МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Терещенко Юрій Юрійович

УДК 629.7.03 (043.3)

КОНЦЕПЦІЯ ІНТЕГРАЦІЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ І ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

05.05.03 - двигуни та енергетичні установки

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ 2019

Дисертацією є рукопис

Робота виконана в Національному авіаційному університеті на кафедрі авіаційних двигунів.

Науковий консультант: доктор технічних наук, професор
Мітрахович Михайло Михайлович,
Державне підприємство «Івченко-Прогрес»,
заступник директора.

Офіційні опоненти: академік, доктор технічних наук, професор
Халатов Артем Артемович,
Інститут технічної теплофізики НАН України,
завідувач відділу

доктор технічних наук, професор
Семон Богдан Йосипович,
Національний університет оборони України
імені Івана Черняховського,
головний науковий співробітник

доктор технічних наук, професор
Расстригін Олександр Олексійович,
Центральний науково-дослідний інститут озброєння
та військової техніки Збройних сил України,
головний науковий співробітник

Захист дисертації відбудеться 29 листопада 2019 року о 15^{00} годині в аудиторії 1.131 на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.05 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, проспект Космонавта Комарова, 1.

Автореферат розісланий 28 жовтня 2019 р.

Вчений секретар спеціалізованої
вченої ради Д 26.062.05
доктор технічних наук К.В. Дорошенко

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Наукова концепція – перший та найважливіший етап у створенні авіаційної силової установки, що віддзеркалює експозиційний зміст і загальне наукове обґрунтування шляхів вирішення науково-практичної проблеми.

Концепція інтеграції силової установки і літального апарату, що досліджується в дисертації, присвячена вирішенню проблеми аеротермогазодинамічної інтеграції газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли силової установки з використанням енергії примежового шару, що формується на поверхні мотогондоли газогенераторного модуля. Створення перспективних літальних апаратів базується на принципах оптимальної інтеграції силової установки та літального апарату та забезпечення максимізації цільової функції, що визначається функціональним призначенням літального апарату. Отримання високої паливної економічності магістральних літаків потребує узгодження термогазодинамічних параметрів та характеристик силової установки та аеродинамічних характеристик літального апарату, що найбільш повно відповідає поставленим задачам. Важливе місце у вирішенні цієї проблеми мають задачі оптимального узгодження термогазодинамічних параметрів і характеристик газотурбінного двигуна і аеродинамічних характеристик мотогондоли як складової частини літального апарату.

Дослідження даних питань із застосуванням сучасних розрахункових та експериментальних методів дозволяє створити науково-методичне обгрунтування концепції аеротермогазодинамічної інтеграції газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та мотогондоли силової установки літального апарату.

Актуальність роботи визначається актуальністю проблеми покращення тягово-економічних характеристик авіаційних силових установок перспективних літальних апаратів на підставі застосування концепції інтеграції силової установки та літального апарату.

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

14/07.01.03 «Дослідження параметрів та характеристик силових установок перспективних безпілотних літальних апаратів» (2017-2019 рр.). Відповідальний виконавець НДР № 57/07.01.03 «Аеротермогазодинамічна інтеграція газотурбінного двигуна і ступінчастої мотогондоли літального апарату» (2019 р.).

Дана робота є складовою частиною досліджень, що проводяться в Національному авіаційному університеті і спрямовані на забезпечення покращення параметрів та характеристик силових установок літальних апаратів 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 дослідження. Метою роботи є створення науково-методичного апарату для вирішення актуальної науково-прикладної проблеми покращення тягово-економічних характеристик авіаційної силової установки шляхом аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондоли модуля газогенератора.

Задачі дослідження.

1. Аналіз сучасного стану проблеми вдосконалення параметрів та характеристик авіаційних силових установок та обґрунтування напрямку дисертаційного дослідження.

2. Створення наукових основ концепції аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки.

3. Створення науково-методичного апарату аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурних газотурбінних двигунів із турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки.

4. Виконання експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик моделей мотогондол багатоконтурних газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою.

5. Розрахунково-експериментальне дослідження аеротермогазодинамічної інтеграції вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки багатоконтурного газотурбінного двигуна та мотогондоли модуля газогенератора із управлінням примежовим шаром.

6. Створення методики узгодження параметрів робочого процесу багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та параметрів ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки відповідно до розрахункових умов польоту.

7. Створення графоаналітичного методу оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки багатоконтурного газотурбінного двигуна.

8. Створення на основі результатів розрахунково-експериментальних досліджень рекомендацій щодо обґрунтування вимог до аеротермогазодинамічної інтеграції ступінчастої мотогондоли силової установки літального апарата та газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

Об’єкт досліджень – авіаційна силова установка з багатоконтурним га-

зотурбінним двигуном з турбовентиляторною приставкою та ступінчастою мотогондолою.

Предмет дослідження – аеротермогазодинамічні процеси взаємодії газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли з управлінням примежовим шаром.

Методи дослідження. В роботі використовуються сучасні методи теоретичних та експериментальних досліджень. Теоретична частина роботи визначає основні задачі, шляхи їх вирішення та ґрунтується на результатах фундаментальних досліджень в галузі аеротермогазодинаміки авіаційних двигунів, теорії примежового шару. Експериментальна частина роботи ґрунтується на використанні сучасних методів аеродинамічних досліджень**.**

Наукова новизна роботи.

1. Створено наукові основи концепції інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки. Отримала подальший розвиток теорія газотурбінних двигунів у напрямку створення теоретичних основ інтеграції багатоконтурних турбореактивних двигунів з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли силової установки.

2. Створено науково-методичний апарат аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурних турбореактивних двигунів із турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки.

3. За результатами експериментальних досліджень вперше отримані та проаналізовані аеродинамічні характеристики ступінчастих мотогондол авіаційних силових установок.

