

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет

Дорошенко Катерина Вікторівна

УДК 629.735.036

**ГАЗОДИНАМІЧНЕ УПРАВЛІННЯ ТЕЧІЄЮ В КОМПРЕСОРАХ
ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ**

05.05.03 - двигуни та енергетичні установки

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ 2018

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Національному авіаційному університеті на кафедрі авіаційних двигунів.

Науковий консультант: доктор технічних наук, професор
Терещенко Юрій Матвійович,
Національний авіаційний університет,
професор кафедри авіаційних двигунів

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Бойко Людмила Георгіївна,
Національний аерокосмічний університет
ім. М.С. Жуковського «Харківський авіаційний
інститут», завідувач кафедри теорії авіаційних
двигунів

доктор технічних наук, професор
Черноусенко Ольга Юріївна,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені
Ігоря Сікорського», завідувач кафедри теплоенерге-
тичних установок теплових та атомних
електростанцій

доктор технічних наук, старший науковий
співробітник
Дихановський Віктор Миколайович,
Центральний науково-дослідний інститут озброєння
та військової техніки Збройних Сил України,
головний науковий співробітник.

Захист дисертації відбудеться 11 жовтня 2018 року о 15⁰⁰ годині в аудиторії 9.209 на засіданні спеціалізованої вченої ради Д26.062.05 в Національному авіаційному університеті за адресою: 03058, м. Київ, проспект Космонавта Комарова, 1.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058, м. Київ, просп. Космонавта Комарова, 1.

Автореферат розісланий 27 серпня 2018 р.

Вчений секретар спеціалізованої
вченої ради Д26.062.05



І.О. Ластівка

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Ефективність і економічність енергетичних газотурбінних установок та авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) значною мірою залежить від параметрів та характеристик осьових компресорів.

На даний час у практиці енергетичного машинобудування та авіадвигунобудування застосовують різні методи, направлені на вдосконалення параметрів і характеристик компресорів газотурбінних двигунів. Метою цих методів є покращення аеродинамічних і акустичних характеристик компресорів та забезпечення газодинамічної стійкості компресорів у всьому діапазоні експлуатаційних режимів і різних зовнішніх діях, обумовлених умовами польоту літального апарату. Практика експлуатації газотурбінних двигунів показала недостатню ефективність існуючих методів забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності осьових багатоступеневих компресорів на нерозрахункових та екстремальних режимах роботи авіаційних ГТД.

На нерозрахункових режимах роботи ГТД течія в лопаткових вінцях ступенів осьового компресора відрізняється від розрахункової, що обумовлює зниження ККД та напірності компресора у цілому, а також викликає нестійку роботу компресора та газотурбінного двигуна.

Діапазон режимів стійкої роботи компресорів ГТД у всьому діапазоні експлуатаційних режимів обмежений границею зриву (або границею помпажа), положення якої визначається зривом потоку на перших ступенях компресора, та границею запирання течії в компресорі, коли критичні режими течії в міжлопаткових каналах виникають в останніх ступенях.

З метою забезпечення стійкої та ефективної роботи багатоступеневих осьових компресорів у сучасних газотурбінних двигунах використовується механічне та газодинамічне управління течією у вигляді перепускання повітря з середніх ступенів компресора, активного та пасивного управління пограничним шаром у лопаткових апаратах. Газодинамічне управління течією приводить до покращення характеристик компресора, усунення зривних режимів у перших ступенях та критичних режимів течії в останніх ступенях осьового компресора, але одночасно відбувається розрив витратної характеристики осьового компресора, що не дозволяє застосовувати відомі методики розрахунку параметрів та характеристик газотурбінних двигунів на їх нерозрахункових режимах роботи.

Дисертаційна робота присвячена створенню науково-методичного апарату для вирішення актуальної науково-прикладної проблеми забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності компресорів газотурбінних двигунів шляхом газодинамічного управління течією в компресорі. Тема дисертації 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 та відповідальний ви-

конавець: НДР №703-Х10 «Дослідження методів впливу на течію в лопаткових вінцях компресорів ГТД для забезпечення удосконалення їх параметрів та характеристик» (2010-2011) – співвиконавець; НДР №733-ДБ11 «Вдосконалення газодинамічної стійкості багаторежимних газотурбінних двигунів» (2011-2012рр.) – співвиконавець; НДР №962 – Х14 «Методологія вирішення задач аналізу та синтезу методів вдосконалення внутрішньої аеродинаміки компресорів та вентиляторів авіаційних газотурбінних двигунів» (2014 р.) – співвиконавець; НДР №944 – ДБ14 «Методологія управління вторинними течіями в ГТД» (2014-2016 рр.) – співвиконавець; держбюджетна (кафедральна) НДР № 7/07.01.03 «Вдосконалення параметрів та характеристик авіаційних ГТД шляхом вдосконалення термогазодинамічних процесів в елементах газотурбінних двигунів» – відповідальний виконавець (2016-2017 рр.); НДР № 14/07.01.03 «Дослідження параметрів та характеристик силових установок перспективних безпілотних літальних апаратів» (2017-2018 рр.) - відповідальний виконавець.

Дана робота є складовою частиною досліджень, що проводяться в Національному авіаційному університеті і спрямовані на забезпечення покращення параметрів та характеристик, підвищення газодинамічної стійкості 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 створення науково-методичного апарату для вирішення актуальної науково-прикладної проблеми забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності компресорів газотурбінних двигунів шляхом газодинамічного управління течією в компресорі на підставі результатів виконаних теоретичних та розрахунково-експериментальних досліджень.

Для досягнення поставленої мети в дисертації вирішувалися такі наукові задачі:

1. Аналіз моделей і методів вирішення задач дослідження течії в лопаткових вінцях компресорів з газодинамічним управлінням течією, та обґрунтування вибору моделі турбулентної в'язкості і топології розрахункової сітки.

2. Дослідження впливу газодинамічного управління течією на параметри та характеристики ступенів осьового компресора на основі математичного моделювання течії в елементах осьового компресора.

3. Розробка рекомендацій щодо вибору параметрів газодинамічного управління течією кільцевим вдювом в осьовому компресорі на підставі узагальнених результатів досліджень параметрів течії та характеристик ступенів осьового компресора із застосування чисельного моделювання.

4. Дослідження впливу комплексного газодинамічного управління течією на параметри та характеристики ступенів осьового компресора.

5. Оцінка впливу газодинамічного управління течією на аероакустичні характеристики ступенів осьового компресора.

6. Дослідження критичних режимів течії в осьовому компресорі та створення методики визначення границі газодинамічної стійкості багатоступеневого осьового компресора з газодинамічним управлінням течією із застосуванням узагальнених характеристик режимів запирання течії в міжлопаткових каналах ступенів осьового компресора.

7. Розробка методики визначення параметрів та характеристик газотурбінного двигуна з газодинамічним управлінням течією в багатоступеновому осьовому компресорі ГТД з урахуванням фактору розриву витратної характеристики осьового компресора.

Об'єктом дослідження є робочий процес компресора газотурбінного двигуна.

Предметом дослідження є газодинамічний вплив на течію в елементах осьового багатоступеневого компресора.

Методи дослідження. У роботі використовуються сучасні теоретичні та експериментальні методи дослідження. Теоретична частина роботи формулює основні задачі, шляхи їх вирішення та ґрунтується на теорії пограничного шару, турбулентних струменів і слідів. Експериментальна частина роботи ґрунтується на використанні методів чисельного експерименту.

Результати чисельних розрахункових досліджень порівнювались з результатами натурних фізичних експериментів, виконаних у Державному науково-дослідному інституті авіації, а також з результатами натурних досліджень, виконаних у ЦАГІ.

Наукова новизна

1. Створено науково-методичний апарат для вирішення науково-прикладної проблеми забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності компресорів газотурбінних двигунів шляхом газодинамічного управління течією в компресорі.

2. Отримала подальший розвиток теорія газотурбінних двигунів у напрямку розрахунку параметрів осьових компресорів газотурбінних двигунів з газодинамічним управлінням течією з урахуванням фактору розриву витратної характеристики осьового компресора.

3. Вперше отримано узагальнені характеристики режимів запирання течії в міжлопаткових каналах ступенів осьових компресорів, у тому числі з газодинамічним впливом на течію, та розроблено методику визначення границі газодинамічної стійкості багатоступеневого осьового компресора з газодинамічним управлінням течією із застосуванням узагальнених характеристик режимів запирання течії в міжлопаткових каналах останніх ступенів осьового компресора.

4. Розроблено рекомендації щодо вибору параметрів газодинамічного управління течією кільцевим вдувом в осьовому компресорі на підставі узагальнених результатів досліджень течії та характеристик ступенів осьового компресора.

5. Вперше отримано дані щодо ефективності і економічності впливу комплексного газодинамічного управління течією на параметри та характеристики ступенів осьового компресора на підставі узагальнення результатів розрахунково-експериментальних досліджень течії в ступенях осьового компресора.

6. Отримано результати щодо впливу газодинамічного управління течією на аероакустичні характеристики ступеня осьового компресора та запропоновано тривимірні аероакустичні характеристики ступенів осьових компресорів, які дають можливість комплексно оцінювати ефективність та економічність газодинамічного управління течією на напірність, рівень втрат і зміну рівня акустичного тиску на різних режимах роботи газотурбінного двигуна.

Практичне значення отриманих результатів полягає в тому, що застосування в практиці створення газотурбінних установок та авіаційних ГТД запропонованого науково-методичного апарату щодо газодинамічного управління течією в компресорах дозволяє з нових позицій вирішувати науково-прикладну проблему забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності компресорів газотурбінних двигунів.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується актом реалізації результатів, одержаних в дисертаційній роботі, в ДП «Івченко – Прогрес», а також актом про впровадження результатів дисертаційної роботи у навчально-виховний процес Національного авіаційного університету.

Особистий внесок здобувача визначається такими положеннями.

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

У наукових працях автора, що опубліковані у співавторстві, здобувачем: проаналізовано загальні тенденції вдосконалення параметрів і характеристик компресорів газотурбінних двигунів, досліджені параметри течії в компресорах газотурбінних двигунів, проаналізовано газодинамічний вплив на аеродинамічні сліди в проточній частині газотурбінного двигуна [1]; проведено моделювання течії в елементах компресора та проаналізовано характер обтікання [1, 3-9, 13, 15, 17-22, 24, 26, 27-29, 31-33, 35-37, 40, 43]; розраховано енергетичний баланс двоконтурного турбореактивного двигуна [2]; проаналізовано вплив турбулізаторів на рівень гідравлічних втрат [3, 8, 13, 27, 32]; проаналізовано вплив газодинамічного управління на течію в міжлопаткових каналах компресора [5]; розглянуто зміни обтікання компресорної решітки при великих дозвукових швидкостях [7]; проаналізовано фактори впливу газодинамічної дії на аеродинамічні сліди за елементами статора [9, 12]; розглянуто вплив числа Маха на рівень нерівномірності потоку при застосуванні газодинамічної дії на течію [10]; досліджено нерівномірність потоку за решітками аеродинамічних профілів з газодинамічним управлінням обтіканням [11]; розраховано параметри триконтурного двигуна [14, 41, 47]; проведено дослідження впливу густоти решітки аеродинамічних профілів на режими запирання течії в міжлопаткових каналах [15, 45]; розроблено методику розрахунку характеристик осьового компресора на зрівних режимах [16]; оціне-

но вплив кута установки аеродинамічних профілів на режими запирання течії в міжлопаткових каналах [17, 46]; досліджено характер обтікання в дворядних лопаткових вінцях [19, 38]; проведено оптимізацію параметрів дворядної решітки [20]; досліджено вплив газодинамічної дії на зниження вібронпружень у робочих лопатках компресора [23, 44]; проаналізовано режим запирання в міжлопаткових каналах дворядного лопаткового вінця [24, 39]; обґрунтовано вибір топології розрахункової сітки для моделювання течії в ступені осьового компресора [28]; теоретично обґрунтовано вибір параметрів вдуву при застосуванні кільцевого вдуву перед робочим колесом [29]; розглянуто газодинамічний вплив у каналі сопла рідинного ракетного двигуна [30, 49, 50]; розглянуто вплив газодинамічної дії кільцевого вдуву на параметри ступеня осьового компресора [31]; досліджено вплив кільцевого вдуву на характеристику ступеня осьового компресора [33]; проаналізовано перспективи створення авіаційних двигунів із турбовентиляторною приставкою [34]; досліджено аероакустичні характеристики вентилятора [37]; досліджено характеристики адаптивного робочого колеса осьового вентилятора ГТД [51]; досліджено характеристики вентилятора [52, 53].

Достовірність отриманих наукових 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.

Апробація результатів дисертації. 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, 2011-2018 рр.); міжкафедральних семінарах Національного авіаційного університету (м. Київ, Україна, 2018 р.); науковому семінарі на Теплоенергетичному факультеті Національного технічного університету «КПІ» ім. Ігоря Сікорського (м. Київ, Україна, 2018 р.); V, VI, VII Всесвітньому конгресі «Aviation in the XXI-st century» (м. Київ, Україна, 2012р., 2014р., 2016р.); Міжнародній науково-технічній конференції Климівські читання-2013: перспективні напрями розвитку авіадвигунобудування. (м. Санкт-Петербург, Росія, 2013р.); XIV Міжнародній науково-технічній конференції АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика (м. Одеса, 2013р.); XVI Міжнародній науково-технічній конференції АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика (м. Суми, Україна, 2015р.); XVII Міжнародній науково-технічній конференції АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика (м. Харків, Україна, 2016р.); XI Міжнародній науково-технічній конференції АВІА 2013 (м. Київ, Україна, 2013р.); XII Міжнародній науково-технічній конференції АВІА 2015 (м. Київ, Україна, 2015р.); XIII Міжнародній науково-технічній конференції АВІА 2017. (м. Київ, Україна, 2017р.); XVII Міжнародній науково-практичній конференції молодих учених і студентів «Політ. Сучасні проблеми науки» (м. Київ, Україна, 2017 р.)

Публікації. Основні результати дисертації представлено у колективній монографії, 1 науковій статті у закордонному журналі, 35 наукових статтях, опублікованих у журналах, що входять до переліку фахових видань України з технічних наук, у тому числі 6 статей у SCOPUS, 3 патентах України на корисну модель, 12 тезах і матеріалах конференцій.

Структура дисертації. Дисертація складається зі вступу, 6 розділів, висновків, списку використаної літератури та 3 додатків. Основний матеріал викладено на 284 сторінках, 125 рисунків, 3 таблиці. Бібліографія містить 343 найменувань робіт на 38 сторінках. Загальний обсяг дисертації складає 364 сторінки.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовані мета і задачі дослідження, охарактеризовані наукова новизна, теоретична й практична цінність отриманих наукових результатів, визначено особистий внесок здобувача в одержані результати досліджень та впровадження результатів роботи.

У першому розділі наведено огляд сучасного стану проблеми вдосконалення внутрішньої аеродинаміки компресорів газотурбінних двигунів.

