислительная механика сплошных сред в задачах авиационной и космической техники. М: ЛЕНАНД, 2015. 668с.
24. Волков Е.А. Численные методы. М.: Наука, 1982. 254 с.
25. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Вычислительные технологии в задачах механики жидкости и газа. М.: Физматлит, 2012. 468с.
26. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Вычислительные технологии в задачах механики жидкости и газа, Москва, Физматлит, 2012, 468с.
27. Воротников Э., Юлаев А. На новый «Боинг-787» собрали с миру по нитке. КП, 11 июля 2007 г.
28. Гараненко Т. Р., Прибора Т.И., Березовский Е.К. Математическое моделирование широкохордных полых рабочих лопаток вентилятора. Вісник двигунобудування. 2016. № 1. С. 18–23.
29. Герасименко В.П., Шелковский М.Ю. Расчетно-экспериментальное исследование газодинамических характеристик компрессорных решеток в системе многоступенчатого компрессора, Авиационно-космическая техника и технология №8(95), 2012, с. 61-66.
30. Гостелуу Дж. Аэродинамика решеток турбомашин: пер. с англ. М. : Мир, 1987. 393с.

31. Гринев М.А., Аношкин А.Н., Писарев П.В., Зуйко В.Ю., Шипунов Г.С. Компьютерное моделирование механического поведения композитной лопатки спрямляющего аппарата авиационного двигателя. Вестник ПНИПУ. Механика. 2015. 3, с. 38-51.

32. Гринев М.А., Аношкин А.Н., Писарев П.В., Шипунов Г.С., Нихамкин М.Ш., Балакирев А.А., Конев И.П., Головкин А.Ю. Расчетно-экспериментальное исследование собственных частот и форм колебаний лопатки спрямляющего аппарата из полимерных композиционных материалов. Вестник ПНИПУ. Механика. 2016. ;4, с. 114-118.

33. Данилкин С.Ю., Шкуров В.В., Мазикина Т.И., Редькин Д.А., Телешев В.А. Развитие методов исследования колебаний лопаток рабочих колес турбомашин при стендовых испытаниях. Вестник УГАТУ. 2019. Т. 23, № 2 (84). С. 17–25

34. Дейч М.Е., Самойлович Г.С. Основы аэродинамики осевых турбомашин. М.: Машгиз, 1959. 428с.

35. Дихановський, В.М. Аеродинаміка незакріплених тіл. К.: НАОУ, 2009. – 201с.

36. Дорошенко К.В., Хижняк М.В., Терещенко Ю.М. Вплив густоти решітки на аеродинамічну навантаженість робочого колеса осевого вентилятора. Авіаційно-космічна техніка і технологія, 2020, №4(164), с. 38-43

37. Дроздов С.М. Метод определения натуральных аэродинамических характеристик летательного аппарата с решетчатыми крыльями по результатам испытаний его модели в аэродинамических трубах. Ученые записки ЦАГИ. Том XXXIII/ 2002, №3-4, С. 18-29

38. Заблоцкий И.Е., Заславский А.Г., Шипов Р.А. Экспериментальное определение собственных форм колебаний лопаточных венцов при флаттере их лопаток. Сб. Лопаточные машины и струйные аппараты. М.: Машиностроение, 1972. № 6. С.122 –130.

39. Закс Н.А. Основы экспериментальной аэродинамики. М.: Оборонгиз, 1953. 352с.