4. На основі результатів розрахунково-експериментальних досліджень створено теоретичні основи аеротермогазодинамічної інтеграції триконтурного ГТД з турбовентиляторною приставкою та ступінчастою мотогондолою авіаційної силової установки із застосуванням управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенераторного модуля.

5. Створено методику узгодження параметрів робочого процесу багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та параметрів ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки відповідно до розрахункових умов польоту.

6. Створено графоаналітичний метод оптимізації аеротермогазодинамічних параметрів турбовентиляторної приставки багатоконтурного газотурбінного двигуна та ступінчастої мотогондоли.

7. На основі розрахунково-експериментальних досліджень отримані рекомендації щодо обґрунтування вимог до аеротермогазодинамічної інтеграції багатоступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки та багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

Практичне значення отриманих результатів полягає у можливості використання отриманих результатів при проектуванні компоновок перспективних літальних апаратів з силовими установками з турбовентиляторною приставкою. Практичне значення отриманих результатів підтверджується актами реалізації результатів роботи у ДП «Антонов» та ДП «Івченко - Прогрес» і актом реалізації

результатів роботи в навчально-виховний процесс Національного авіаційного університету.

Особистий внесок здобувача визначається такими положеннями. Всі основні положення концепції інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та літального апарату, результати розрахунків та моделювання, положення, що винесено на захист, належать автору.

У наукових працях автора, що опубліковані у співавторстві, здобувачем: проаналізовано конструктивне виконання триконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою для безпілотних літальних апаратів [1]; створено математичну модель робочого процесу триконтурного газотурбінного двигуна [2]; отримано співвідношення для примежового шару на режимах запирання течії [3]; запропоновано розрахункову схему та методику визначення газодинамічного впливу на течію в решітках аеродинамічних профілів [4]; виконано аналіз та узагальнення результатів дослідження [5, 9]; проаналізовано варіанти топології розрахункової сітки [6]; сформульовано вихідні дані і задачі розрахункового дослідження [7, 15]; визначено вихідні дані та методику виконання розрахункового дослідження [8]; визначено вимоги до співвідношення параметрів основного потоку та струменя, що видувається.у потік [10]; проведено критичний аналіз сучасного стану та перспектив розвитку багатоконтурних газотурбінних двигунів [11]; проведено обґрунтування форми та параметрів штучної шорсткості на поверхні дифузорного каналу [13]; розглянуто питання щодо узгодження термогазодинамічних та міцністних характеристик двоярусного лопаткового вінця [14]; виконано критичний аналіз щодо переваг та недоліків нових схем газотурбінних двигунів [16]; визначено параметри потоку, що застосовуються для активного управління течією [17]; розглянуто умови виникнення резонансних коливань в лопаткових вінцях [18]; розглянуто фактори, що впливають на інтерференцію лопаткових вінців [19]; проаналізовано питання впливу течії у компресорі на газодинамічну стійкість авіаційної силової установки [20]; запропонована концепція ступінчастої могондоли, проведено чисельний експеримент, виконано оцінку параметрів течії на зовнішній опір ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки [21]; проаналізовано вплив примежового шару на параметри робочого процесу [22]; виконано чисельний експеримент та визначено вплив управління примежовим шаром на товщину втрати імпульсу на поверхні [23]; оцінено вплив примежового шару на течію [24, 26]; сформульовано основні вимоги до визначення параметрів багатоконтурного газотурбінного двигуна, проведено оцінку економічності багатоконтурного газотурбінного двигуна [25]; проведено оцінку можливостей застосування для аналізу течії в компресорі газотурбінного двигуна нейронних систем [27]; виконано аналіз течії в ступенях осьового компресора [28]; виконано чисельний розрахунок течії в решітках аеродинамічних профілів, проаналізовано результати [29]; сформульовано граничні умови для вирішення задач газодинамічного впливу на аеропружні коливання лопаток компресорів газотурбінних двигунів [30]; виконано оптимізацію параметрів течії в турбовентиляторній приставці багатоконтурного газотурбінного двигуна [31]; виконано чисельне моделювання у решітці з управлінням примежовим шаром [32]; розглянуто питання взаємодії

потоків на поверхні з активним управлінням примежового шару [33]; проаналізовано питання термогазодинамічного впливу на течію в примежовому шарі реактивного сопла [34]; розглянуто вплив термогазодинамічних параметрів потоку, що використовується для управління примежовим шаром на параметри течії [35]; оцінено вплив управління примежовим шаром на аеродинамічний опір мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна [36]; проаналізовано вплив параметрів газового потоку на робочий процес [37].

Достовірність отриманих наукових результатів роботи забезпечується коректним застосуванням математичного апарату для вирішення поставлених наукових задач, виконанням умов валідації та верифікації методик та установок для виконання експериментальних досліджень та підтверджується добрим узгодженням результатів розрахункових досліджень з результатами математичного моделювання і фізичних експериментів.

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, 2013-2019 рр.); міжкафедральних семінарах Національного авіаційного університету (м. Київ, Україна, 2019 р.); Міжнародній науково-технічній конференції Климовські читання-2013: перспективні напрями розвитку авіадвигунобудування. (м. Санкт-Петербург, Росія, 2013р.); XI Міжнародній науково-технічній конференції ABIA 2013 (м. Київ, Україна, 2013р.); XII Міжнародній науково-технічній конференції ABIA 2015 (м. Київ, Україна, 2015р.); XIII Міжнародній науково-технічній конференції ABIA 2017. (м. Київ, Україна, 2017р.); 2nd European Conference on Innovations in Technical and Natural Science (Vienna, Austria, 2014); VI, VII, VIII Всесвітньому конгресі «Aviation in the XXI-st century» (м. Київ, Україна, 2014р., 2016р., 2018р.); 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.); XVII Міжнародній науково-практичній конференції молодих учених і студентів «Політ. Сучасні проблеми науки» (м. Київ, Україна, 2017 р.); Міжнародній науково-технічній конференції «Нові і нетрадиційні технології в ресурсо- і енергозбереженні»(м. Одеса, Україна, 2019р.).