Вагомий внесок у вирішення проблеми аеродинамічного вдосконалення компресорів газотурбінних двигунів внесли представники світової та української наукових шкіл, зокрема видатні вчені: Хауелл А.Р., Хауторн У.Р., Баммерт К., Кампсті Н., Чжен П., Стечкін Б.С., Ольштейн Л.Е., Федоров Р.М., Єршов В.М., Лойцянский Л.Г., Довжик С.А., Брусилівський І.В., Бекнев В.С., Гнесін В.І., Русанов А.В., Бойко А.В., Бойко Л.Г., Єршов В.Н., Єршов С.В., Степанов Г.Ю., Гіневський А.С., Абрамович Г.Н., Тализіна В.С., Сарен В.Є., Котовський В.М., Дихановський В.М., Герасименко В.П., Угрюмов М.Л., Солодов В.Г., Терещенко Ю.М. та ін. У розділі приведено критичний аналіз результатів теоретичних і експериментальних досліджень у галузі теорії авіаційних газотурбінних двигунів, що віддзеркалюють сучасний стан вирішення задач газової динаміки газотурбінних двигунів. Проаналізовано методи комп'ютерного моделювання процесів у газотурбінних двигунах, фізичного модельного експерименту, натурних досліджень вузлів і систем двигунів. Показано, що основними чинниками, які впливають на газодинамічну стійкість компресора, є: вхідна нерівномірність потоку; перехідні процеси, пов'язані зі зміною режиму роботи двигуна; зміна форми і геометричних розмірів лопаткових вінців, радіального і осьового зазорів; зменшення числа Рейнольдса (Re) при збільшенні висоти польоту і зменшенні швидкості на великих висотах; зміна вологості і температури атмосферного повітря по відношенню до розрахункової; механічні пошкодження компресора, ерозія лопаток; умови бойового вживання авіаційної техніки. На основі аналізу науково-технічної інформації та узагальнення результатів наукових досліджень та реалізації на практиці методів вдосконалення

параметрів та характеристик компресорів газотурбінних двигунів визначена необхідність дослідження нових методів вирішення задач забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності авіаційних газотурбінних двигунів. Аналіз заходів із забезпечення газодинамічної стійкості ГТД показав недостатню ефективність способів регулювання компресорів в екстремальних умовах польоту і широкому діапазоні режимів роботи ГТД, що застосовуються на теперішній час. Аналіз результатів теоретичних та експериментальних досліджень дозволив визначити, що для вирішення проблеми забезпечення газодинамічної стійкості і ефективності авіаційних газотурбінних двигунів не розглянуто питання взаємного впливу режимів зриву потоку та режимів запирання течії в багатоступневих осьових компресорах. Якщо для визначення границі зриву (границі «помпажу») існує багато методів та методик, заснованих на використанні критеріїв граничного аеродинамічного навантаження, граничного ступеня дифузорності потоку, граничного ступеня гальмування потоку та ін. (критерії Лібляйна, Федорова, Трукенбродта та ін.), то границя запирання течії на характеристиках компресорів визначається умовно. Тому одна з актуальних проблем полягає в створенні методик розрахунку взаємного впливу режимів зриву потоку та режимів запирання течії в багатоступневих осьових компресорах. Показано, що використання чисельного експерименту є найбільш ефективним у вирішенні задач аеродинамічного вдосконалення функціональних елементів газотурбінних двигунів. Сформульовано висновки щодо задач дослідження та визначення нових шляхів підвищення ефективності, економічності та газодинамічної стійкості компресорів авіаційних ГТД.

У другому розділі вирішуються задачі вибору та обґрунтування математичних моделей та методів дослідження процесів в осьовому багатоступневому компресорі з газодинамічним впливом на течію. Розглядаються задачі вибору топології розрахункової сітки на підставі аналізу результатів розв'язання тестових задач. Розрахунок турбулентної течії газу виконувався шляхом чисельного розв'язання осереднених рівнянь Нав'є – Стокса.

Під час чисельного моделювання течії використовувалися моделі турбулентної в'язкості SST Ментера і $k-\varepsilon$. Об'єктом дослідження обрано ступінь осьового компресора (рис.1), що складається з вхідного напрямного апарату (ВНА), робочого колеса (РК) і напрямного апарату (НА).

Була проведена серія розрахунків течії в ступенях осьового компресора з використанням моделей турбулентної в'язкості $k-\varepsilon$, SST і трьома варіантами тривимірних неструктурованих розрахункових сіток. Досліджувались моделі з

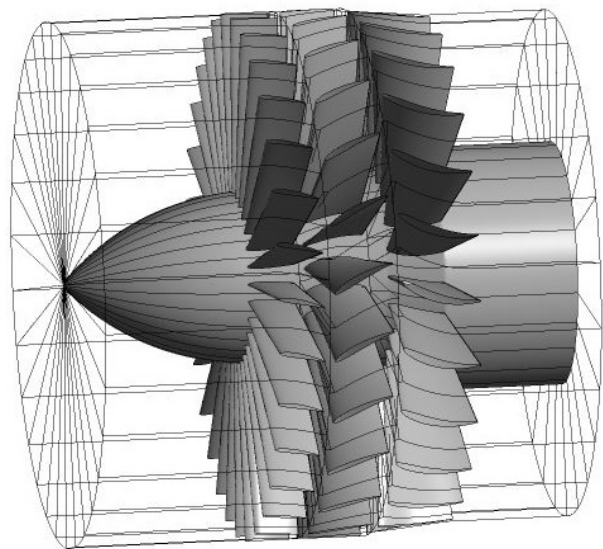


Рис. 1. 3D модель ступеня осьового компресора

грубою розрахунковою сіткою, дрібною розрахунковою сіткою і дрібною адаптивною розрахунковою сіткою (рис. 2). Розрахункова область для грубої сітки складалась зі 162 тис. комірок, для дрібної сітки – 1,7 млн комірок, дрібної адаптивної – 2,013 млн. комірок. За результатами чисельного дослідження визначались значення ступеня підвищення тиску при різних значеннях коефіцієнта швидкості λ . Похибка результатів моделювання за різними типами розрахункової сітки визначалась порівнянням значень ступеня підвищення тиску $\pi_{ст}$, отриманих за результатів фізичного та чисельного експериментів.

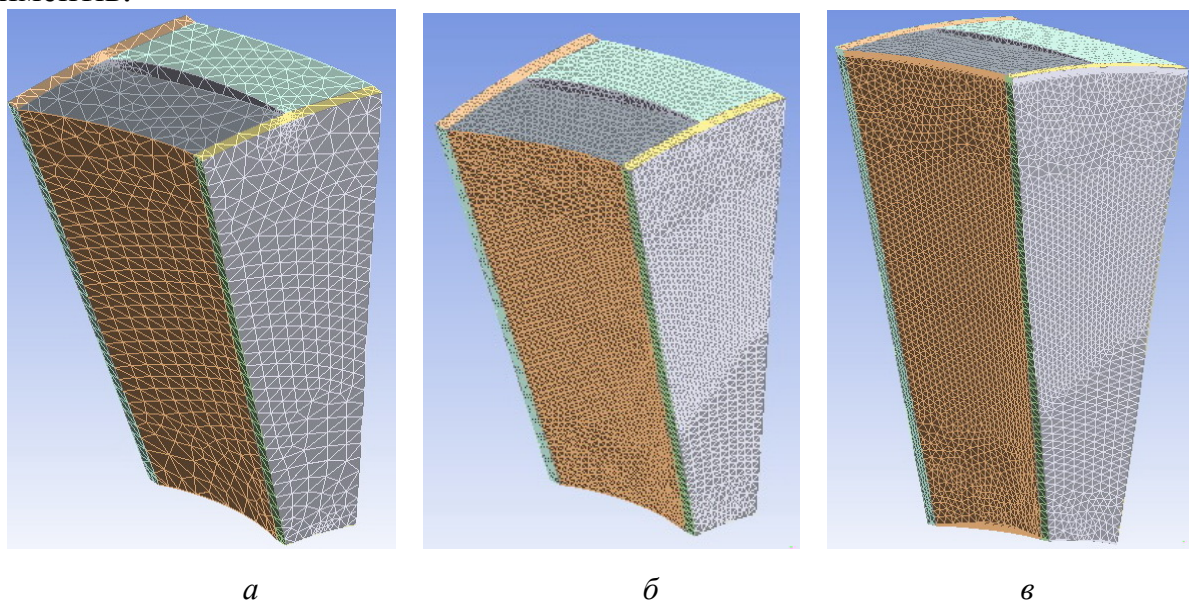


Рис. 2. Варіанти розрахункової сітки для робочого колеса ступеня осьового компресора: *а* – груба розрахункова сітка; *б* – дрібна розрахункова сітка; *в* – дрібна адаптивна розрахункова сітка

Результати чисельного моделювання течії для різних моделей турбулентної в'язкості і варіантів розрахункових сіток порівнювались з даними фізичних досліджень з метою обрання коректних та адекватних розрахункових методів і моделей вирішення задач газодинамічного управління течією в осьовому компресорі. Результати аналізу показали, що модель турбулентної в'язкості SST забезпечує меншу похибку при розрахунках параметрів потоку в ступені осьового компресора. Моделювання течії з використанням моделі турбулентної в'язкості $k-\varepsilon$ має наступну похибку: для грубої сітки 7,7...8,6%, для дрібної сітки 7,7...6,5 %, для дрібної адаптивної сітки 3,5...5,6 %. Похибка розрахунків для моделювання течії в ступені компресора з моделлю турбулентної в'язкості SST складає: для грубої сітки 7,7...8,2 %, для дрібної сітки 6,5...7,3 %, для дрібної адаптивної розрахункової сітки 2,3...3,4 %.

На основі порівняння результатів тестових задач з даними фізичних досліджень обґрунтовано рекомендації щодо вибору топології розрахункової сітки і моделей турбулентної в'язкості для вирішення задач дослідження течії в компресорах газотурбінних двигунів. На першому етапі розрахунку осьового компресора можна рекомендувати використання моделі турбулентної в'язкості $k-\varepsilon$ і грубу розрахункову сітку. Для вирішення задач вдосконалення

внутрішньої аеродинаміки компресорів з урахуванням газодинамічного впливу на течію в пограничних шарах доцільне використання моделі турбулентної в'язкості SST і дрібної адаптивної сітки.

Порівняння результатів чисельних досліджень з результатами експериментальних досліджень свідчать про коректність та адекватність обраних методів і моделей для вирішення задач дослідження газодинамічного управління течією в осьовому компресорі.

У третьому розділі розглянуто задачі газодинамічного управління течією в елементах багатоступеневого осьового компресора. У розділі обґрунтовано вибір параметрів дворядних лопаткових вінців. Вирішуються задачі газодинамічного управління течією в дворядних лопаткових вінцях робочих коліс з урахуванням перерозподілу енергії в міжлопаткових каналах між різними областями потоку з використанням моделі турбулентної в'язкості SST і дрібної адаптивної сітки.

Порівняння результатів чисельного моделювання течії в дворядному робочому колесі та результатів експериментального дослідження показали відмінність результатів на 3,2...5%.

На рис. 3 показано результати розрахункового дослідження течії у проточній частині дворядного робочого колеса.

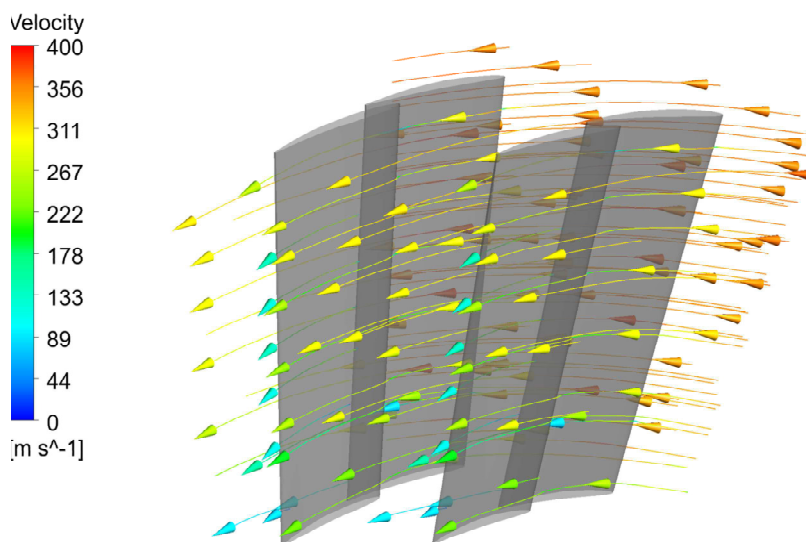


Рис. 3. Лінії току досліджуваного дворядного робочого колеса

Вирішувались задачі оцінки ефективності впливу газодинамічного управління течією на напірність і коефіцієнт корисної дії в робочих колесах з дворядним лопатковим вінцем. У роботі досліджувалися параметри робочих коліс з різною густотою решіток однорядних та дворядних лопаткових вінців. Геометричні параметри дворядних лопаткових вінців проектувалися еквівалентними відповідним однорядним лопатковим вінцям. За результатами дослідження надано рекомендації щодо визначення геометричних параметрів дворядних лопаткових вінців. На рис. 4 представлено 3D моделі досліджуваних робочих коліс. Для кожного робочого колеса розрахунок проводився в

діапазоні коефіцієнта швидкості на вході $\lambda=0,294\dots0,588$. Колова швидкість на периферійному радіусі складала $u_k=251,2$ м/с.