40. Иноземцев А.А. Газотурбинные двигатели. Пермь: Авиадвигатель, 2008. 1204 с.
41. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. М.: Мир, 2000. 688 с.
42. Карелин О.О. Системы автоматического управления авиационных ГТД и энергетических ГТУ: Учебное пособие. Рыбинск: РГАТУ имени П.А. Соловьева, 2013. 68 с.
43. Колесников, К. С. Вибрации в технике. Колебания машин, конструкций и их элементов. – М.: Машиностроение, 1978. – 544 с.
44. Кондратьева Л.Е. Основы метода конечных элементов. Владимир: Изд-во ВГУ, 2007. – 36 с.
45. Коновалова Н. Е. Аэродинамическое качество решетчатых крыльев различной формы по результатам исследований изолированных решетчатых крыльев при  $M = 0.7—4.0$  и  $\alpha = -3—40^\circ$ . Техника воздушного флота, т. LXXVII, № 1, 2003.
46. Коновалова Н. Е., Притуло Т. М. Экспериментальное и расчетное исследование обтекания модели решетчатого крыла сотовой конструкции. ТВФ№4, 2011 с. 25 – 28
47. Коновалова Н.Е. Подъемная сила решетчатых крыльев различного шага и одинаковой площади фронтальной проекции при скорости потока, соответствующей  $M = 0,6 \div 4,0$ . Техника воздушного флота. 1997. №4 (627).С. 1 – 6.
48. Конюхов И.К. Компактные несущие системы дозвуковых малоразмерных беспилотных и дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов. Труды МАИ. Выпуск № 92, 38 стр.
49. Корнеев В. Теория газотурбинных двигателей. Ульяновск: УВАУ ГА(и), 2011. 84 с.
50. Корниенко А.Н., Жадкевич А.М. Разработка и применение паяных решетчатых и сотовых конструкций в авиационной технике (Ретроспективный обзор). Автоматическая сварка. 2005, №12, С.18-25

51. Коротыгин А.А., Багров С.В., Пятунин К.Р., Шишкин В.Н., Шмотин Ю.Н., Уваров Л.Б. Повышение нагруженности компрессоров за счет использования системы активного управления обтеканием лопаток направляющих аппаратов. Вестник РГАТА. 2012. № 2(23). С. 11–16.

52. Котов В.В., Кузнецов А.А., Сергиенко Р.А. Система прочностного анализа ARMFEM металлоконструкций в КОМПАС-3D. Инновационные технологии в науке и образовании (ИТНО-2017). Материалы V Международной научно-практической конференции. 2017

53. Кривошеев И. А., Чечулин А. Ю., Хохлова Ю. А. Выбор модели турбулентности при расчете потерь давления в проточной части ГТД с использованием программного комплекса Ansys CFX. Вестник УГАТУ. 2011. Т.15. №2(42). С. 68–73.

54. Кузменко М. Создание двигателя пятого поколения – задача, технически более сложная, чем разработка нового самолета / Интерфакс – Агентство военных новостей. 2007. URL: <http://www.militarynews.ru/excl.asp?ex=21>

55. Ластівка І.О., Дорошенко К.В. Чисельний розрахунок потоку в решітці аеродинамічних профілів з газодинамічним управлінням обтіканням. Вісник Національного університету «ХП». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. 2011. №43. С.137–141.

56. Липанов А.М., Кисаров Ю.Ф., Ключников И.Г. Численный эксперимент в классической гидромеханике турбулентных потоков Екатеринбург: УрО РАН, 2001. 163с.

57. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1973. 848 с.

58. Магомедов А., Алехин А. Интегрированный конечно-элементный анализ в КОМПАС-3D. CAD/CAM/CAE Observer. 2010. №8 (60), с.1-4.

59. Мартыненко В.Г., Гриценко Н.И. анализ статической и динамической прочности осевого вентилятора с учетом аэродинамических

свойств потока и неоднородности температурного поля. Проблемы машиностроения, 2015, Т. 18, № 4/1, с.44-52.

60. Мелашич С. В. Расчет напряженно-деформированного состояния лопатки компрессорного венца с использованием платформы численного моделирования OPENFOAM. Техн. механика. – 2017. – № 2. С.51-60

61. Митрофанов А.А. Повышение эффективности осевых компрессоров путем управления обтеканием лопаток. Вестник МАИ. 2011. Т.18. №2. С. 72–82.

62. Михалкин А.А. Рабочие лопатки вентилятора перспективных ТРДД. Авиационно-космическая техника и технология, 2013, № 9 (106) с. 97-100

63. Начало испытаний авиадвигателя ПД-14 стало событием 2015 года. 10 фактов о двигателях <https://aviation21.ru/nachalo-ispytaniij-aviadvigatelya-pd-14-stalo-sobytiem-2015-goda-10-faktov-o-dvigatelyax/>

64. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей, часть. М.: Изд.ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2005. 366 с.