Публікації. За темою дисертації опубліковано одна одноосібна та дві колективні монографії, 22 наукові статті у журналах, що входять до переліку фахових видань України з технічних наук, у тому числі 5 статей, які індексуються наукометричною базою SCOPUS, 1 патент України на корисну модель, 12 матеріалів конференцій.

Структура дисертації. Дисертація складається зі вступу, 6 розділів, висновків, списку використаної літератури, 4 додатків. Основний матеріал дисертації викладено на 290 сторінках, 81 рисунку, 1 таблиці. Бібліографія містить 308 найменуваль робіт на 34 сторінках. Загальний обсяг дисертації складає 335 сторінок.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність теми дисертаційного дослідження, обгрунтовано та сформульовано мету та завдання дослідження, охарактеризовані наукова новизна, теоретична та практична значимість отриманих результатів наукових досліджень, визначено особистий внесок здобувача в одержаних результатах наукових досліджень та впровадження результатів роботи.

У першому розділі наведено сучасний стан проблеми вдосконалення параметрів та характеристик авіаційних силових установок, обґрунтовано та сформульовано основні завдання дисертаційного дослідження. Вагомий внесок у вирішення проблеми вдосконалення параметрів та характеристик авіаційних силових установок внесли представники світової та української наукових шкіл, зокрема: Жуковский М.Є., Струмінський В.В., Люлька А.М., Седов Л.І., Холщевніков К.В., Іноземцев А.А., Уваров А.А. ,Абрамович Г.Н., Гиневський А.С., Остославський І.В., Флоров І.Ф., Югов О.К., Селіванов О.Д., Терещенко Ю.М., Казанджан П.К., Нечаєв Ю.М., Степанов Г.Ю., Богуслаєв В.О., Кравченко І.Ф., Бекнев В.С., Халатов А.А., Гнесин В.І., Єршов В.М., Бойко А.В., Бойко Л.Г., Герасименко В.П. та ін. Аналіз проблеми інтеграції параметрів та характеристик газотурбінних двигунів та мотогондол авіаційних силових установок показав, що підвищення економічності та ефективності газотурбінного двигуна може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх задач, що визначають параметри і характеристики авіаційної силової установки та літального апарату. Одним із шляхів покращення параметрів і характеристик газотурбінних двигунів модульної конструкції є створення газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою. На рис.1 наведено схему газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою із застосуванням уніфікованого базового газогенератора.

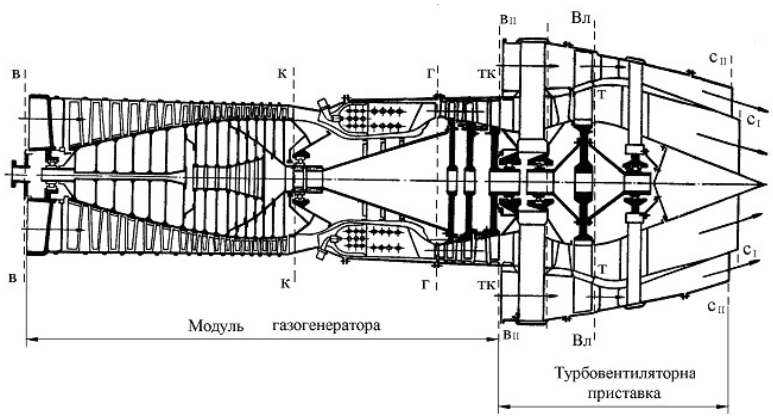


Рис.1. Схема газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою

Важливе місце в проблемі покращення тягово-економічних характеристик авіаційних силових установок перспективних літальних апаратів є зменшення негативного впливу модуля мотогондоли на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива. Аеротермогазодинамічна інтеграція газотурбінного двигуна і літального апарата передбачає узгодження параметрів робочого процесу і характеристик газотурбінного двигуна та параметрів і характеристик мотогондоли силової установки з метою отримання найкращих параметрів та характе-

ристик літального апарату в розрахункових умовах польоту. Зовнішній опір сучасних силових установок з двоконтурними газотурбінними двигунами з великим ступенем двоконтурності складає 2…3% від тяги двигуна на крейському режимі роботи. На рис. 2 показано результати розрахункового дослідження впливу зовнішнього опору мотогондоли на ефективну тягу двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту.

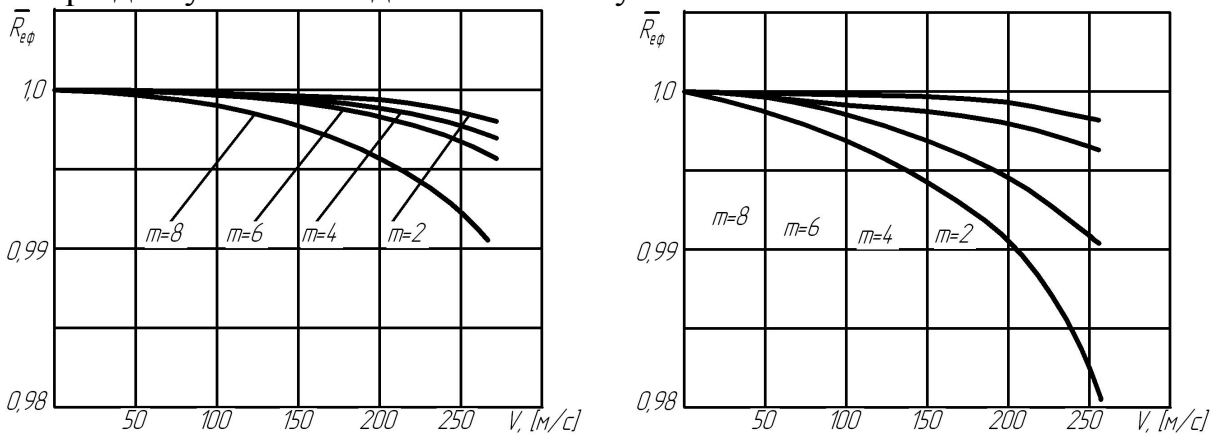


Рис.2. Вплив зовнішнього опору мотогондоли на ефективну тягу двоконтурного двигуна (подовження мотогондоли (λ=4 та λ=8)

Наукове обгрунтування концепції інтеграції газотурбінних двигунів із турбовентиляторною приставкою зі ступінчастою мотогондолою силової установки літального апарату є завданням даного наукового дослідження.