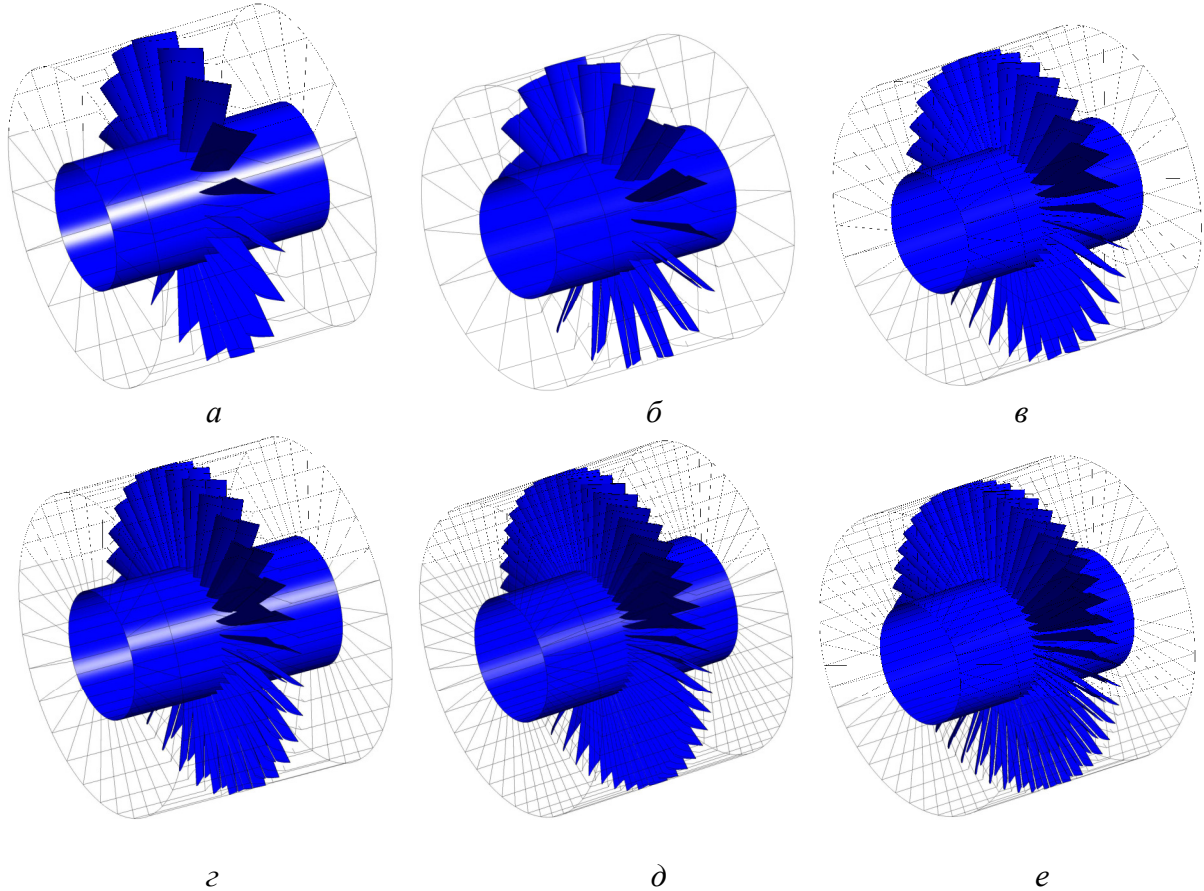


Рис. 4. 3D моделі досліджуваних робочих коліс:

a – однорядне РК з 17 лопатками; *б* – дворядне РК з 17 лопатками; *в* – однорядне РК з 30 лопатками; *г* – дворядне РК з 30 лопатками; *д* – однорядне РК з 44 лопатками; *е* – дворядне РК з 44 лопатками

На рис. 5, 6 зображено характеристики досліджуваних ступенів ОК у вигляді залежностей ступеня підвищення тиску і ККД від газодинамічної функції $q(\lambda)$ для однорядних і еквівалентних дворядних РК. Результати дослідження свідчать, що газодинамічне управління течією в дворядному РК забезпечує підвищення напірності у порівнянні з еквівалентними однорядними РК у всьому діапазоні режимів роботи. Встановлено, що на ефективність газодинамічного впливу на течію та параметри ступеня ОК впливають багато чинників: густота компресорної решітки, взаємне розташування профілів в решітці, параметри щілинного каналу та ін. Збільшення густоти решітки РК ступеня ОК від 1 до 2,5 характеризується зростанням максимального значення ступеня підвищення тиску від 1,17 до 1,24.

Найбільші втрати спостерігаються при малих швидкостях на вході при значенні газодинамічної функції $q(\lambda) = 0,45\dots0,5$. Крім того, для однорядних РК і еквівалентних дворядних РК рівень втрат зростає зі збільшенням густоти решітки на середньому радіусі. Результати дослідження показали, що газодинамічне управління течією в ступенях ОК з дворядним РК забезпечує ступінь підвищення тиску на 1...15 % більшу, ніж у ступенях з еквівалентним одно-

рядним лопатковим вінцем. Газодинамічне управління течією в дворядних лопаткових вінцях призводить до зміни втрат повного тиску внаслідок перерозподілу потоків у міжлопаткових каналах дворядних лопаткових вінців.

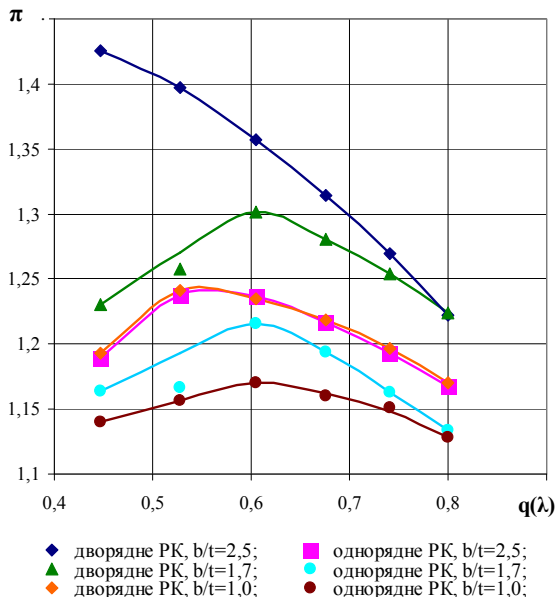


Рис. 5. Характеристика однорядних і еквівалентних дворядних РК при різній густоті решітки на середньому радіусі ($n=100\%$)

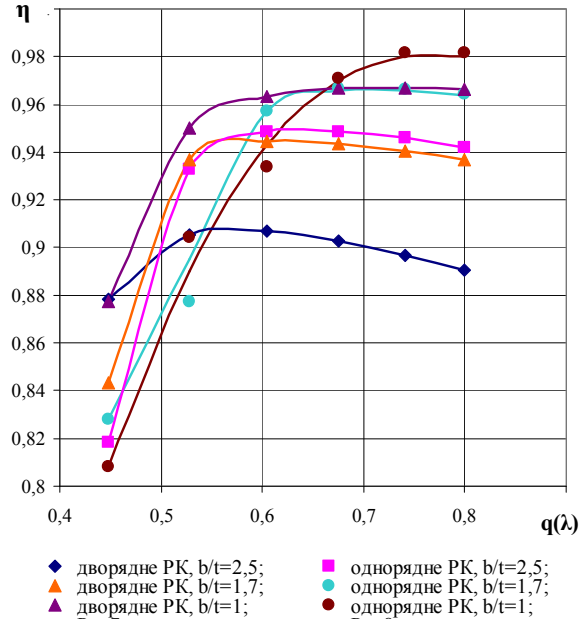


Рис. 6. Залежність коефіцієнта корисної дії від газодинамічної функції $q(\lambda)$ для однорядних і еквівалентних дворядних РК при різній густоті решітки на середньому радіусі ($n=100\%$)

На рис. 7 представлені порівняльні залежності втрат повного тиску в РК в ступені ОК з однорядним та еквівалентним дворядним РК в діапазоні частот обертання $n=60\ldots 100\%$. Аналіз графіків на рис.7 показує, що рівень втрат в дворядному РК вище, ніж в однорядному лопатковому вінці РК. Для однорядного РК в діапазоні значень газодинамічної функції $q(\lambda)=0,5\ldots 0,85$ коефіцієнт втрат повного тиску змінюється в межах $0,12\ldots 0,01$, проте для дворядного лопаткового вінця в РК відбувається зміна в межах $0,24\ldots 0,055$.

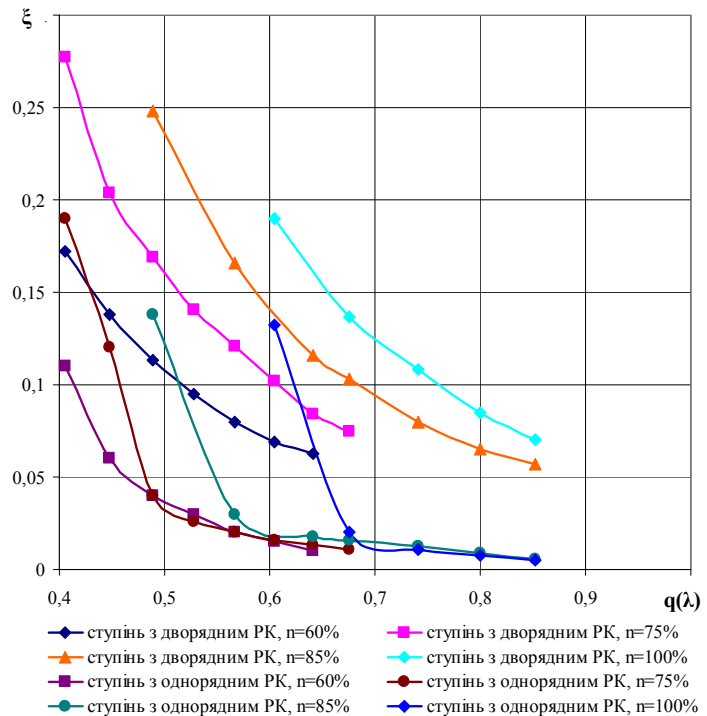


Рис. 7. Залежність коефіцієнта втрат повного тиску в робочому колесі від $q(\lambda_c)$ в діапазоні частот обертання $n=60\ldots 100\%$.

Зміна аеродинамічних характеристик лопаткових вінців осьового компресора веде за собою зміну акустичних характеристик. Зважаючи на те, що зниження акустичної емісії вентиляторів і компресорів є актуальною проблемою, в роботі було досліджено вплив газодинамічного управління течією на акустичні характеристики вентиляторів і ступенів осьового компресора.

У роботі було виконано розрахункове дослідження акустичної емісії двох вентиляторів з еквівалентними за геометричними параметрами однорядним і дворядним лопатковими вінцями. Отримані результати щодо однорядного вентилятора при порівнянні з результатами фізичного експерименту показали добру збіжність. Результати розрахунку показали, що газодинамічне управління течією може забезпечити зниження рівня звукової потужності дворядного вентилятора більш ніж на 7 дБ для першої і другої гармоніки.

Результати досліджень показали, що газодинамічне управління течією дозволяє зменшити колову та радіальну нерівномірність поля швидкості в ядрі потоку за робочим колесом.

На рис. 8, 9 показано отримані поля швидкостей за однорядним та дворядним вентилятором. Результати розрахункових досліджень показали, що застосування газодинамічного управління течією в дворядному лопатковому вінці забезпечує зниження загального рівня звукової потужності РК на 6,9...7,4 дБ при частоті обертання $n=900\dots1500$ об/хв.

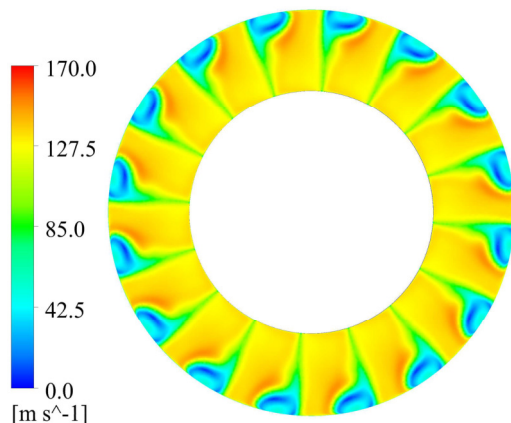


Рис. 8. Поле швидкостей за однорядним вентилятором

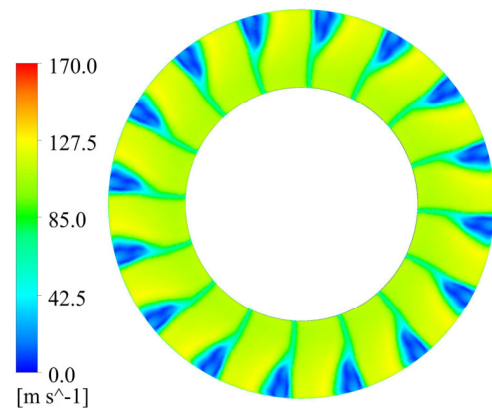


Рис. 9. Поле швидкостей за дворядним вентилятором

На основі узагальнення отриманих результатів аеродинамічних і акустичних характеристик ступенів осьового компресора з газодинамічним управлінням течією було запропоновано аероакустичні характеристики для дозвукових робочих коліс осьового компресора. На рис. 10 зображено тривимірні аероакустичні характеристики дворядних робочих коліс.

Рівень акустичного тиску дворядних РК нижчий, ніж однорядних. При густоті решітки на середньому радіусі $b/t=1\dots2,5$ в діапазоні значень газодинамічної функції $q(\lambda)=0,45\dots0,8$ рівень акустичного тиску зменшується на 0,5...3,2 дБ.

Використання запропонованих аероакустичних характеристик дає можливість комплексно оцінити вплив газодинамічного управління течією на на-

пiрнiсть, рiвень гiдравлiчних втрат i змiну рiвня акустичного тиску при рiзних режимах роботи компресора.

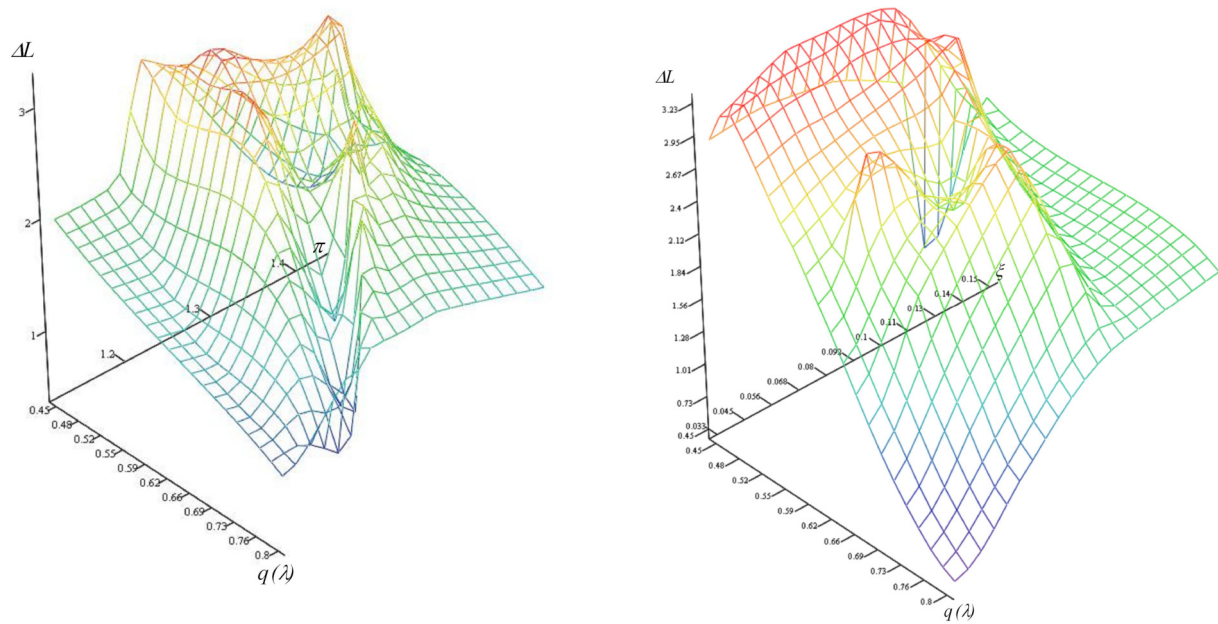


Рис. 10. Аероакустичнi характеристики робочих колiс з дворядним лопатковим вiнцем

У четвертому роздiлi розглянуто питання газодинамiчного управлiння течiєю кiльцевим вдувом в ОК з метою забезпечення стiйкої роботи компресора в широкому дiапазонi експлуатацiйних режимiв. Газодинамiчний вплив на потiк здiйснювався вдувом повітря перед робочим колесом через кiльцеву щiлину. Ефективнiсть газодинамiчного управлiння течiєю кiльцевим вдувом досліджувалася в дiапазонi значень кута вдуву γ вiд 5° до 90° .

iнтенсивнiсть газодинамiчної дiї на потiк оцiнювалася, отриманим автором, коефiциєнтом iнтенсивностi кiльцевого вдуву c_k , який враховує вiдносний рiвень енергетичних затрат на течiю в проточнiй частинi при кiльцевому вдувi:

$$c_k = \frac{\rho_v c_v^2 F_{щ} \sin \gamma}{\rho_o c_o^2 F_o}$$

На рис. 11 представлено графiк залежностi коефiциєнта втрат повного тиску в РК вiд коефiциєнта iнтенсивностi кiльцевого вдуву при рiзних кутах вдуву. Результати досліджень показали, що застосування газодинамiчного управлiння течiєю кiльцевим вдувом забезпечує зниження рiвня втрат в РК на нерозрахункових режимах роботи. Найбiльша ефективнiсть спостерiгається при режимi обтiкання, що вiдповiдає $q(\lambda)=0,41$, коли коефiциєнт втрат повного тиску зменшується з $\xi_p=0,11$ до $\xi_p=0,036$.