65. Нурымбетов А.У., Дудченко А.А. Современное состояние вопроса анализа собственных частот и форм колебаний конструкции из композиционных материалов. Строительная механика инженерных конструкций и сооружений. 2018, №14 (4) , с. 323-336.

66. Пегов В. И., Мошкин И. Ю. Расчет гидродинамических характеристик сотовых решетчатых крыльев. Челябинск: Миасс. 2018. 47с.

67. Писаренко Г.С., Ольштейн А.Е. Проблемы аэроупругости лопаток турбомашин. Проблемы прочности. 1974. № 8. С.3–8.

68. Плахотин А.А., Анисимов И.В., Майборода Р.С. Моделирование и расчет на прочность конструкции в программной среде КОМПАС 3Д. Информатика: проблемы, методологии, технологии. Сборник материалов XVIII международной научно-методической конференции: в 7 томах. Под редакцией Н. А. Тюкачева. 2018.

69. Попов Н. А., Красюк А. М., Русский Е. Ю., Лугин И. В. Обоснование параметров и оценка прочности основных конструктивных узлов осевого тоннельного вентилятора. Физико-технические проблемы разработки полезных ископаемых. 2015, № 6, 80-92.

70. Приворотская С.Г. Факторы конкурентоспособности на международном рынке авиастроения. Transport business, с.112-114

71. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонины. М.: ЦИАМ, 2010. 680 с.

72. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под редакцией Скибина В.А., Солонины В.И. М.: ЦИАМ, 2004 г. –422с.

73. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий. <http://engine.aviaport.ru/issues/86/pics/pg02.pdf>

74. Ремизов А.Е. Выбор и согласование проектных параметров трехвальных ТРДД на основании обобщения параметров двигателей Роллс-Ройс и ЗМКБ «Прогресс». Рыбинск: РГАТУ, 2012. 72 с.

75. Ремизов А.Е., Пономарев В.А. Формирование облика проточной части базового ТРДД семейства на ранней стадии проектирования: Учебное пособие. Рыбинск: РГАТУ, 2008. 160с.

76. Ремизов А.Е., Шмотин Ю.Н., Карелин О.О. Применение композитов в конструкции ГТД. Рыбинск: РГАТУ, 2015. 78 с. 44

77. Репецкий О.В., Рыжиков И.Н., Кюннорн А., Бейров Б. Исследование чувствительности колебаний лопаток турбомашин как средство управления расстройкой. Baikal letter daad. 2017, №1, с. 10-22.

78. Решетчатые крылья. Под ред. С. М. Белоцерковского. М.: Машиностроение, 1985.

79. Розин Л.А. Метод конечных элементов в применении к упругим системам. Монография. М.: Стройиздат, 1977. - 128 с.

80. Самарский А. А., Михайлов А. П. Математическое

моделирование: Идеи. Методы. Примеры. М.: Наука, Физматлит, 1997, 320 с.

81. Самарский А.А. Введение в численные методы. М.: Наука, 1988. 272с.

82. Самарский А.А., Николаев Е.С. Методы решения сеточных уравнений. М.: Наука, 1978. 590 с.

83. Самойлович Г. С. Возбуждение колебаний лопаток турбомашин. М.: Машиностроение, 1975. 288 с.

84. Самойлович Г.С. Возбуждение колебаний лопаток турбомашин. М.: Машиностроение, 1975. 288с.

85. Свечников В. С., Кириллов А. Б. Аэродинамические характеристики компрессорных решеток, Москва, ЦАГИ, 1957, 54с.

86. Свечников, В. С., Кириллов А. Б. Аэродинамические характеристики ступени осевого компрессора. М.: ЦАГИ, 1958. – 94с. 64

87. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. М.: Мир, 1979. - 392 с.

88. Секистов В.А. Конструкция авиационных двигателей. К.: КВВАИУ, 1970. – 634с.

89. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 1969. 545с.

90. Сосунов В.А., Литвинов Ю.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.