За змістом першого розділу сформульовано задачі дослідження аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли силової установки літального апарату.

У другому розділі розглядається концепція інтеграції газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли. Вплив зовнішнього опору мотогондоли на ефективну тягу багатоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту визначається при наступних допущеннях. Профільний опір мотогондоли авіаційної силової установки $X_{мг}$ визначається без урахування інтерференції несучих поверхонь крила, фюзеляжу, пілонів кріплення двигунів з мотогондолою силової установки і визначається як задача в'язкого обтікання тіла обертання. Схема ступінчастої мотогондоли силової установки з турбовентиляторною приставкою наведена на рис.3.

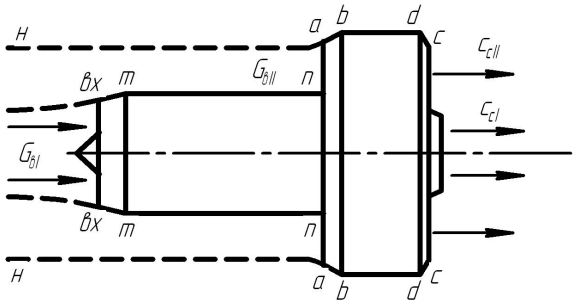


Рис.3. Схема ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки

Ефективна тяга силової установки визначається внутрішньою тягою дви-

гуна та зовнішним опором мотогондоли силової установки:

$$R_{еф} = R_{вн} – X_{зовн}.$$

де $R_{вн}$ – внутрішня тяга двигуна як рівнодіюча сил тиску і тертя, які діють на внутрішні поверхні двигуна; $X_{зовн}$ – проекція на вісь двигуна рівнодіючою сил тиску і тертя, які діють на зовнішню поверхню мотогондоли.

Зовнішній опір силової установки складається із зовнішнього опору мотогондоли газогенератора та зовнішнього опору мотогондоли турбовентиляторної приставки. Зовнішній опір мотогондоли газогенератора

$$X_{зовн.г.г..} = X_{мгг} + X_{гг},$$

де $X_{мгг}$ – рівнодіюча сил тиску на зовнішню поверхню мотогондоли газогенератора в проекції на вісь двигуна; $X_{гг}$ – сила тертя зовнішнього потоку повітря о поверхню мотогондоли газогенератора.

Зовнішній опір мотогондоли турбовентиляторної приставки є наслідком дії на її зовнішню поверхню сил тиску і тертя зовнішнього потоку повітря о зовнішню поверхню турбовентиляторної приставки:

$$X_{тп} = X_{мтп} + X_{гтп},$$

де $X_{мтп}$ – рівнодіюча сил тиску на зовнішню поверхню мотогондоли турбовентиляторної приставки в проекції на вісь двигуна; $X_{гтп}$ – сила тертя зовнішнього потоку повітря о поверхню мотогондоли турбовентиляторної приставки. Ефективна тяга авіаційної силової установки складається з внутрішньої тяги двигуна

$$R = (G_г c_{c1} – G_{в1} V) + F_{c1} (p_{c1} – p_н) +(G_{в2} c_{c2} – G_в V) + F_{c2} (p_{c2} – p_н),$$

і зовнішнього опору силової установки

$$X_{зовн} = X_{об.гг.р} + X_{об.гг.} + X_{мг.гг.р} + X_{мг.гг} + X_{об.тп.р} + X_{об.тп} + X_{мгтп.р} + X_{мг.тп.} + X_{кор},$$

де $X_{об.гг.р}$ – опір обичайки повітрозабирача газогенератора, обумовлений дією сил тиску на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці вх-м);

$X_{мг.гг.р}$ – опір центральної частини мотогондоли газогенератора, обумовлений дією сил тиску на ділянці m-n;

$X_{об.гг.}$ – опір обичайки мотогондоли газогенератора, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці вх-m);

$X_{мг.гг.}$ – опір центральної частини мотогондоли газогенератора, обумовлений дією сил тертя (на ділянці m-n);

$X_{об.тп.р}$ – опір обичайки повітрозабирача турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тиску на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці a-b);

$X_{об.тп.}$ – опір обичайки повітрозабирача турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотого-

ндоли (на ділянці a-b);

$X_{мг.тп.р}$ – опір центральної частини мотогондоли турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тиску на ділянці b-d;

$X_{мг.тп.}$ – опір центральної частини мотогондоли турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тертя на ділянці b-d;

$X_{кор}$ – кормовий опір сил тиску на ділянці мотогондоли приставки d-c.

На дозвукових швидкостях польоту зовнішній опір авіаційної силової установки порівняно невеликий, основну його частину складає опір тертя.

Теоретичні дослідження показали, що газотурбінні двигуни з турбовентиляторною приставкою мають високу ефективність і економічність в порівнянні з сучасними двоконтурними двигунами різного ступеня двоконтурності. Однак питання щодо дослідження профільного опору ступінчастої мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою до теперішнього часу не досліджено. За результатами розрахунково-експериментальних досліджень виконано узагальнення матеріалів щодо впливу співвідношення геометричних параметрів мотогондоли газогенератора і мотогондоли турбовентиляторної приставки на сумарний зовнішній опір мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою.