Наступним етапом дослідження був аналіз впливу кiльцевого вдуву на змiну ступеня пiдвищення тиску в ступенi ОК. На рис. 12 представлена отримана залежнiсть ступеня пiдвищення тиску вiд коефiциєнта iнтенсивностi газодинамiчної дiї при рiзних кутах вдуву.

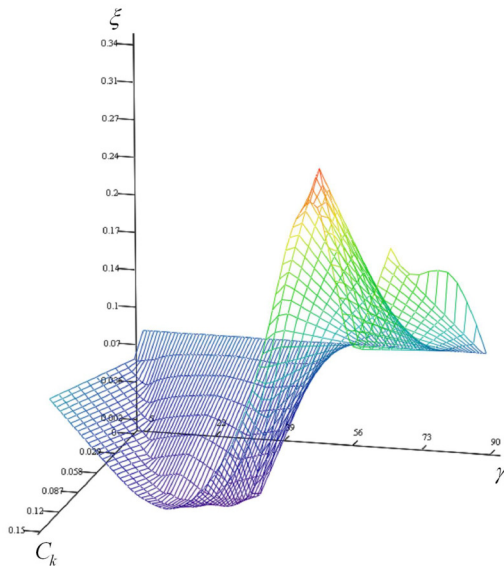


Рис. 11. Залежність коефіцієнта втрат повного тиску в РК від коефіцієнта інтенсивності кільцевого вдуву

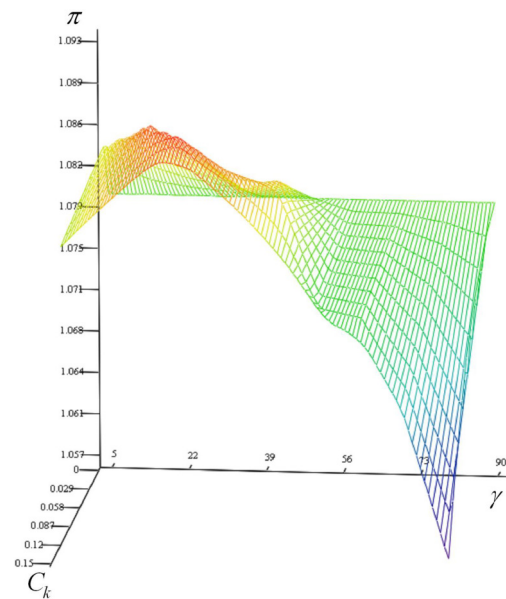


Рис. 12. Залежність ступеня підвищення тиску від коефіцієнта інтенсивності кільцевого вдуву

Результати обчислювального експерименту показали, що при раціональних значеннях інтенсивності газодинамічної дії на потік ступінь підвищення тиску в ступені може бути збільшена з 1,08 до 1,093. При куті вдуву $\gamma=5^\circ$ і $\gamma=10^\circ$ мають місце локальні максимуми $\pi = 1,093 \dots 1,086$. При кутах вдуву $\gamma=20^\circ$ і $\gamma=30^\circ$ спостерігається зростання ступеня підвищення тиску до 1,09. При куті вдуву $\gamma=40^\circ$ ступінь підвищення тиску збільшується до 1,086.

За результатами розрахунків отримано характеристику ступеня осьового компресора (рис. 13).

Результати досліджень показали, що застосування кільцевого вдуву повітря перед РК дозволяє підвищити стійкість компресора на передзривних і зривних режимах роботи. Позитивний ефект від застосування газодинамічного управління на передзривних і зривних режимах роботи обумовлено зменшенням нерівномірності потоку в периферійній ділянці лопаткових вінців: РК і НА.

Періодична нерівномірність потоку, обумовлена аеродинамічними слідами за лопатковими вінцями, є причиною виникнення небезпечних резонансних коливань лопаток ротора. У роботі розглядається задача оцінки впливу кільцевого вдуву на рівень вібронапружень в робочих лопатках ступеня компресора.

Дослідження характеристики ступеня проводилися при окружній швидкості на кінцевому перерізі $u=170.7$ м/с (при відносній частоті обертання $n=60\%$). Дослідження течії в ступені компресора було виконано за допомогою чисельного моделювання. Результати дослідження показали, що при застосуванні газодинамічного управління течією кільцевим вдувом рівень нерівномірності потоку на виході з робочого колеса зменшується залежно від інтенсивності газодинамічного впливу.

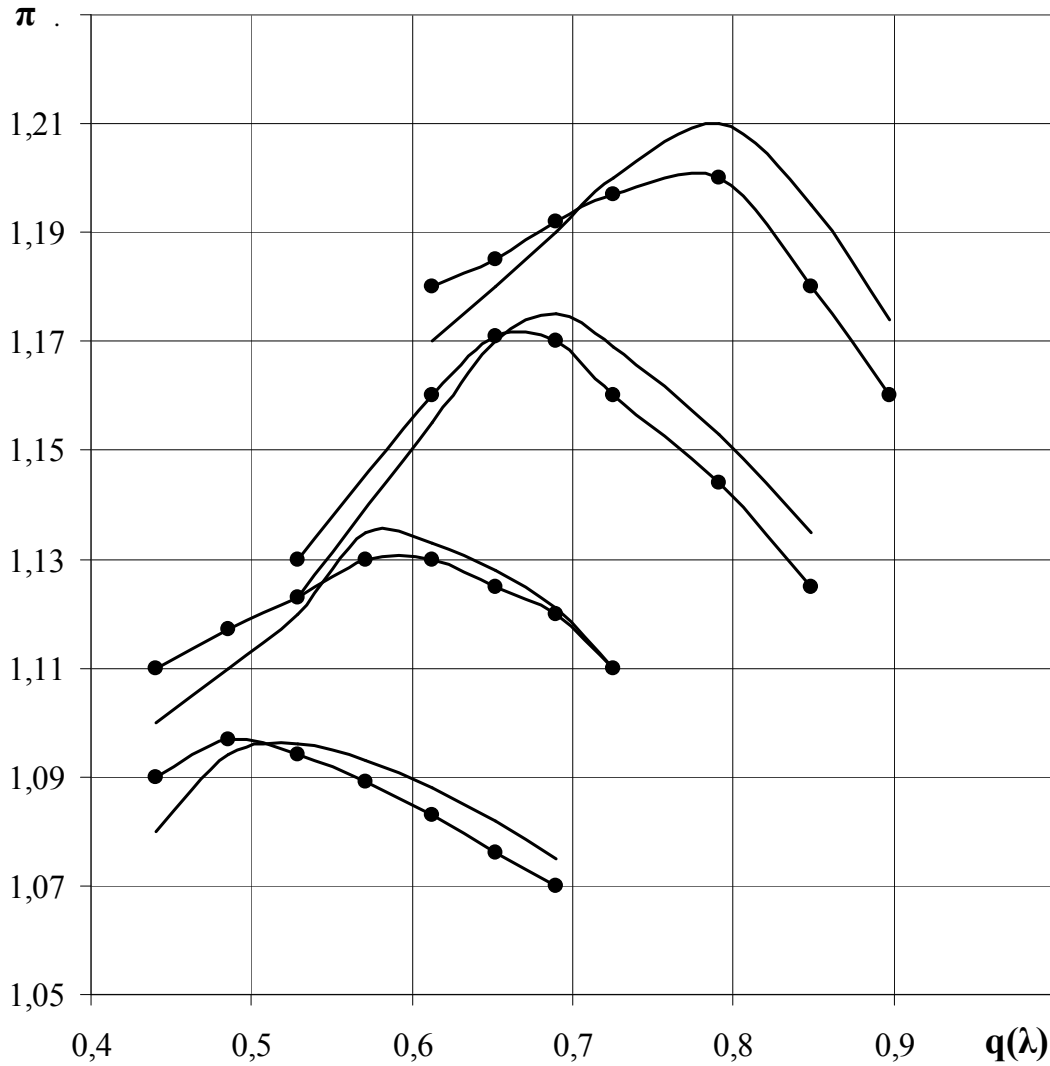


Рис. 13. Характеристики ступеня ОК без кільцевого вдуву (суцільна лінія) і з кільцевим вдувом (суцільна лінія з точками)

Рівень періодичної нерівномірності потоку оцінювався параметром колової нерівномірності потоку

$$\alpha = \frac{v_{\max}}{C_0}$$

де C_0 – швидкість в ядрі потоку між слідами, v_{\max} – максимальна додаткова швидкість в сліді. На рис. 14 представлено графік залежності рівня нерівномірності потоку за НА від коефіцієнта інтенсивності кільцевого вдуву в периферійних перерізах ступеня (90% висоти лопатки – суцільна лінія, 98% – штрихова лінія).

Результати дослідження показали, що газодинамічна дія на потік перед робочим колесом дозволяє зменшити рівень нерівномірності потоку за НА. При значенні коефіцієнта інтенсивності кільцевого вдуву $c_k = 0,046 \dots 0,072$ рівень нерівномірності потоку знижується до $0,47 \dots 0,27$.

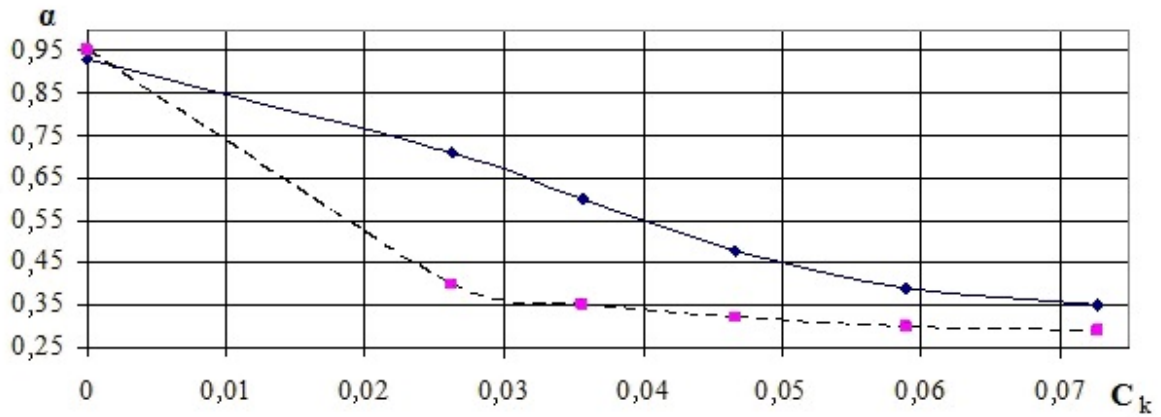


Рис. 14. Залежність рівня нерівномірності потоку за НА від коефіцієнта інтенсивності кільцевого вдуву

Вплив газодинамічного управління течією на рівень вібронпружень при вимушених коливаннях лопаток визначався за відносним значенням вібронпружень при різній інтенсивності газодинамічного впливу:

$$\bar{\sigma}_k = \frac{\sigma_k}{\sigma_{k_0}} = \frac{\left[\beta_0 - \arccos \frac{u}{W_1} (1 + \alpha_\mu) \right] \left(\frac{1}{1 + \alpha_\mu} \right)^2 - \left(\beta_0 - \arccos \frac{u}{W_1} \right)}{\left[\beta_0 - \arccos \frac{u}{W_1} (1 + \alpha) \right] \left(\frac{1}{1 + \alpha} \right)^2 - \left(\beta_0 - \arccos \frac{u}{W_1} \right)}$$

де σ_{k_0} – вібронпруження при $c_k=0$, σ_k – вібронпруження при газодинамічному впливі, α_μ – рівень нерівномірності потоку за НА при різній інтенсивності газодинамічного впливу.

На рис. 15 представлені результати досліджень газодинамічної дії на рівень вібронпружень при вимушених коливаннях лопаток ступеня осьового компресора в кореновому перерізі.

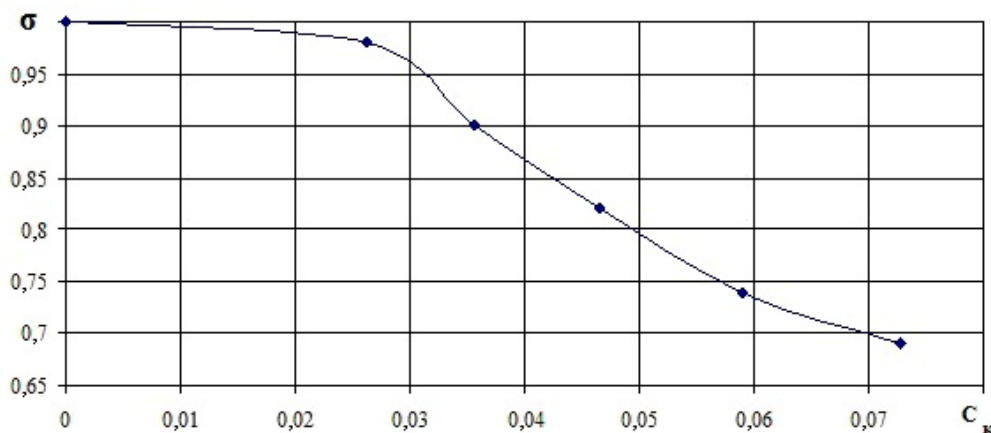


Рис. 15. Залежність відносного рівня вібронпружень

Відповідно до поставлених задач у роботі досліджувалась ефективність комплексного газодинамічного управління течією в осьовому компресорі.

Комплексність газодинамічного управління передбачала одночасний газодинамічний вплив на течію в дворядному робочому колесі та вплив кільцевого вдуву на течію перед робочим колесом.