91. Терещенко Ю. М. Аэродинамика компрессорных решеток. М. : Машиностроение, 1979. 130с.

92. Терещенко Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. М.: Машиностроение, 1987. 168с.

93. Терещенко Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров, Москва, Машиностроение, 1987, 168с.

94. Терещенко Ю. М., Дорошенко Е. В., Аболхассан заде Д. Исследование влияния соотношения хорд профилей на аэродинамические

характеристики двухрядной компрессорной решетки. Восточно–Европейский журнал передовых технологий. 2015. Т. 5, № 8 (77). С. 9–13. doi: [10.15587/1729–4061.2015.50535](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2015.50535)

95. Терещенко Ю. М., Дорошенко Е. В., Техрани А. Моделювання течії в решітці аеродинамічних профілів. Наукоємні технології. 2014. № 3 (23). С. 348–351.

96. Терещенко Ю. М., Дорошенко Е.В., Аболлхассан заде Дж. Исследование влияния соотношения хорд профилей на аэродинамические характеристики двухрядной компрессорной решетки. Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2015. №5/8 (77). С. 9–13

97. Терещенко Ю. М., Дорошенко Е.В., Аболхассан заде Дж. Моделирование течения в двухрядных лопаточных венцах. Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Серія: Механіко–технологічні системи та комплекси. 2015. №22. С. 75–77.

98. Терещенко Ю. М., Дорошенко Е.В., Терещенко Ю.Ю., Терещенко Ю.М. Дослідження впливу кільцевого вдуву на газодинамічну стійкість ступеня осевого компресора. Вісник інженерної академії України. 2017. №2 С. 110–115.

99. Терещенко Ю. М., Дорошенко К.В. Моделювання течії із газодинамічним впливом на аеродинамічні сліди у елементах статора ГТД. XVII Міжнародна науково–технічна конференція АС ПП Промислова гідроліка і пневматика. М. Харків 19–21 жовтня 2016р с.

100. Терещенко Ю. М., Дорошенко К.В., Ластивка И.А., Кудзиновская И.П., Терещенко Ю.М. Газодинамическое воздействие кольцевого вдува на течение в ступени осевого компрессора. Авиационно–космическая техника и технология. 2017. №7 (142). С. 24–30.

101. Терещенко Ю. М., Кулик Н.С., Ластивка И.А. Аэродинамические следы в компрессорах газотурбинных двигателей: монография; под ред. Ю.М. Терещенко. К.: НАУ, 2013. 233с.

102. Терещенко Ю. М., Ластивка И.А., Дорошенко Е.В., Волянская Л.Г., Терещенко Ю.М. Влияние числа Маха на уровень неравномерности потока за решетками с газодинамическим управлением обтеканием лопаток. Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2012. №5/7 (59). С. 46–48.

103. Терещенко Ю. М., Ластівка І.О., Дорошенко К.В. Моделювання течії в елементах статора ГТД із газодинамічним впливом на аеродинамічні сліди. Вісник НТУ «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. 2012. №26. С. 104–109.

104. Терещенко Ю. М., Митрахович М.М. Аэродинамика компрессоров с управлением отрывом потока. К.: Институт математики НАН Украины, 1996. – 350с.

105. Терещенко Ю. М., Мітрахович М.М. Авіаційні газотурбінні двигуни. – Київ: КВІЦ, 2001. – 312с.

106. Тихонов Н.Т., Мусаткин Н.Ф., Матвеев В.Н. Теория лопаточных машин авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Самар, гос. аэрокосм. ун-т. 2001. 155 с.

107. Толкачев С.А. Деревянко И.Б. Мировой рынок гражданского авиастроения: конец дуополии. Капиталстраны. 2011.

108. Фиккерт К. Исследование диффузорных решеток с большим отклонением потока. Вопросы ракетной техники. 1953. №1. С.57–67.

109. Фрик П.Г. Турбулентность: модели и подходы. Пермь: Перм. гос. техн. ун-т., 1998. - 108 с.