Відносний вплив зовнішнього аеродинамічного опору мотогондоли на ефективну тягу силової установки оцінимо як відношення ефективної тяги двигуна до його внутрішньої тяги

$$\overline{R}_{\text{еф}} = 1 - \frac{2C_{Xf_{\text{мг}}}\lambda_{\text{мг}}V}{(1+m)(C_c - V)},$$

де $\lambda_{\text{мг}} = l_o / d_o$ – подовження циліндричної мотогондоли силової установки; m - ступінь двоконтурності двигуна; $C_{Xf\text{мг}}$ – коефіцієнт профільного аеродинамічного опору мотогондоли.

В розділі наведено результати розрахункових досліджень профільного опору мотогондол з турбовентиляторною приставкою і мотогондол двигунів з традиційним розташуванням вентилятора на розрахунковому режимі. Для цього застосовувався відносний параметр аеродинамічного опору як відношення профільного опору мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою і мотогондоли двигуна з традиційним розташуванням вентилятора

$$\overline{X}_{\text{ТРТД}} = X_{\text{ТРТД}} / X_{\text{ТРДД}},$$

де $X_{\text{ТРТД}}$ – профільний опір мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою; $X_{\text{ТРДД}}$ – профільний опір мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна з традиційним розташуванням вентилятора. Порівняння проводиться для двигунів з однаковою сумарною витратою повітря, однаковим зовнішнім габаритним діаметром двигунів і однаковими осьовими розмірами двигунів.

Для визначення профільного опору використовуються аеродинамічні коефіцієнти профільних втрат (аеродинамічні коефіцієнти втрат тертя):

$C_{xf\text{тг}}$ – аеродинамічний коефіцієнт профільних втрат мотогондоли газоге-

нератора триконтурного двигуна;

$C_{xгтвп}$ – аеродинамічний коефіцієнт профільних втрат мотогондоли турбовентиляторної приставки;

$C_{xf ТРДД}$ – аеродинамічний коефіцієнт профільних втрат мотогондоли двоконтурного двигуна.

На рис. 4 показані узагальнені результати досліджень впливу співвідношення геометричних параметрів мотогондоли газогенератора і ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки на сумарний зовнішній опір мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою.

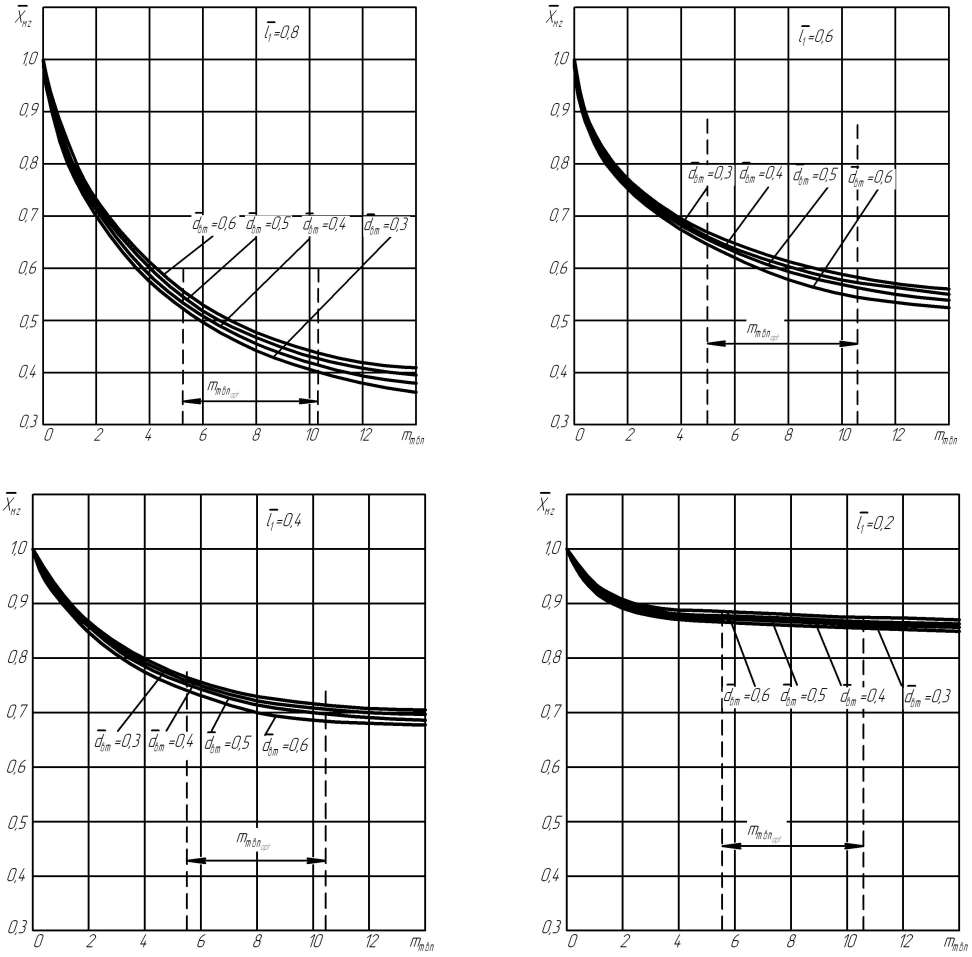


Рис.4. Вплив співвідношення геометричних параметрів мотогондоли газогенератора і ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки на зовнішній опір мотогондоли силової установки

На рис. 5 показано результати досліджень відносного впливу геометричних параметрів мотогондоли газогенератора на сумарний зовнішній опір мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою.

Аналіз графіків на рис. 5 показує, що збільшення відносної довжини газогенератора приводить до зниження зовнішнього опору мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою в порівнянні з аеродинамічним опором ТРДД звичайного компонування.