На рис. 16 представлені характеристики ступенів компресора для відносної частоти обертання $n=100\%$ у вигляді залежності ступеня підвищення тиску π від газодинамічної функції $q(\lambda)$.

Аналіз характеристик ступенів ОК показує, що кільцевий вдув перед дворядним РК сприяє незначному збільшенню ступеня підвищення тиску у всьому діапазоні значень газодинамічної функції при відносній частоті обертання $n=60\dots 100\%$. На лівих гілках напірних ліній має місце збільшення на $0,5\%$.

Найбільша ефективність використання комплексного газодинамічного управління виявляється при роботі ступеня на відносній швидкості $n=100\%$. Ступінь підвищення тиску зростає на $15,4\dots 7,7\%$. На розрахунковому режимі, ступінь підвищення тиску збільшується на 9% . На рис. 17 представлена залежність коефіцієнта втрат повного тиску в РК від режиму роботи для відносної частоти обертання $n=100\%$. Ступінь підвищення тиску збільшується в середньому на $0,5\%$, а коефіцієнт втрат повного тиску зменшується на при відносній частоті обертання $n=60\%$ на $1\dots 2,1\%$, при $n=75\%$ на $6,1\%$, при $n=85\%$ на $5\dots 0,4\%$, при $n=100\%$ на $4\dots 0,5\%$.

Як показали результати проведених досліджень, застосування комплексного газодинамічного управління течією дозволяє зменшити рівень втрат повного тиску в ступені на передзривних і зривних режимах роботи і підвищити напірність у всьому діапазоні режимів роботи.

Отримані результати дозволяють здійснювати комплексну оцінку ефективності і доцільності використання кільцевого вдуву для покращення параметрів та характеристик ступенів осьових компресорів.

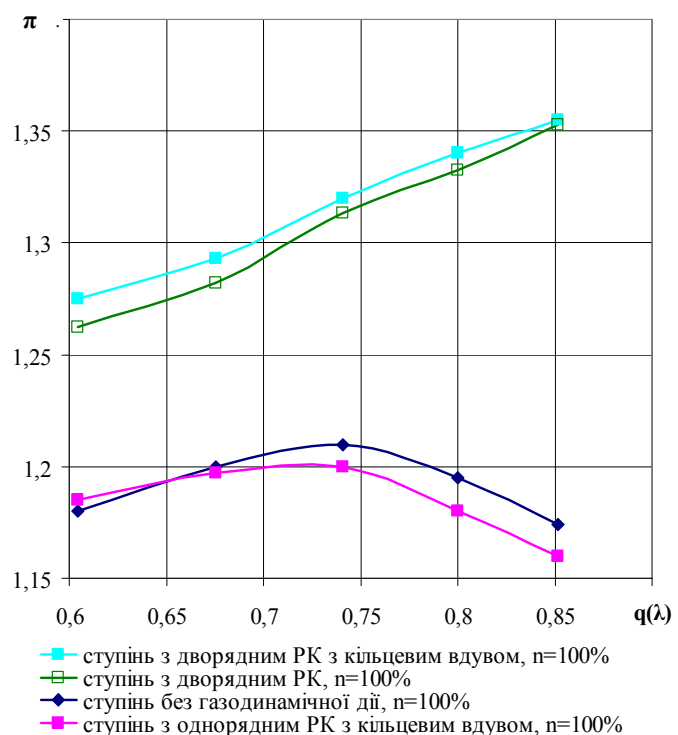


Рис. 16. Характеристики ступенів компресора для відносної частоти обертання $n=100\%$

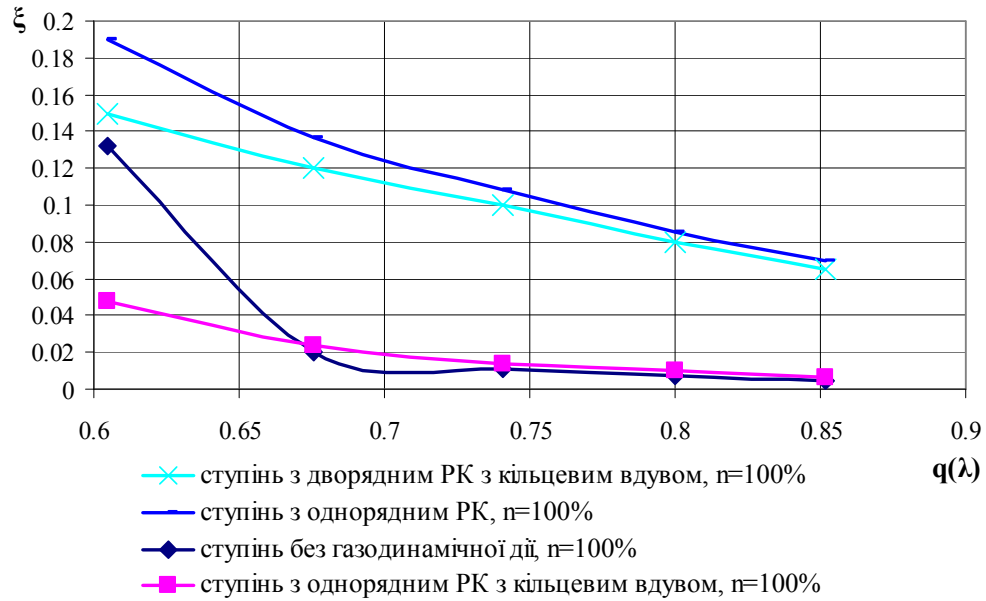


Рис. 17. Залежність коефіцієнта втрат повного тиску РК від режиму роботи

У п'ятому розділі наведено результати досліджень газодинамічного впливу на критичні режими (режими запирання) течії в лопаткових вінцях ступенів осевого компресора. До основних обмежень режимів роботи осевих багатоступеневих компресорів відносяться обмеження по зриву потоку в лопаткових вінцях перших ступенів і обмеження за максимальною витратою повітря в міжлопаткових каналах останніх ступенів (обмеження по запиранню). У роботі розроблено методику розрахунку течії в міжлопаткових каналах лопаткових вінців ступенів ОК при додатних і від'ємних кутах атаки для випадків течії в'язкого і в'язкого газу, що стискається. Для визначення режиму «запирання» (при $q(\lambda_T)=1$) течії в'язкого газу запропоновано формулу:

$$M_{\max}^* \left(\frac{\frac{k+1}{2}}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\max}^{*2}} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = \frac{\sin \gamma - \frac{\delta_n^*}{t} - \frac{\delta_e^*}{t}}{\sin \beta_1},$$

де $\frac{\delta^*}{t}$ – відносна товщина витіснення пограничного шару на поверхні профілю в районі «горла»; t – крок решіток ($t = b \cdot \frac{t}{b}$); b – хорда профілю; $\frac{t}{b}$ – обернена густина решітки.

Товщина витіснення пограничного шару для стиснутого в'язкого газу розраховується за інтегральними характеристиками пограничного шару. Для апробації методики розрахунку критичних режимів течії в решітках аеродинамічних профілів було обрано чисельний експеримент, достовірність якого підтверджувалася порівнянням з результатами фізичного експерименту. Аналіз результатів досліджень показав, що в результаті впливу в'язкості реального потоку істотно зменшуються значення швидкості на вході в решітки, при

яких відбувається запирання горла міжлопаткового каналу за умови максимальної витрати повітря. Похибка при розрахунках склала 2...3,5%.

Характер течії в міжлопаткових каналах на режимах запирання залежить від багатьох чинників, вплив яких ще до кінця не вивчені. Особливе місце займають питання дослідження впливу геометричних параметрів решіток аеродинамічних профілів на виникнення критичних режимів течії (режимів запирання). Тому в дисертації досліджено вплив геометричних параметрів то форми лопаток на режими запирання течії в міжлопаткових каналах решіток аеродинамічних профілів. Результати дослідження течії в решітках аеродинамічних профілів показали істотний вплив зони зриву за вхідною кромкою лопаток на течію в міжлопаткових каналах. Внаслідок зменшення фактичної мінімальної площі прохідного перерізу міжлопаткових каналів зменшується значення M_{\max}^* , при якому настає режим запирання течії в міжлопаткових каналах за витратою повітря. Результати дослідження показали, що чим більше густина решіток аеродинамічних профілів, тим більше відносний вплив товщини пограничного шару на режим критичної течії.

У розділі представлені результати дослідження впливу кута установки аеродинамічних профілів в компресорних решітках на режими запирання течії в міжлопаткових каналах. Для апробації були використані методи чисельного моделювання. Для вирішення поставленої задачі була проведена серія розрахунків для компресорних решіток аеродинамічних профілів з різними кутами установки: $\gamma=30^\circ$, $\gamma=40^\circ$, $\gamma=50^\circ$, $\gamma=60^\circ$, $\gamma=70^\circ$. Аналіз результатів цих досліджень вказує на істотний вплив на поля швидкостей і тиску кута установки профілів.

Узагальнені характеристики режимів запирання компресорних решіток можуть бути використані для розрахунку режимів запирання ступенів ОК при визначенні границі газодинамічної стійкості і границі запирання багатоступеневих ОК.

У роботі проведено дослідження режимів запирання течії в дворядних лопаткових вінцях. Для оцінки впливу кута установки і кута атаки решіток на значення $q(\lambda)_{\max}$ на вході в решітки, яке відповідає режиму запирання течії в горлі міжлопаткового каналу, запропоновано вираз

$$q(\lambda)_{\max} = \frac{F_r \cdot K_{\text{ш}}}{F_0} = \frac{\sin \gamma \cdot K_{\text{ш}}}{\sin(\gamma + i)} = \frac{K_{\text{ш}}}{\cos i + \sin i \cdot \text{ctg} \gamma}.$$

За значенням $\lambda_{1\max}^*$ визначається значення $M_{1\max}^*$ на вході в решітку, при якому настає запирання течії в горлі дворядних решіток. На основі узагальнення результатів досліджень автором запропонований коефіцієнт «захарашування» міжлопаткових каналів у дворядних компресорних решітках, значення якого залежить від відносної висоти щілинного каналу, густоти решіток і кута установки лопаток в решітках:

$$K_{\text{ш}} = \left(1 - \frac{\bar{h}_u \cdot \bar{c}_{\max}}{\sin \gamma} \cdot \frac{b_{\Sigma}}{t} \right)$$

Цим коефіцієнтом враховуватимемо вплив щілинного каналу на значення M_{\max}^* , при якому настає режим запирання течії в перерізі F_1 дворядних решіток. Коефіцієнт захарашування потоку для типових компресорних решіток має значення $K_{\text{щ}} = 0,99 \dots 0,96$.

Запирання течії в щілинному каналі призводить до гальмування потоку в міжлопатковому каналі перед вхідною кромкою лопаток другого ряду. Для визначення параметра запирання M_{\max}^* на вході в лопатковий віней ступеня ОК, при якому відбувається запирання течії в щілинному каналі і має місце перерозподіл потоків в міжлопатковому каналі при від'ємних кутах атаки, застосовується рівняння:

$$\frac{q(\lambda_2)}{q(\lambda_1)} = \frac{\sin(\gamma+i)}{\sin \gamma - \left(\frac{\delta_{\Sigma}^* + h + \Delta}{t} \right)}$$

де δ_{Σ}^* – товщина витіснення пограничного шару в перерізі; Δ – зменшення площі унаслідок вихрової течії за вхідною кромкою лопатки другого ряду; h – висота щілинного каналу, t – висота лопатки

При моделюванні течії в міжлопаткових каналах розрахункова область досліджуваних дворядних решіток складалася з дрібної адаптивної неструктурованої сітки. Розрахунок течії в дворядних решітках проводився при фіксованих числах Маха на вході $M_{w1} = 0,9; 0,808; 0,65$, кут атаки варіювався від -15° до -30° .

При великих від'ємних кутах атаки на виникнення режиму запирання течії потоку в'язкого газу в дворядних решітках істотно впливає перерозподіл параметрів потоку в міжлопатковому каналі, обумовлений виникненням критичного режиму течії в щілинному каналі між профілями першого і другого рядів. Частина повітря, яка не може пройти через щілинний канал при виникненні в ньому критичного режиму течії, поступає в основний міжлопатковий канал, що приводить до збільшення в ньому сумарної витрати і, як наслідок, швидкості течії.

Порівняння отриманих результатів теоретичних і експериментальних досліджень показало, що характер течії в міжлопаткових каналах і формування пограничного шару істотно залежать від кута установки профілів в решітках.

На рис. 18 представлені отримані узагальнені характеристики для визначення значень коефіцієнта захарашування міжлопаткових каналів $K_{\text{щ}}$ при різних значеннях густоти решіток і кута установки профілів в решітках. Результати дослідження показали, що ефект запирання течії в дворядних решітках аеродинамічних профілів найбільш суттєво виявляється при розташуванні вхідного перерізу щілинного каналу на відстані 20...30% від вхідної кромки лопаток першого ряду.

У цьому випадку за вхідними кромками лопаток першого та другого рядів виникають інтенсивні вихорові течії (рис. 19, *a*), які обумовлюють запирання течії в щілинному каналі при менших значеннях M_{\max}^* , ніж при розташуванні лопаток за варіантами рис. 19, *б, в*.

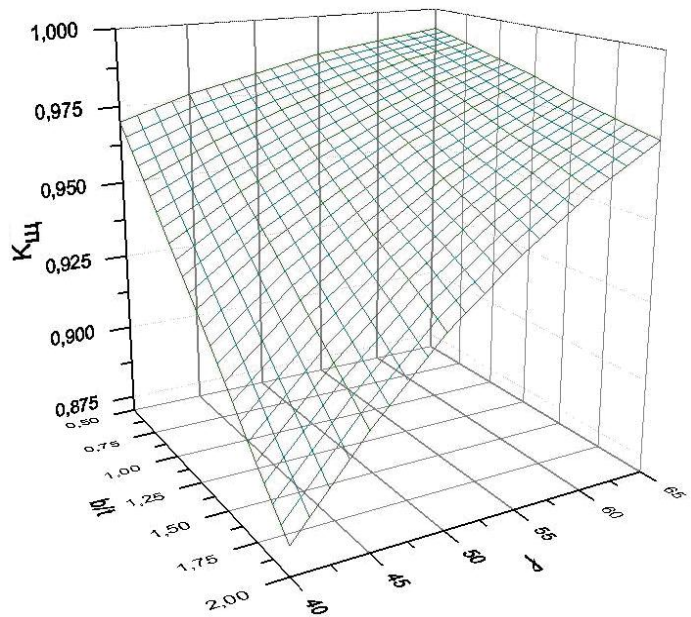


Рис. 18. Залежність коефіцієнта захарашування міжлопаткових каналів в дворядних компресорних решітках від кута установки і густоти решітки

Для дворядних решіток з розташуванням вхідного перерізу щілинного каналу на відстані 50...70% від вхідної кромки лопаток першого ряду ефективна площа «живого» перерізу горла міжлопаткового каналу F_r^* зростає і наближається до геометричної площі горла міжлопаткового каналу (рис. 19, *в*).