110. Хижняк М.В., Балалаев А.В. Пасивне управління примежовим шаром на лопатках вентилятора газотурбінного двигуна. XXV - Міжнародний Конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2020, с.53

111. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. М.: Машиностроение, 1971. 610с.

112. Хомінич О.О., Заланка В.В., Зінчинко Д.М., Дослідження впливу параметрів сітки на результати CFD-розрахунку аеродинамічних характеристик літального апарату замкненої аеродинамічної схеми в середовищі ANSYS FLUENT, *Авіаційна-космічна техніка та технологія* № 2 (129), 2016, с. 13-22.

113. Хориков А. А. Исследование вибрационного состояния широкохордных рабочих лопаток перспективных вентиляторов. Современные методы обеспечения прочностной надежности деталей авиационных двигателей. М.: ТОРУСС ПРЕСС, 2010. С. 234–254.

114. Хориков А. А. Исследование механизмов возникновения и развития аэроупругих процессов в газотурбинных двигателях на основе новых технологий обработки и анализа динамических сигналов. Международная научно-техническая конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Сборник тезисов. Часть 1. Самара: СГАУ, 2009. С. 124–125.

115. Хориков А. А. Исследование механизмов возникновения и развития классического флаттера компрессорных лопаток с применением современных методов обработки динамических процес сов. Вестник двигателестроения. ХАИ. 2013. № 3. С. 136–141.

116. Хориков А. А., Данилкин С. Ю., Мазикина Т. И. Ранняя диагностика вибрационного состояния многоступенчатых осевых компрессоров авиационных двигателей на предпомпажных режимах при стендовых испытаниях . Вестник СГАУ. 2015. Т. 14, № 3. Ч. 1. С. 148–159.

117. Цанев С.В. Газотурбинные и парогазовые установки тепловых электростанций. М.: МЭИ, 2009. 584с.

118. Цимбалюк В.А. Флаттерная устойчивость двухрядной компрессорной решетки профилей. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2007. № 8 (44). С. 51–55.

119. Чельцов Б. Ответы угрозам будущего // *Воздушно-космическая оборона*. 2007. № 3 (34). С.13-18.



120. Чернышев С. Л., Зиченков М.Ч., Замула Г.Н., Сарский Ю.А. Форсайт развития авиационной науки и технологии до 2030 года и на дальнейшую перспективу. *Техника воздушного флота*. 2013. №3. С.41–43.
121. Чжен П. Отрывные течения: в 3 т. М.: Мир, 1972–1973 г. 299 с. (т.1.). 280 с. (т. 2). 333 с. (т. 3).
122. Чжен П. Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.
123. Численные методы в динамике гидкостей. Под ред. Г. Вирц, Ж. Смолдерн. М.: Мир, 1981. 407 с.
124. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.
125. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений. М.: Книжный дом «Либроком», 2009. 273с.
126. Юнаков Л.П. Основы теории авиационных газотурбинных двигателей. Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2013. 90 с.
127. Aghaei-togh R., Tousi A.M., Tourani A., Comparison of turbulence methods in CFD analysis of compressible flows in radial turbomachines, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2008, p. 657-665.
128. Alm–Eldien A. M., Gawad A. F. A., Hafaz G., Abd El Kreim M. G. Performance evaluation of the tandem C4 blades for axial–flow compressors. *American Journal of Aerospace Engineering*. 2015. V.2 N. 1 P. 74–92. doi: 10.11648/j.ajae.s.20150201.17
129. Andrei I. C., Numerical Study of Transonic Axial Flow Rotating Cascade Aerodynamics – Part 1: 2D Case, *INCAS BULLETIN* 6(2), p. 3-13.
130. Astanin V., Shevchenko O., Balalaeiv A., Bondar N. Influence of production technology of fiberglass on the strength characteristics. The Eighth World Congress “Aviation in the XXI-st century”, 2018, Kyiv, p. 1.3.9-1.3.13
131. Astanin V.V., Olefir G.O., Balalaeiv A.V. Experimental complex for material impact strength researches. *Journal of KONES. Powertrain and Transport*. Warsaw: European Science Society of Powertrain and Transport Publication. 2008. V.15, № 1. – с. 17-28.