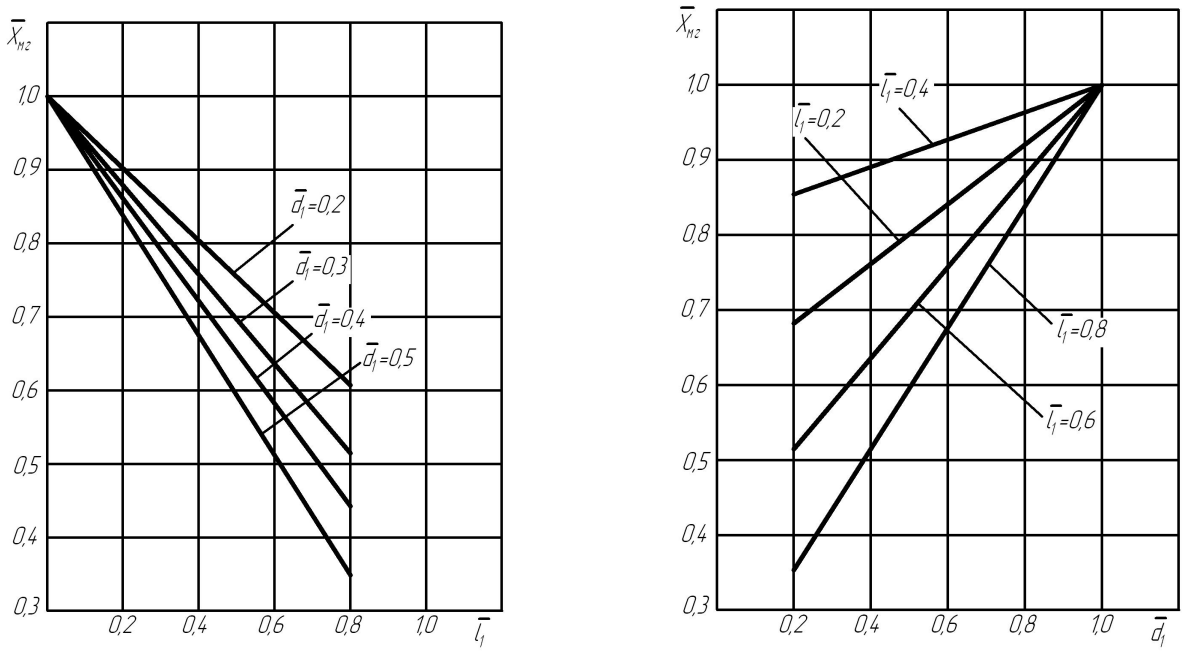


Рис.5. Вплив геометричних параметрів мотогондоли газогенератора на сумарний зовнішній опір мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою

При фіксованому значенні сумарної витрати повітря через двигун збільшення ступеня двоконтурності приводить до більш істотного зниження сумарного зовнішнього опору мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою. Це пояснюється перерозподілом аеродинамічного опору між складовими елементами поверхні мотогондоли при зміні основних геометричних параметрів силової установки. Чим більше ступінь триконтурності турбовентиляторної приставки, тим менше відносний вплив зовнішнього опору мотогондоли газогенератора на зовнішній опір мотогондоли силової установки.

Результати розрахунково-експериментальних досліджень показали, що зовнішній опір мотогондоли газогенератора істотно впливає на сумарний профільний опір мотогондоли силової установки. При ступені триконтурності турбовентиляторної приставки m = 4 ... 6 і відносній довжині газогенератора l=0,6 ... 0,8 зменшення зовнішнього опору ТРТД пропорційно зменшенню площі змочуваної поверхні мотогондоли газогенератора. Відповідно, зовнішній опір мотогондоли ТРТД зменшується в 2…3 рази (рис. 5). Зниження в 2...3 рази зовнішнього опору мотогондоли силової установки за рахунок заміни двоконтурного двигуна на триконтурний із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки еквівалентно збільшенню ефективної тяги силової установки на 1,5 ... 2,2% при незмінних параметрах робочого процесу і габаритних розмірах силової установки.

Використання турбовентиляторної приставки приводить до зміни ефективної тяги авіаційної силової установки внаслідок протилежного впливу двох факторів: збільшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки внаслідок збільшення витрати повітря через вентиляторний контур та зменшення зовнішнього аеродинамічного опору мотогондоли. Вико-

ристання турбовентиляторної приставки з модулем універсального газогенератора приводить до підвищення ефективності і економічності авіаційної силової установки при ступені триконтурності турбовентиляторної приставки m> 2 ... 3 і відносній довжині газогенераторного контуру $l_{г.г.}$ ≤0,7...0,75.

У третьому розділі викладено результати експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик мотогондол авіаційної силової установки з багатоконтурним газотурбінним двигуном з турбовентиляторною приставкою. Дослідження виконано в аеродинамічній трубі Державного науково-дослідного інституту авіації.

Аеродинамічна труба і система вимірювань (рис. 6) сертифіковані і забезпечують точність вимірюваних параметрів 0,5...1%. Швидкість потоку в аеродинамічній трубі і геометричні параметри моделей визначили діапазон зміни числа Рейнольдса в процесі досліджень $Re=10^5…10^6$. Значення числа Рейнольдса в ході експериментів забезпечували коректність моделювання обтікання циліндричних мотогондол газотурбінних двигунів дозвуковим потоком.

Рис.6. Експериментальна установка для аеродинамічних досліджень моделей мотогондол авіаційних силових установок

Для експериментальних досліджень було створено моделі мотогондол авіаційної силової установки з переднім розташуванням модуля вентилятора та із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки (рис. 7).