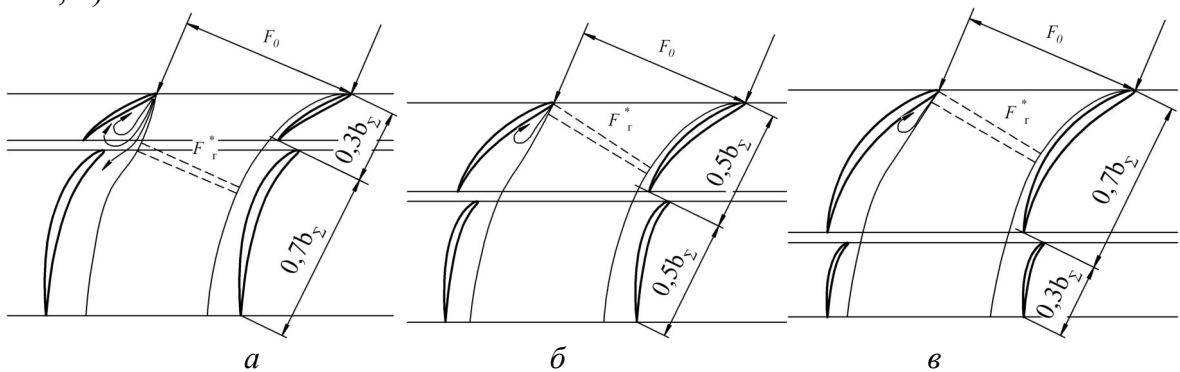


Рис. 19. Схеми течії в горлі міжлопаткових каналів дворядних компресорних решіток при різному співвідношенні хорд лопаток першого і другого рядів

На рис. 20 показана узагальнена характеристика режимів запирання течії в міжлопатковому каналі для різних варіантів розташування вхідного перерізу щілинного каналу в дворядних компресорних решітках.

Узагальнені характеристики режимів запирання течії в дворядних компресорних решітках можуть бути використані при розрахунку характеристик багатоступневих осьових компресорів і визначенні границі стійких режимів їх роботи по методиках, заснованих на використанні характеристик плоских компресорних решіток, наприклад за методиками А.Р.Хауэлла або Л.Є.Ольштейна.

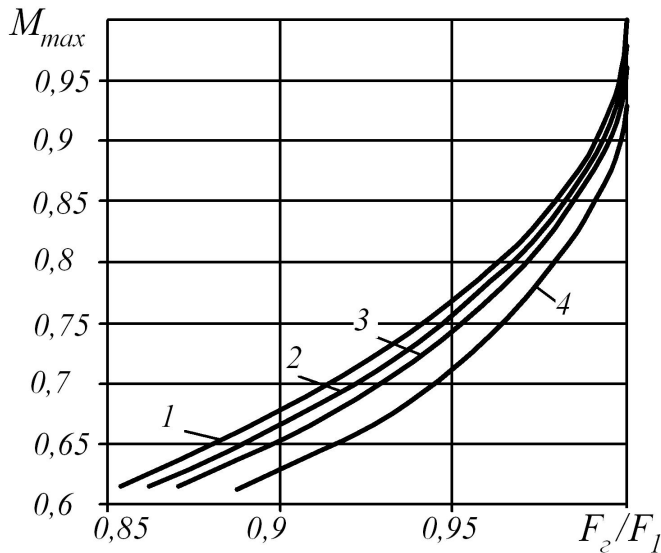


Рис. 20. Узагальнені характеристики режимів запирання течії в міжлопаткових каналах дворядних компресорних решіток:
 1 – однорядні решітки;
 2 - $x_{uz} = 0,7b_{\Sigma}$; 3 - $x_{uz} = 0,5b_{\Sigma}$;
 4 - $x_{uz} = 0,3b_{\Sigma}$

У роботі запропоновано методику розрахунку границі газодинамічної стійкості осьового багатоступеневого компресора, що ґрунтується на узгодженні аеродинамічних характеристик та характеристик режимів запирання течії в окремих ступенях. Границя газодинамічної стійкості в цих випадках визначається настанням зривного режиму або критичного режиму течії в одному із ступенів компресора.

Особливості запропонованої автором методики полягають у тому, що границя стійкості багатоступеневого компресора визначається з урахуванням режимів запирання течії в міжлопаткових каналах останніх ступенів з однорядними або дворядними лопатковими вінцями при великих від'ємних кутах атаки. Для цього запропоновано використання, отриманих автором, узагальнених характеристик режимів запирання течії в однорядних та дворядних компресорних решітках. Основні припущення методики:

- характеристики кожного лопаткового вінця визначаються з урахуванням геометричної подібності параметрів решіток профілів і кінематичної подібності параметрів потоків на середньому радіусі;

- значення коефіцієнтів, які характеризують окремі складові втрат тиску та визначають відхилення потоку у лопатковому вінці від розрахункових, вважаються незалежними від параметрів потоку для дозвукових ступенів ОК;

- витрата повітря, яка відповідає режиму запирання течії в міжлопаткових каналах (число M_{max}^*) лопаткових вінців останніх ступенів, визначається за режимом запирання течії в решітках з еквівалентними геометричними та кінематичними параметрами;

- при визначенні параметрів течії в ступені осьового компресора нехтують газодинамічною взаємодією аеродинамічних слідів та лопаткових вінців.

Границя газодинамічної стійкості визначається за значенням приведеної витрати повітря, при якому кут атаки одного з перших ступенів дорівнює критичному або наступає режим запирання течії в останньому ступені, який ініціює зрив потоку в перших ступенях багатоступеневого осьового компресора.

Результати математичного моделювання течії в ОК показали, що внаслідок запирання міжлопаткових каналів коефіцієнт витрати \bar{c}_{az} в останніх ступенях збільшується (кути атаки зменшуються), а коефіцієнт витрати \bar{c}_{a1} перших ступенів знижується (кути атаки збільшуються), що приводить до виникнення зрива потоку в перших ступенях компресора.

На рис. 21 показано розрахункові значення кутів атаки в напрямних апаратах лопаткових вінців першого і останнього ступенів багатоступеневого осевого компресора ($\pi_K^* = 10,7$) в залежності від газодинамічної функції витрати при декількох фіксованих частотах обертання ротора компресора.

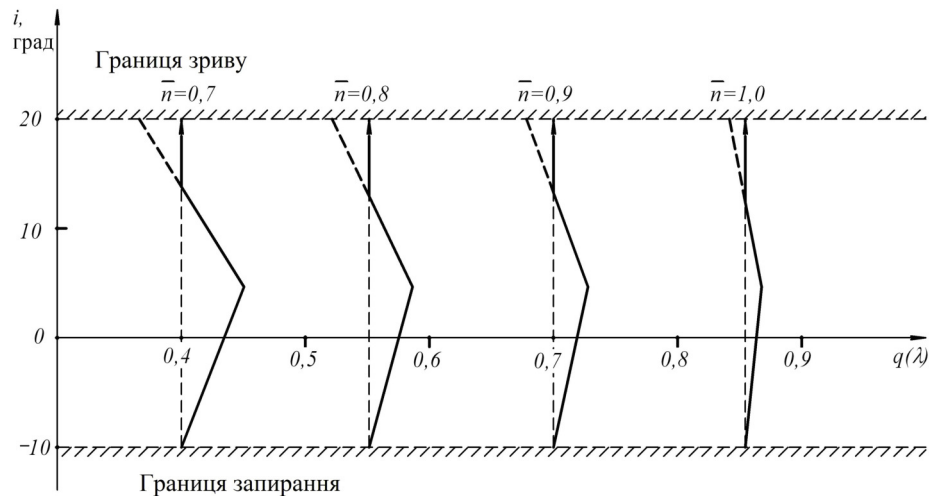


Рис. 21. Залежність кутів атаки першого і останнього ступенів багатоступеневого осевого компресора ($\pi_K^* = 10,7$) від газодинамічної функції на різних частотах обертання

При визначенні границі газодинамічної стійкості за відомими методиками враховується зміна кінематичних і термодинамічних параметрів повітря в проточній частині компресора, яка призводить до надкритичних (за кутом атаки) режимів течії в перших ступенях. Тому внаслідок запирання течії останніх ступенів ініціюється передчасний зрив потоку на перших ступенях. Параметри течії на границі зриву потоку в лопаткових вінцях перших ступенів визначались із застосуванням критерію граничного ступеня дифузорності потоку (критерія Лібляйна).

На рис. 22 показана характеристика серійного компресора газотурбінного двигуна, в якому замість однорядного спрямного апарату встановлюється дворядний спрямний апарат. Границя стійкості на характеристиках цього компресора визначалася з використанням отриманих автором узагальнених характеристик режимів запирання течії в останніх ступенях з дворядними лопатковими вінцями при від'ємних кутах атаки з урахуванням перерозподілу осевих швидкостей в проточній частині осевого компресора.

На характеристиці компресора, представлений на рис. 22, штрихпунктирна лінія відповідає застосування однорядного спрямного апарату, а пунктирні лінії відповідають використанню у спрямному апараті останнього ступеня еквівалентного дворядного лопаткового вінця з раціональними параметрами.

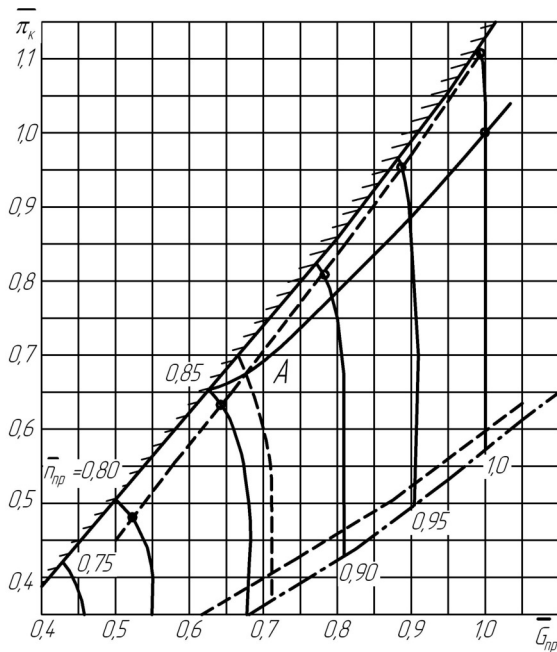


Рис. 22. До визначення границі за-
пирання течії в багатоступеневому осьо-
вому компресорі ($\pi_k=10,7$)

ступенях знижується, що приводить до виникнення зриву потоку в цих ступенях компресора.

Точка А на рис. 22 відповідає режиму відкриття клапанів перепуска з метою усунення режимів запирання течії в останніх ступенях і забезпечення безвідривного обтікання лопаткових вінців перших ступенів компресорів. Урахування роботи останніх ступенів в режимі запирання дозволяє коректувати більш раннє настання зривних режимів в перших ступенях.

Порівняння результатів розрахунків границі газодинамічної стійкості багатоступеневого осевого компресора з дворядними лопатковими вінцями і результатів експериментальних досліджень серійних компресорів показало, що застосування дворядних лопаткових вінців дозволяє вирішувати декілька задач.

По–перше, застосування дворядних лопаткових вінців в перших ступенях забезпечує підвищення напірності та розширення діапазону їх безвідривного обтікання і, як наслідок підвищення газодинамічної стійкості компресора в цілому.

По–друге, застосування дворядних лопаткових вінців у спрямних апаратах останніх ступенів приводить до підвищення їх напірності (і напірності компресора в цілому).

Урахування особливостей течії в міжлопаткових каналах дворядних спрямних апаратів при від’ємних кутах атаки дозволяє більш точно розраховувати лінію режимів запирання. Зокрема, при великих кутах повороту потоку в еквівалентних дворядних лопаткових вінцях і малих кутах установки лопаток границя запирання течії зсувається вгору, що відповідає більш високим значенням температури газу перед турбіною, при яких запирання течії в останніх ступенях приводить до зриву потоку в перших ступенях і виникнення помпажа компресора в цілому.

Результати розрахунків параметрів компресора при дроселюванні двигуна показали, що унаслідок перерозподілу течії у міжлопаткових каналах дворядних лопаткових вінців та урахування в'язкості лінія режимів запирання в полі характеристик компресора зсувається в напрямку менших витрат повітря. Запирання течії в останніх ступенях приводить до збільшення кутів атаки на перших ступенях і при певних значеннях коефіцієнта витрати до зриву потоку в перших ступенях (пунктирні лінії на рис. 22), границя зриву потоку зсувається в напрямку більших витрат повітря. При цьому коефіцієнт витрати в останніх ступенях збільшується, а коефіцієнт витрати в перших

У розділі 6 представлено методику визначення параметрів та характеристик газотурбінного двигуна з газодинамічним управлінням течією з урахуванням фактору розриву витратної характеристики осьового багатоступінчастого компресора. Запропонована методика була розроблена на підставі застосування концепції заміни однієї характеристики багатоступеневого осьового компресора характеристиками двох або декількох каскадів компресора, що розташовані послідовно, але мають різні витрати повітря. Розподіл компресора на каскади визначається перерізами з газодинамічним управлінням течією. Наприклад, при газодинамічному управлінні течією в середньому перерізі компресора з метою попередження нестійкої роботи двигуна, має місце порушення рівняння нерозривності течії та відбувається розрив витратної характеристики компресора. Витрата повітря через перший каскад компресора збільшується на $+\Delta G$, а через другий каскад компресора зменшується на $-\Delta G$.

Тому загальна характеристика компресора на режимах газодинамічного управління течією вже не може застосовуватися. У цьому випадку загальна характеристика компресора трансформується в характеристики двох (або декілька) каскадів компресора з різними витратами повітря. При розриві єдиної витратної характеристики компресора параметри повітря у двигуні визначаються двома характеристиками: характеристикою першого каскаду та характеристикою другого каскаду. Робота першого каскаду компресора визначається витратою повітря через перший каскад $G_{вI}$, ступенем підвищення тиску першого каскаду $\pi_{кI} = p_b / p_0$, коефіцієнтом корисної дії першого каскаду $\eta_{вI}$. Другий каскад компресора характеризується, відповідно, витратою повітря через другий каскад $G_{вII}$, ступенем підвищення тиску другого каскаду $\pi_{кII} = p_k / p_b$, коефіцієнтом корисної дії другого каскаду $\eta_{вII}$. Отже, сумарний ступінь підвищення тиску повітря при перепусканні повітря $\pi_{к\Sigma} = \pi_{кI} \pi_{кII}$.