132. Astanin V.V., Olefir G.O., Balalaiev A.V. Experimental complex for material impact strength researches. Programy MES we wspomaganiu analizy, projektowania i wytwarzania. Kazimierz Dolny. 2007. p. 13-14.

133. Astanin, V.V., Borodachov, M.M., Bogdan, S.Y., Balalaev, A.V., Bernal, F.P.F. Limit State of a Composite Three-Layered Cylindrical Shell under Internal Pressure, *Strength of Materials*, 2015, 47(4), p. 544–552 (SCOPUS)

134. Balalaiev A., Doroshenko K.V. Test problem of the flow modeling in axial compressor stage. The Ninth World Congress “Aviation in the XXI-st century”, 2020, Kyiv, p. 1.3.9-1.3.13

135. Balalaiev A. V. Application of composites in elements of fans and compressors of aircraft engines. The 12th International scientific and practical conference “Topical issues of the development of modern science”, July 29-31, 2020, Publishing House “ACCENT”, Sofia, Bulgaria. 2020. p. 25-28

136. Balalaiev A.V. Flow simulation in an elementary tandem vane row of compressor. Annali d'Italia. - 2020. - №10 – P.51-54

137. Bammert K., Staude R. Optimization for rotor blades of tandem design for axial flow compressors. *Journal of Engineering for power*. 1980. Vol.103. P.369–375.

138. Brunet V., Croner E., Minot A., Laborderie J., Lippinois E., Richard S., Boussuge J.-F., Dombard J., Duchaine F., Gicquel L., Poinot T., Puigt G., Staffelbach G., Segui L., Vermorel O., Villedieu N., Cagnone J.-S., Hillewaert K., Rasquin M., Lartigue G., Moureau V., Couaillier V., Martin E., Llave Plata M., Le Gouez J.-M., Comparison of Various CFD Codes for LES Simulations of Turbomachinery: From Inviscid Vortex Convection to Multi-Stage Compressor, ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2018, GT2018-75523, V02CT42A013; 16 pages.

139. Chen N. *Aerothermodynamics of turbomachinery: analysis and design* Singapore: John Wiley & Sons Pte Ltd, 2010. 461 p.

140. Chengde H., Wen L., Guowei Y. Numerical studies of static aeroelastic effects on grid fin aerodynamic performances. Chinese Journal of Aeronautics, Volume 30, Issue 4, August 2017, p. 1300-1314

141. Doroshenko E., Tereshchenko Y., Lastivka I., Tereshchenko Y. Calculation of sound power level of tandem axial fan. EasternEuropean Journal of Enterprise Technologies. 2017. V. 6. N. 5–90. P. 8–12. doi: 10.15587/1729–4061.2017.114038.

142. Eckel J., Heinrich A., Janke C., Ortmanns J. Peitsch D. 3D Numerical and Experimental Investigation of High Turning Compressor Tandem Cascades, Conference: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016, At Braunschweig, 2014, 12 p.

143. Eshraghi H. A., Boroomand M., Tousi A. M. Developed Methodology in Design of Highly Loaded Tandem Axial Flow Compressor Stage. Journal of Applied Fluid Mechanics. 2016. V. 9 N. 1. P. 83–94. doi: 10.18869/acadpub.jafm.68.224.23948

144. First of Powerful New Jet Engines Completed, [Aircraft Engineering and Aerospace Technology](#), 1992, Vol. 64 No. 9, pp. 11-13.

145. Galerkin Y. B., Voinov I. B., Drozdov A. A., Comparison of CFD-calculations of centrifugal compressor stages by NUMECA Fine Turbo and ANSYS CFX programs, 10th International Conference on Compressors and their Systems, 2017, 11 pages.