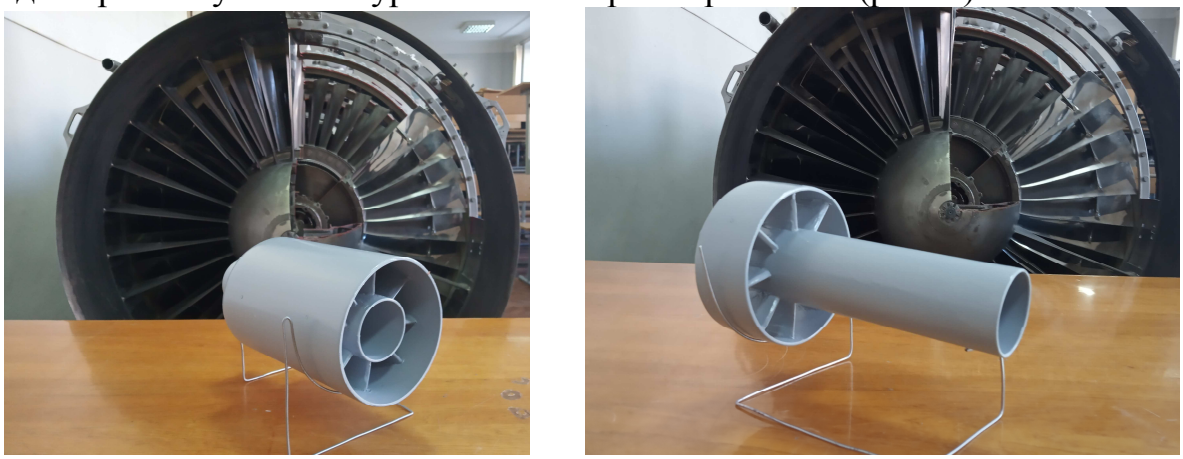


Рис.7. Варіанти моделів досліджуваних мотогондол

Програма експерименту передбачала визначення для моделі безрозмірних коефіцієнтів сил, приведення їх до натурних умов. Під час проведення експерименту на підставі програми змінювалися кути атаки α.

Дослідження проводилися в аеродинамічній трубі при швидкості потоку в робочій частині $V_{\square} = 24$ м/с. Цій швидкості відповідає число $Re = 3{,}265 \cdot 10^5$, що розраховане за характерним розміром – подовженням моделі мотогондоли l_o = 200 мм. На початку експериментів було отримано значення підйомної сили та лобового опору державки моделі на кутах атаки від -2° до 14° при швидкості потоку повітря 24 м/с. Кожний експеримент проводиться шестиразово. Показання вагів усереднюються з урахуванням величини підйомної сили і лобового опору підтримуючого пристрою та обробляються на ПЕОМ. Поверхня моделі відповідає вимогам для моделей, що досліджуються в аеродинамічних трубах. Основні геометричні характеристики моделей: загальна довжина 200мм; довжина модуля мотогондоли газогенератора (l_1) 160, 120, 80 мм; довжина модуля мотогондоли турбовентиляторної приставки (l_2) 40, 80, 160мм; діаметр модуля мотогондоли газогенератора d_1 =50мм; діаметр модуля мотогондоли турбовентиляторної приставки d_2 =150 мм.

В процесі експериментальних досліджень при визначенні коефіцієнту лобового опору моделі C_x, розраховувались поправки та похибки, які враховують особливості провадження експериментального дослідження мотогондол авіаційних силових установок: похибки на загромадження робочої частини аеродинамічної труби моделлю та супутнім струменем, похибки прямих багаторазових вимірювань зусиль, визначалось середнє квадратичне відхилення остаточного результату, обчислювалися границі довірчого інтервалу випадкової похибки, враховувалася приладова похибка і похибка кутового коефіцієнта тарирування, повна похибка при оцінюванні похибок непрямих вимірювань коефіцієнта сили лобового опору C_x, похибки непрямих вимірювань на основі знайдених похибок попередніх прямих вимірювань.

Важливими науковими задачами у вирішенні проблеми інтеграції газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та мотогондоли є визначення впливу чисел Маха, Рейнольдса і кутів атаки літального апарату на аеродинамічні характеристики ступінчастої мотогондоли силової установки літального апарату.

На рис. 8 показано залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол в залежності від числа Рейнольдса, які отримано в результаті експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі.

Аналіз графіків на рис. 8 показує, що при нульовому куті атаки значення коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем двоконтурности m = 5) менше у порівнянні зі значеннями коефіцієнту зовнішнього опору мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки (зі ступенем двоконтурности m = 5) на 8…12 % у всьому дослідженому діапазоні чисел Рейнольдса. Аналіз результатів досліджень показав, що при нульовому куті атаки силової установки значення коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем двоконтурности

m=5) менше у порівнянні зі значеннями коефіцієнту зовнішнього опору мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки (зі ступенем двоконтурності m=5) на 5…10% у всьому досліджуваному діапазоні чисел Маха.

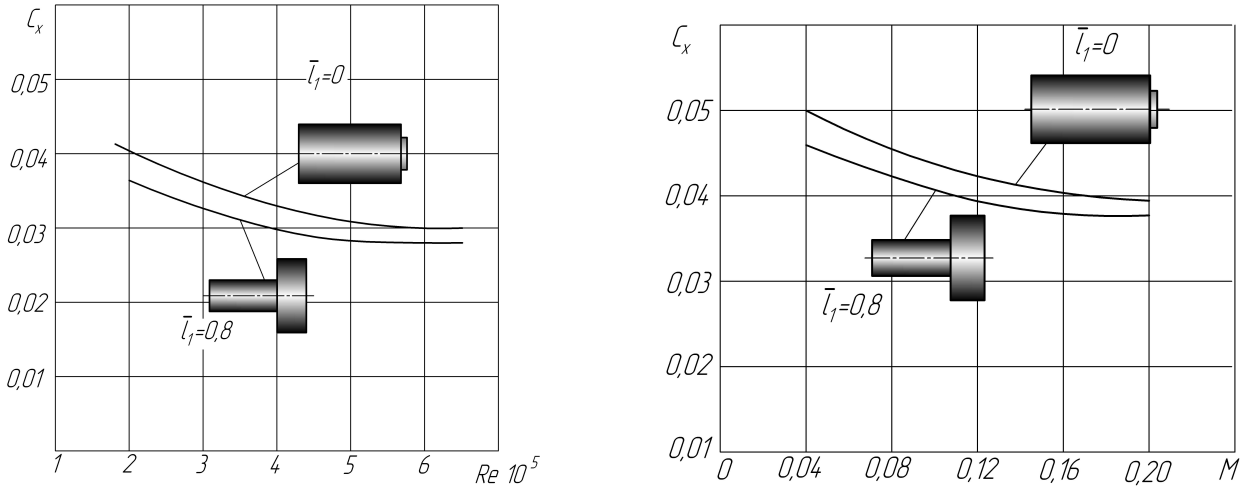


Рис.8. Залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол в залежності від числа Рейнольдса та Маха