На підставі аналізу рівнянь сумісної роботи функціональних елементів ГТД із застосуванням газодинамічного управління течією в компресорі, в роботі вперше отримано теоретичні залежності для розрахунку лінії робочих режимів в полі характеристик другого і першого каскадів компресора та визначення параметрів робочого процесу газотурбінного двигуна на нерозрахованих режимах роботи:

$$\frac{\pi_{кII}^*}{q(\lambda_{вII})} = A_{II} \sqrt{B_{II}} \sqrt{\frac{e_{кII}^* - 1}{\eta_{кII}^*}}. \quad (1)$$

$$\frac{\pi_{кI}^*}{q(\lambda_{вI})} = \frac{A_I \sqrt{B_I}}{\pi_{кII}^*} \sqrt{\frac{e_{кI}^* - 1}{\eta_{кI}^*}}. \quad (2)$$

У рівняннях (1), (2) параметри A_I , A_{II} , B_I , B_{II} враховують узгоджену роботу функціональних елементів газотурбінного двигуна, які мають різну витратою повітря через послідовно розташовані каскади компресора. Показано, що на роботу другого каскаду компресора впливає не тільки зміна температур T_b^* на вході в перший каскад компресора, а й режим роботи першого каскаду компресора через зміну температури повітря на виході з нього, обумовлену перепусканням повітря за першим каскадом компресора $T_{вII}^*$. Рівняння (2) для

робочої лінії першого компресора відрізняється від рівняння (1) для робочої лінії другого компресора тим, що воно враховує відмінність витрати повітря через перший компресора та витрату газу через газову турбину, обумовлену перепусканням повітря з середніх ступенів компресора.

На рис. 23 представлено характеристики першого та другого умовних каскадів багатоступеневого компресора ГТД з робочими лініями, визначеними за рівняннями (1) – (2). До точки O каскади працюють з однаковою витратою повітря, при $n_{зв} < n_{зв0}$ каскади працюють з різною витратою повітря. Запропонована методика розрахунку ліній робочих режимів в полі характеристик другого і першого каскадів компресора із застосуванням рівнянь (1) – (2) дозволяє визначати параметри та характеристики газотурбінного двигуна з газодинамічним управлінням течією.

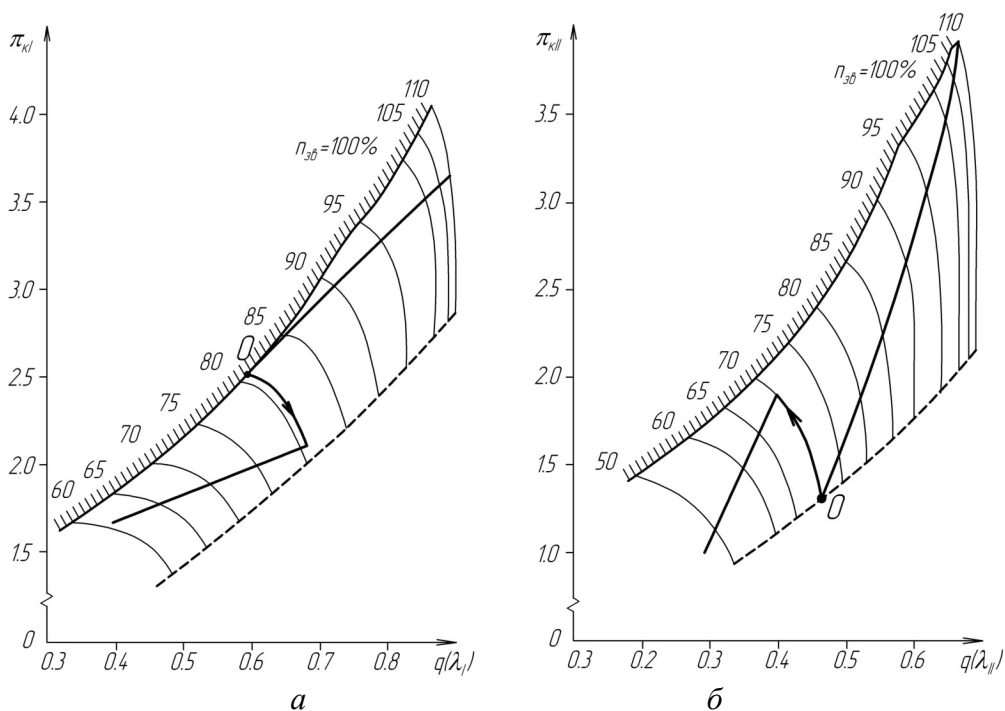


Рис. 23. Характеристики першого та другого умовних каскадів багатоступеневого осьового компресора ГТД з газодинамічним впливом на течію:
 a – перший каскад компресора; b – другий каскад компресора

Результати дослідження свідчать про необхідність комплексного аналізу течії в перших та останніх ступенях багатоступеневого осьового компресора для визначення параметрів та характеристик газотурбінних двигунів при визначенні границі зриву та границі запирання течії.

У роботі створено наукові основи аналізу сумісної роботи функціональних елементів газотурбінного двигуна з газодинамічним впливом на течію в осьовому багатоступеневого компресорі з урахуванням розриву витратної характеристики осьового багатоступеневого компресора.

ВИСНОВКИ

На базі узагальнення отриманих в дисертації результатів теоретичних та розрахунково–експериментальних досліджень створено науково–методичний апарат для вирішення науково–прикладної проблеми забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності компресорів газотурбінних двигунів шляхом газодинамічного управління течією в компресорі.

1. Підвищення ефективності і економічності енергетичних газотурбінних установок та авіаційних газотурбінних двигунів значною мірою залежить від аеродинамічного вдосконалення осьових компресорів. Аналіз результатів теоретичних та експериментальних досліджень дозволив визначити, що вирішення науково–прикладної проблеми покращення параметрів та вдосконалення характеристик багатоступеневих осьових компресорів газотурбінних двигунів може бути досягнуто за рахунок газодинамічного управління течією в багатоступеневих осьових компресорах.

2. Узагальнення отриманих результатів досліджень дозволило створити методику визначення параметрів осьового багатоступеневого компресора газотурбінного двигуна з газодинамічним управлінням течією. Методика ґрунтується на урахуванні розриву напірної характеристики компресора при газодинамічному управлінні течією шляхом її заміни на характеристики двох (або декількох) послідовно розташованих каскадів, що мають різну витрату повітря. Запропонована методика дозволяє визначати параметри компресора в усьому діапазоні режимів роботи газотурбінного двигуна з урахуванням особливостей протікання лінії робочих режимів у полі характеристик окремих каскадів компресора з газодинамічним управлінням течією при різних законах управління газотурбінного двигуна. Створена методика дозволяє визначати доцільні режими використання газодинамічного управління течією та інтенсивність газодинамічного впливу на течію з метою забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності роботи газотурбінного двигуна.

3. Уперше отримано узагальнені характеристики режимів запирання течії в міжлопаткових каналах ступенів осьових компресорів, у тому числі з газодинамічним управлінням течією.

4. Розроблено методику визначення границі газодинамічної стійкості багаступеневого осьового компресора з газодинамічним управлінням течією із застосуванням узагальнених характеристик режимів запирання течії в міжлопаткових каналах останніх ступенів осьового компресора. Методика дозволяє враховувати особливості роботи дворядних і однорядних спрямних апаратів на нерозрахункових режимах з від’ємними кутами атаки при визначенні частоти обертання, яка відповідає перепусканню повітря із середніх ступенів. Методика дозволяє визначати параметри компресора, що попереджують виникнення режимів зриву потоку на перших ступенях або запирання течії в останніх ступенях та порушення газодинамічної стійкості газотурбінного двигуна у цілому. Методика дозволяє визначати частоту обертання ротора компресора, при якій необхідно здійснювати перепускання повітря з

метою забезпечення стійкої роботи багатоступеневого компресора газотурбінного двигуна.

5. Уперше проведено систематичне чисельне дослідження течії в елементах компресора з використанням газодинамічного управління течією та отримані узагальнені результати, що дозволяють на етапах проектування оцінювати ефективність і економічність газодинамічного управління течією з метою покращення параметрів і характеристик компресорів газотурбінних двигунів. Показано, що застосування дворядних лопаткових вінців з раціональними параметрами у робочих колесах дозволяє підвищити напірність дозвучових ступенів у всьому діапазоні режимів роботи.

6. Уперше отримані узагальнені результати, які дозволяють оцінювати ефективність і економічність використання газодинамічного управління течією шляхом кільцевого вдуву в ступенях осьових компресорів на зривних режимах. Результати чисельного експерименту показали, що застосування кільцевого вдуву при кутах вдуву $\gamma=30^\circ\dots40^\circ$ дозволяє суттєво зменшити рівень втрат на передзривних і зривних режимах роботи ступенів осьового компресора, що приводить до розширення діапазону експлуатаційних режимів багатоступеневого осьового компресора у цілому. Отримані узагальнені результати є основною складовою методики розрахунку кільцевого газодинамічного впливу на течію як засобу покращення зривних характеристик ступенів осьових компресорів.

7. Уперше отримано результати досліджень щодо впливу газодинамічного управління течією шляхом кільцевого вдуву перед робочим колесом на рівень вібронапружень в лопаткових вінцях компресора. Встановлено, що застосування газодинамічного управління течією приводить до зниження періодичної колової нерівномірності потоку в периферійній частині лопаткових вінців дозвучового осьового компресора, і як наслідок, зменшення рівня вібронапружень в кореновому перерізі лопаток дозвучового робочого колеса на 15...30%.

8. Отримано нові дані щодо впливу комплексного газодинамічного управління течією на параметри ступенів дозвучового осьового компресора. Показано, що газодинамічне управління течією на вході в ступінь осьового компресора з дворядним робочим колесом і кільцевим вдувом приводить до зниження рівня гідравлічних втрат на 0,4...6% і зростання ступеня підвищення тиску на 0,5...15,4%.

9. Отримано нові дані щодо впливу газодинамічного управління течією на аероакустичні характеристики дозвучових ступенів осьового компресора. Запропоновані в роботі тривимірні аероакустичні характеристики ступенів осьових компресорів дають можливість комплексно оцінити ефективність газодинамічного впливу на напірність, рівень втрат і зміну рівня акустичного тиску при різних режимах роботи компресора. Результати чисельного експерименту показали, що заміна однорядного робочого колеса на еквівалентне дворядне приводить до зниження рівня акустичного тиску на 0,5...3,2 дБ.

10. Результати досліджень показали, що комплексне застосування газодинамічного управління течією в осьових багатоступневих компресорах

може бути запропоновано для підвищення ефективності компресорів і забезпечення газодинамічної стійкості газотурбінних енергетичних установок і газотурбінних двигунів.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Монографія

1. Аэродинамические следы в компрессорах газотурбинных двигателей: монография [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Н.С. Кулик, И.А. Ластивка, Л.Г. Волянская, Е.В. Дорошенко, Ю.Ю. Терещенко; под ред. Ю.М. Терещенко. – К.:НАУ, 2012. – 232с.

Фахові публікації:

2. Терещенко Ю.М. Энергетический баланс двухконтурного турбореактивного двигателя [Текст]/ Ю.М.Терещенко, Е.В.Дорошенко, Л.Г.Волянская, И.А.Ластивка // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №3/8 (51). – С.13-15.

3. Терещенко Ю.М. Моделирование течения на пластине с турбулизатором [Текст]/ Ю.М. Терещенко, И.А.Ластивка, Л.Г.Волянская, Е.В. Дорошенко // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №5/8 (53). – С. 56-58.

4. Терещенко Ю.М. Численный расчет течения в плоском симметричном дифузоре [Текст]/ Ю.М. Терещенко, И.А.Ластивка, Л.Г.Волянская, Е.В. Дорошенко // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №6/8 (54). – С. 19-22.

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

6. Терещенко Ю.М. Моделирование течения на пластине [Текст] / Ю.М. Терещенко, И.А. Ластивка, Е.В. Дорошенко // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2012. – №1/7 (55). – С. 30-32.

7. Терещенко Ю.М. Моделирование течения в компрессорной решетке при больших дозвуковых скоростях [Текст] / Ю.М. Терещенко, И.А. Ластивка, Е.В. Дорошенко // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2012. – №2/7 (56). – С.57-61.

8. Терещенко Ю.М. Течія в безградієнтному каналі з турбулізаторами [Текст] / Ю.М. Терещенко, К.В. Дорошенко // Наукоємні технології. – 2012. – № 1 (13). – С.9-12.

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

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

11. Терещенко Ю.М. Дослідження нерівномірності потоку за решітками аеродинамічних профілів з газодинамічним управлінням обтіканням [Текст] / Ю.М. Терещенко, І.О. Ластівка, К.В. Дорошенко // Вісник НТУ «ХП». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2012. – № 50. – С. 119–124.

12. Tereshchenko Y. Gas-dynamic influence on aerodynamic trails behind the gas-turbine engine stator elements [Text]/ Y. Tereshchenko, I. Lastivka, K. Doroshenko, O. Nechyporuk// The advanced Science. – 2013. – № 3 – P. 71–77. (зарубіжний журнал)

13. Терещенко Ю. М. Моделирование течения в диффузоном канале с турбулизаторами [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, Л. Г. Волянская // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – №4/7 (64). – С. 38–41.

14. Терещенко Ю. М. Оценка экономичности трехконтурного турбореактивного двигателя [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, И. А. Ластивка // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – №5/7 (65). – С. 38–41.