146. GE90 Aircraft Engines. <https://www.ge.com/in/aviation/GE90-commercial-aircraft-engines>

147. Huenecke, K. Jet engine. 6<sup>th</sup> impression. Shrewsbury, England.: Airline Publishing Ltd, 2003. 242p.

148. Jinhuan Zhang, Zhenggui Zhou, Wenqiang Wei, Yuzhen Deng Aerodynamic design of an ultra-low rotating speed geared fan, Aerospace Science and Technology, Volume 63, April 2017, P. 73-81

149. Masi M., Lazzaretto A. Preliminary Investigation on the Effect of the Modification of the Sweep Angle at the Blade Tip of Forward Swept Axial Fans,

ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA, Paper No: GT2017-63795, V001T09A004; 9 pages. <https://doi.org/10.1115/GT2017-63795>

150. Masi M., Lazzaretto A., Castegnaro S. Effectiveness of Blade Forward Sweep in a Small Industrial Tube-axial Fan, FAN 2018 Darmstadt (Germany), 18 – 20 April 2018, 12 p.

151. Menter, F. R. Two–equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA J. 1994. Vol. 33, Issue 8. P. 1598–1605. doi:10.3514/3.13149.

152. Pan Ruochi, Zhaoyun Song, Bo Liu Optimization Design and Analysis of Supersonic Tandem Rotor Blades. Energies. 2020. V. 13, 3228. P. 129–143. doi:10.3390/en13123228

153. Patel A. B., Viswanath K. , Nath D. D. Effect of Axial Sweep and Tip Extension on Performance of an Axial Fan, ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition November 11–17, 2016, Phoenix, Arizona, USA, Paper No: IMECE2016-65967, V001T03A059; 13 pages. <https://doi.org/10.1115/IMECE2016-65967>

154. Piovesan T., Magrini A., Benini E. Accurate 2-D Modelling of Transonic Compressor Cascade Aerodynamics, Aerospace, 2019, 19 p.

155. Rolls-Royce <https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2020/11-02-2020-intelligentengine-rr-starts-manufacture-of-world-largest-fan-blades.aspx>

156. Safran aircraft engines <https://www.safran-aircraft-engines.com/commercial-engines/single-aisle-commercial-jets/leap/leap-1b>

157. Schluer C., Bohle M., Cagna M., Numerical Investigation of the Secondary Flows and Losses in a High-Turning Tandem Compressor Cascade, Conference: European Turbomachinery Conference, At Graz, Austria, V.8, 2009, 10p.

158. Schneider T., Kožulović D. Flow Characteristics of Axial Compressor Tandem Cascades at Large Off-Design Incidence Angles . ASME Turbo Expo

2013: Turbine Technical Conference and Exposition. 2013. V. 6A. GT2013-94708. 13 p.

159. Tao Yuan Analysis of Flow Characteristic of Transonic Tandem Rotor Airfoil and Its Optimization / Yuan Tao, Yifei Wu , Xianjun Yu, Baojie Liu //Applied Science. 2020. 10. 13 pages. doi:10.3390/app10165569

160. Tereshchenko Y. M., Doroshenko E. V., Tehrani A., Abolhassanzade J. Aerodynamic Factors of Influence on the Resonance Vibration of Gas Turbine Compressor Blades. Strength of Materials. 2015. V. 47. N. 5. P. 711–718. doi:10.1007/s11223–015–9708–1

161. Tereshchenko Y., Doroshenko E., Lastivka I., Tereshchenko Y. Numerical study of flow in the stage of an axial compressor with different topology of computational grid. EasternEuropean Journal of Enterprise Technologies. 2017. V. 3. – N. 7–87. P. 28–33. doi: 10.15587/1729–4061.2017.101315.

162. Tripathi M., Sucheendran M. M., Misra A. Experimental analysis of cell pattern on grid fin aerodynamics in subsonic flow. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, <https://doi.org/10.1177/0954410019872349>

163. Weiwei Cuia, Xiaorong Xianga, Qingjun Zhaoab, Jianzhong Xua The effect of sweep on flowfields of a highly loaded transonic rotor, Aerospace Science and Technology, Volume 58, November 2016, Pages 71-81. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.08.002>

164. Wise J. Introducing the Airplane of the Future // Popular Mechanics. 2006. №8.

165. Yin S., Jin D., Gui X., Zhu F. Application and comparison of SST model in numerical simulation of the axial compressors. Journal of Thermal Science. 2010. V.19. №4. P. 300–309. doi:10.1007/s11630–010–0387–8