15. Терещенко, Ю. М. Влияние густоты решетки аэродинамических профилей на режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах [Текст]/ Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, А. Техрани // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2014. – Т. 4, № 7 (70). – P. 30–33. doi: 10.15587/1729-4061.2014.26067. (наукометричний)

16. Терещенко, Ю. М. Методика расчета характеристик осевого компрессора на срывных режимах [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, А. Техрани // Вісник Національного технічного університету «ХП». – 2014. № 40 (1090). – С. 41-47. (наукометричний)

17. Терещенко Ю. М. Влияние угла установки аэродинамических профилей на режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, А. Техрани // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2014. – Т. 5, № 7 (71). – P. 37–41. doi: 10.15587/1729-4061.2014.27997. (наукометричний)

18. Терещенко, Ю. М. Моделирование течения в решітці аеродинамічних профілів [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, А. Техрани // Наукоємні технології. – 2014. – № 3 (23). – С. 348–351, doi: 10.18372/2310-5461.23.7414 (наукометричний)

19. Терещенко Ю.М. Моделирование течения в двухрядных лопаточных венцах [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко, Дж. Аболхассан заде // Вісник Національного технічного університету «ХП». Серія: Механіко-технологічні системи та комплекси. – 2015. – №22. – С. 75-77. (наукометричний)

20. Терещенко Ю.М. Исследование влияния соотношения хорд профилей на аэродинамические характеристики двухрядной компрессорной решетки [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко, Дж. Аболхассан заде // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2015. – №5/8(77). – С. 9-13, doi: 10.15587/1729-4061.2015.50535 (SCOPUS)

21. Терещенко Ю.М. Моделирование течения с учетом трения и теплообмена в лопаточных венцах компрессоров газотурбинных двигателей [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко, Дж. Аболхассан заде // Проблемы тертя та зношування. – 2015. – №3(68). – С. 9-13 (наукометричний)

22. Терещенко Ю.М. Моделирование течения в компрессорных решетках при больших углах атаки [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко, Дж. Аболхассан заде // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2015. – №4/8(76). – С. 9-13, doi: 10.15587/1729-4061.2015.47206 (SCOPUS)

23. Tereshchenko Y. M. Aerodynamic factors of influence on the resonance vibration of gas turbine compressor blades [Text]/ Y. M. Tereshchenko, E. V. Doroshenko, A. Tehrani, J. Abolhassanzade // Strength of Materials. – 2015. – V. 47. – N. 5 – P. 711–718. doi:10.1007/s11223-015-9708-1 (SCOPUS)

24. Терещенко Ю. М. Моделювання режиму запирання течії в двохрядній компресорній решітці [Текст]/ Ю.М. Терещенко, К.В. Дорошенко, І.О. Ластівка // Наукоємні технології. – 2015. - №4. – С. 57-63, doi: 10.18372/2310-5461.28.9681 (наукометричний)

25. Дорошенко Е.В. Влияние абразивного износа лопаток на эффективность лопаточного венца ступени осевого компрессора [Текст]/ Е.В. Дорошенко // Проблемы тертя та зношування. – 2016. - №2(71). – С.56-61 (наукометричний)

26. Ластівка І. О. Розрахункове дослідження газодинамічного впливу на течію в решітках аеродинамічних профілів [Текст]/ І. О. Ластівка, К. В. Дорошенко, Ю. Ю. Терещенко // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2016. – № 12(1184). – С. 38–46, doi: 10.20998/2413-4295.2016.12.31 (наукометричний)

27. Терещенко Ю.М. Моделювання течії в компресорних решітках з турбулізаторами на поверхні лопаток [Текст] / Ю. М. Терещенко, К.В. Дорошенко, Ю. Ю. Терещенко // Наукоємні технології. – 2016. – №. 3 (31). – P. 335–352, doi: 10.18372/2310-5461.31.10804 (наукометричний)

28. Tereshchenko Yu. Numerical study of flow in the stage of axial compressor with different topology of computation grid [Text]/ Yu. M. Tereshchenko, E. Doroshenko, I. Lastivka, Yu. Yu. Tereshchenko // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2017. – №3/7(7). – С. 28-33, doi: 10.15587/1729-4061.2017.101315 (SCOPUS)

29. Tereshchenko Yu. Examining the effect of annular injection on the parameters of the axial compressors stage [Text]/ Yu. M. Tereshchenko, E. Doroshenko, I. Lastivka, Yu. Yu. Tereshchenko // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2017. – №5/7(89). – С. 53-58. doi: 10.15587/1729-4061.2017.109556 (SCOPUS)

30. Терещенко Ю.М. Течія напівобмеженої струї з тертям та теплообміном в каналі сопла рідинного ракетного двигуна [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко, Ю.Ю.Терещенко, Гамзег П. // Проблеми тертя та зношування. – 2017. – №2(75). – С. 101-108 (наукометричний).

31. Терещенко Ю. М. Газодинамическое воздействие кольцевого вдува на течение в ступени осевого компрессора [Текст]/ Ю.М. Терещенко, К.В. Дорошенко, И.А. Ластивка, И.П.Кудзиновская // Авиационно-космическая техника и технология. Научно-технический журнал. – 2017. – №7 (142). – С. 24-30 (наукометричний).

32. Терещенко Ю.М. Течія в'язкого газу в дифузорному каналі з турбулізаторами [Текст]/ Ю. М. Терещенко, К.В. Дорошенко, Ю. Ю. Терещенко, Гамзег П. // Наукоємні технології. – 2017. – №. 2. (34). – С. 184–188, doi: 10.18372/2310-5461.34.11618 (наукометричний).

33. Терещенко Ю.М. Дослідження впливу кільцевого вдуву на газодинамічну стійкість ступеня осевого компресора [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко, Ю.Ю.Терещенко // Вісник інженерної академії України – 2017. – №2 – С. 110-115 (наукометричний).

34. Терещенко Ю.Ю. Перспективи створення авіаційних двигунів з турбовентиляторною приставкою [Текст] / Ю.Ю. Терещенко, К.В. Дорошенко, Ю.М. Терещенко // Вісник інженерної академії України – 2017. – №3 – С. 28-31.

35. Дорошенко К.В. Вплив форми штучної шорсткості на течію в дифузорному каналі [Текст] / К.В. Дорошенко, Ю.Ю. Терещенко, П.В. Гуменюк, П. Гамзег // Проблеми тертя та зношування. – 2017. – №4(77). – С. 85-89 (наукометричний).

36. Терещенко Ю. М. Методика оцінки статичної міцності двохярусної лопатки робочого колеса турбовентиляторної приставки [Текст] /Ю.М. Терещенко, К. В. Дорошенко, І. О. Ластівка, Ю. Ю. Терещенко // Наукоємні технології. – 2017. – №. 3. (35). – Р. 233–241, doi: 10.18372/2310-5461.35.11843 (наукометричний).

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

Матеріали конференцій

38. Tereshchenko Y. Aerodynamic characteristics of tandem subsonic compressor cascade [Text]/ Y. Tereshchenko, L. Volyanskaya, E. Doroshenko, I. Lastivka // Safety in aviation and space technologies : the fifth world congress «Aviation in the XXI-st century», 25–27 September, 2012 Kyiv, Ukraine. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту «НАУ-друк», 2012. – Vol. 1. – P. 1.13.11–1.13.14.

39. Tereshchenko Y. Critical modes of flow in airfoil cascade [Text]/ Y. Tereshchenko, Y. Tereshchenko, K. Doroshenko, L. Volyanskaya // Safety in aviation and space technologies : the fifth world congress «Aviation in the XXI-st cen-

туры», 25–27 September, 2012 Kyiv, Ukraine. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту «НАУ-друк», 2012. – Vol. 1. – Р. 1.13.7–1.13.10.

40. Терещенко Ю. М. Математическое моделирование течения в диффузорных каналах [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко // XIV Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика. М. Одеса 18-19 вересня 2013р с. 143

41. Терещенко Ю.М. Рабочий процесс и основные параметры трехконтурного турбореактивного двигателя [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Ю.Ю. Терещенко, Е.В. Дорошенко // Климовские чтения-2013: перспективные направления развития авиадвигателестроения. Сборник докладов международной научно-технической конференции. Санкт-Петербург, 18 октября, с. 22-33.

42. Дорошенко К.В. Течія в компресорних решітках при великих від'ємних кутах атаки [Текст]/ К.В. Дорошенко, Ю.Ю. Терещенко // XI Міжнародна науково-технічна конференція АВІА 2013. М. Київ 21-23 травня 2013р. с. 14.9-14.13.

43. Tereshchenko Y. Numerical simulation of flow at compressor stage [Text]/ Y. Tereshchenko, K. Doroshenko, Y. Tereshchenko// Safety in aviation and space technologies : the sixth world congress «Aviation in the XXI-st century», 23–25 September, 2014 Kyiv, Ukraine. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту «НАУ-друк», 2014. – Vol. 1. – Р. 1.5.23–1.5.26.

44. Дорошенко К.В. Газодинамічний вплив на аеропружні коливання лопаток компресорів газотурбінних двигунів [Текст]/ К.В. Дорошенко, Ю.Ю. Терещенко XVI Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика. м. Суми 14-16 жовтня 2015р с. 167

45. Терещенко Ю.М. Влияние густоты решетки аэродинамических профилей на режиме «запирания» течения в межлопаточных каналах [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко // XII Міжнародна науково-технічна конференція АВІА 2015. М. Київ 28-29квітня 2015р. с. 20.34-20.37

46. Дорошенко Е.В. Методика расчета критических режимов течения в решетках аэродинамических профилей [Текст]/ Е.В. Дорошенко // XII Міжнародна науково-технічна конференція АВІА 2015. М. Київ 28-29квітня 2015р. с. 20.30-20.33

47. Tereshchenko Y. Working process of bypass gas turbine engines with turbo-fan additional unit [Text]/ Yu.M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko // Safety in aviation and space technologies : the seventh world congress «Aviation in the XXI-st century», 19–21 September, 2016 Kyiv, Ukraine. – К.: Вид-во Нац. Авіац. Ун-ту «НАУ-друк», 2016. – Vol. 1. – Р. 1.5.1–1.5.6.

48. Терещенко Ю.М. Моделювання течії із газодинамічним впливом на аеродинамічні сліди у елементах статора ГТД [Текст]/ Ю.М. Терещенко, К.В. Дорошенко // XVII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика. М. Харків 19-21жовтня 2016р с. 139.

49. Дорошенко Е.В. Транспирационное охлаждение реактивного сопла жидкостного ракетного двигателя [Текст]/ Е.В. Дорошенко, Ю.Ю.Терещенко, П. Гамзег // Політ. Сучасні проблеми науки. XVII Міжнародна науково-

практичної конференція молодих учених і студентів, 4-5 квітня 2017 року, Київ, с. 104

50. Терещенко Ю.Ю. Газодинамічне регулювання течією в реактивному соплі [Текст]/ Ю.Ю. Терещенко, К.В. Дорошенко, П. Гамзег// XIII Міжнародна науково-технічна конференція АВІА 2017. М. Київ 19-21 квітня 2017 р. с. 36.

Патенти

51. Патент на корисну модель №65004 Адаптивне робоче колесо осьового вентилятора ГТД 25.11.2011 Бюл. №22, 2011р. Дорошенко К.В., Макарчук М.В., Терещенко Ю.М. F04D 19/00, F04D 29/66

52. Патент на корисну модель №60395 Спосіб зменшення шуму вентилятора ГТД 25.06.2011 Бюл. №12, 2011р., Терещенко Ю.М., Кінащук І.Ф., Дорошенко К.В., Марковська Л.Г. F04D 19/00, F04D 29/66

53. Патент на корисну модель №75912 Лопатковий вінець осьового компресора 25.12.2012 Бюл. №24, 2012. Терещенко Ю.М., Макарчук М.В., Дорошенко К.В., Терещенко Ю.Ю. F04D 19/00, F04D 29/66

АНОТАЦІЯ

Дорошенко К.В. Газодинамічне управління течією в компресорах газотурбінних двигунів. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук зі спеціальності 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки. – Національний авіаційний університет Міністерства освіти і науки України, Київ, 2018.

У роботі отримала подальший розвиток теорія газотурбінних двигунів у напрямку дослідження параметрів та характеристик осьових компресорів газотурбінних двигунів з газодинамічним управлінням течією.

У дисертації створено науково–методичний апарат для вирішення науково–прикладної проблеми забезпечення газодинамічної стійкості та ефективності осьових компресорів газотурбінних двигунів шляхом газодинамічного управління течією в компресорі.

Вперше отримано узагальнені характеристики режимів запирання течії в міжлопаткових каналах ступенів осьових компресорів, у тому числі з газодинамічним управлінням течією. Розроблено методику визначення границі газодинамічної стійкості багатоступеневого осьового компресора з газодинамічним управлінням течією із застосуванням узагальнених характеристик режимів запирання течії в міжлопаткових каналах останніх ступенів осьового компресора.

Вперше отримані узагальнені результати, які дозволяють оцінювати ефективність і економічність використання газодинамічного управління течією в ступенях осьових компресорів на зривних режимах.

Запропоновано тривимірні аероакустичні характеристики ступенів осьових компресорів, які дають можливість комплексно оцінити ефективність впливу газодинамічного управління течією на напірність, рівень втрат і зміну рівня акустичного тиску на різних режимах роботи газотурбінного двигуна.

Ключові слова: компресор, газодинамічне управління течією, газодинамічна стійкість, ефективність, економічність, рівень втрат.

АННОТАЦІЯ

Дорошенко Е.В. Газодинамическое управление течением в компрессорах газотурбинных двигателей. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.05.03 – двигатели и энергетические установки. – Национальный авиационный университет Министерства образования и науки Украины, Киев, 2018.

В диссертации создан научно–методический аппарат для решения научно–прикладной проблемы обеспечения газодинамической устойчивости и эффективности осевых компрессоров газотурбинных двигателей путем газодинамического управления течением в компрессоре.

В работе получила дальнейшее развитие теория газотурбинных двигателей в направлении исследования параметров и характеристик осевых компрессоров газотурбинных двигателей с газодинамическим управлением течением. Создана методика, которая позволяет определять параметры компрессора во всем диапазоне режимов работы газотурбинного двигателя с учетом особенностей протекания линий рабочих режимов в поле характеристик отдельных каскадов компрессора с газодинамическим управлением течением при разных законах управления газотурбинного двигателя.

Впервые получены обобщенные характеристики режимов запирающего течения в межлопаточных каналах ступеней осевых компрессоров, в том числе с газодинамическим управлением течением. Разработана методика определения границы газодинамической устойчивости многоступенчатого осевого компрессора с газодинамическим управлением течением с использованием обобщенных характеристик режимов запирающего течения в межлопаточных каналах последних ступеней осевого компрессора.

Впервые получены обобщенные результаты, которые позволяют оценивать эффективность и экономичность использования газодинамического управления течением в ступенях осевых компрессоров на срывных режимах.

Разработаны рекомендации по выбору параметров газодинамического управления течением кольцевым вдувом в осевом компрессоре на основе обобщенных результатов исследований параметров течения и характеристик ступеней осевого компрессора.

Впервые получены обобщенные данные эффективности и экономичности влияния комплексного газодинамического управления течением на параметры и характеристики ступеней осевого компрессора на основе проведенного систематического численного исследования течения в ступенях осевого компрессора.

Получены результаты влияния газодинамического управления течением на аэроакустические характеристики ступени осевого компрессора и предложены трехмерные аэроакустические характеристики ступеней осевых компрессоров, которые дают возможность комплексно оценить эффективность

влияния газодинамического управления течением на напорность, уровень потерь и изменение уровня акустического давления на разных режимах работы газотурбинного двигателя.

Ключевые слова: компрессор, газодинамическое управление течением, газодинамическая устойчивость, эффективность, экономичность, уровень потерь.

SUMMARY

Doroshenko K.V. Gasdynamic flow control in compressors of gas turbine engines. - Manuscript.

Thesis for the degree of Doctor of Technical Sciences in specialty 05.05.03 – engines and power plants. – National aviation university of Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2018.

The theory of gas turbine engines in the direction of research of the parameters and characteristics of axial-flow compressors of gas turbine engines with gas-dynamic flow control was further developed in paper.

In thesis a scientific - methodological apparatus was created to solve the scientific - applied problem of providing gas-dynamic stability and efficiency of axial-flow compressors of gas turbine engines by gas-dynamic flow control in the compressor.

For the first time, studies were performed on the flow locking modes at the multistage axial-flow compressors including gas-dynamic flow control. A technique for determining of the stall line of a multistage axial-flow compressor with gas-dynamic flow control was developed using generalized characteristics of flow locking modes in the interchannels of the last stages of the axial-flow compressor.

For the first time, generalized results are obtained that allow to evaluate the efficiency and economy of using gas-dynamic flow control in axial-flow compressor stage at stall modes.

The proposed three-dimensional aeroacoustic characteristics of the stages of axial compressors make it possible to comprehensively evaluate the efficiency of the gas-dynamic effect on the loading, the loss level and the change in the acoustic pressure level under various operating conditions of the compressor.

Keywords: compressor, gas-dynamic flow control, gas-dynamic stability, efficiency, economy, level of losses.