166. Yujing Wu, Diangui Huang Optimization design of axial fan blade, Journal of the Chinese Institute of Engineers, Volume 42, 2019 - Issue 6. <https://doi.org/10.1080/02533839.2019.1611478>

167. Zhang Longxin A combination application of tandem blade and endwall boundary layer suction in a highly loaded aspirated compressor outlet vane / Longxin Zhang and Songtao Wang // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy 2018. V. 232, 1. P. 129–143

168. Zhaoyun S., Liu B., Xiaochen M., Xiaofeng L. Optimization of Tandem Blade Based on Improved Particle Swarm Algorithm. ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. 2016. V. 2C. GT2016-56901. 12 p.

**ДОДАТОК А****СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ****Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації**

1. Astanin, V.V., Borodachov, M.M., Bogdan, S.Y., Balalaev, A.V., Bernal, F.P.F. Limit State of a Composite Three-Layered Cylindrical Shell under Internal Pressure, *Strength of Materials*, 2015, 47(4), p. 544–552 (SCOPUS)

2. Балалаєв А. В., Дорошенко К. В. Чисельне дослідження власних коливань дворядної робочої лопатки ступеня осьового компресора. *Проблеми тертя та зношування*, 2020, 3 (88) с.109-116.

3. Балалаєв А. В., Дорошенко К. В., Терещенко Ю.М. Моделювання власних коливань дворядної робочої лопатки вентилятора. *Проблеми тертя та зношування*, 2020, 4 (88) с.75-82

4. Balalaiev A. Flow simulation in an elementary tandem vane row of compressor. *Annali d'Italia*. 2020. №10-1. P.51–54 (закордонний журнал)

5. Балалаєв А.В., Дорошенко К.В., Терещенко Ю.М. Оцінка впливу кута стрілоподібності лопаток на аеродинамічну навантаженість вентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна. *German International Journal of Modern Science* №3, 2020, с.38-41 (закордонний журнал)

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

6. Astanin V., Shevchenko O., Balalaiev A., Bondar N. Influence of production technology of fiberglass on the strength characteristics. *The Eighth World Congress “Aviation in the XXI-st century”*, 2018, Kyiv, p. 1.3.9-1.3.13

7. Balalaiev A. V. Application of composites in elements of fans and compressors of aircraft engines. *The 12th International scientific and practical conference “Topical issues of the development of modern science”*, July 29-31, 2020, Publishing House “ACCENT”, Sofia, Bulgaria. 2020. p. 25-28

8. Balalaiev A., Doroshenko K.V. Test problem of the flow modeling in axial compressor stage. The Ninth World Congress “Aviation in the XXI-st century”, 2020, Kyiv, p. 1.3.9-1.3.13

9. Хижняк М.В., Балалаєв А.В. Пасивне управління примежовим шаром на лопатках вентилятора газотурбінного двигуна. XXV - Міжнародний Конгрес двигунобудівників: Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2020, с.53

10. Балалаєв А. В. Вплив кута стріловидності на аеродинамічну навантаженість вентилятора газотурбінного двигуна. Інноваційні технології: матеріали наук.-техн. конф. студентів, аспірантів, докторантів та молодих учених ІНТЛ НАУ (м. Київ, 25-26 листоп. 2020 р.). Київ, 2020. с.68-69

11. Балалаєв А.В., Дорошенко К.В. Ефект стріловидності лопаток в дозвукових компресорах і вентиляторах газотурбінних двигунів. XXI Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика, м. Київ, Україна, 2020р., с. 21-22.

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

12. Astanin V.V., Olefir G.O., Balalaiev A.V. Experimental complex for material impact strength researches. Journal of KONES. Powertrain and Transport. Warsaw: European Science Society of Powertrain and Transport Publication. 2008. V.15, № 1. с. 17-28. (закордонний журнал)

13. Astanin V.V., Olefir G.O., Balalaiev A.V. Experimental complex for material impact strength researches. Programy MES we wspomaganiu analizy, projektowania i wytwarzania. Kazimierz Dolny. 2007. p. 13-14.