На рис. 9 наведено приклади залежності коефіцієнта підйомної сили та коефіцієнта лобового опору від кута атаки $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ та $C_{x\alpha} = f(\alpha)$ для найбільш характерних варіантів досліджених моделей мотогондол.

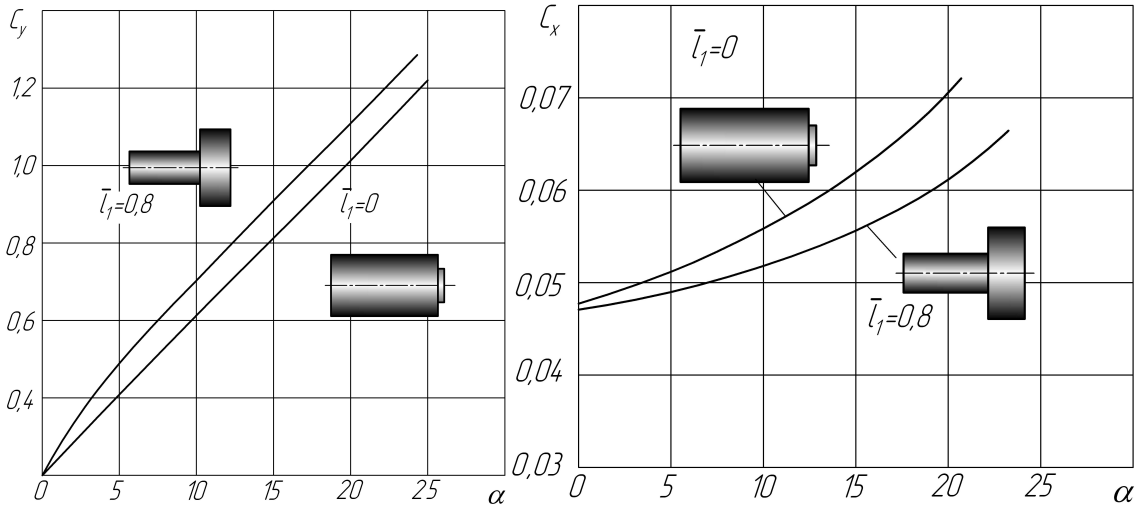


Рис.9. Залежність $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ та $C_{x\alpha} = f(\alpha)$ від кута атаки для моделей досліджених мотогондол

При кутах атаки літального апарату до 20^0 аеродинамічний опір мотогондоли з турбовентиляторною приставкою істотно менше в порівнянні з мотогондолою двигуна з традиційним розташуванням вентилятора при безвідривному обтіканні. Результати досліджень впливу кута атаки на коефіцієнт зовнішнього опору циліндричних мотогондол авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою показали, що збільшення кута атаки літального апарату з $\alpha = 0^o$ до $\alpha = 20^o$ призводить до збільшення зовнішнього опору цилінд-

ричної мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна на 15…20% (при ступені триконтурності m=5), в той же час, для циліндричної мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна зростання зовнішнього опору складає 35…45% (при ступені двоконтурності двоконтурного газотурбінного двигуна m=5). Ці результати отримані для всього дослідженого діапазону дозвукових швидкостей польоту.

Узагальнені результати досліджень впливу кута атаки на коефіцієнт підйомної сили циліндричної мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою показали, що збільшення кута атаки літального апарату з $\alpha = 0^o$ до $\alpha = 20^o$ приводить до менш істотного збільшення аеродинамічного коефіцієнта підйомної сили циліндричної мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна (на 10…15%) при ступені триконтурності m = 5 в порівнянні зі збільшенням коефіцієнта підйомної сили циліндричної мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна (на 35…40%) при ступені двоконтурності двоконтурного газотурбінного двигуна m=5. Це пояснюється меншою питомою вагою підйомної сили мотогондоли газогенератора триконтурного газотурбінного двигуна в загальному балансі підйомної сили мотогондоли силової установки з триконтурним газотурбінним двигуном при додатніх кутах атаки. Ці результати отримані для всього дослідженого діапазону дозвукових швидкостей польоту. Достовірність результатів, отриманих при дослідженнях моделей мотогондол в аеродинамічній трубі АТ-1, забезпечувалась дотриманням параметрів подібності при проведенні експериментів.

Четвертий розділ дисертації присвячений дослідженню впливу управління примежовим шаром на зовнішній опір мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою. В розділі розглядаються питання оцінки впливу параметрів течії на зовнішній поверхні мотогондоли на формування примежового шару перед турбовентиляторною приставкою. Чисельний експеримент дає можливість проводити дослідження опору мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою при різних зовнішніх умовах і швидкостях польоту. Для розрахунку обтікання використовуються осереднені рівняння Нав'є – Стокса, які замикалися моделлю турбулентної в'язкості SST Ментера. На рис. 10 представлена досліджувана твердотільна модель мотогондоли. Максимальний діаметр мотогондоли для газогенератора складає – 0,6 м, довжина мотогондоли до турбовентиляторної приставки – 2,5м, діаметр мотогондоли турбовентиляторної приставки – 1м.

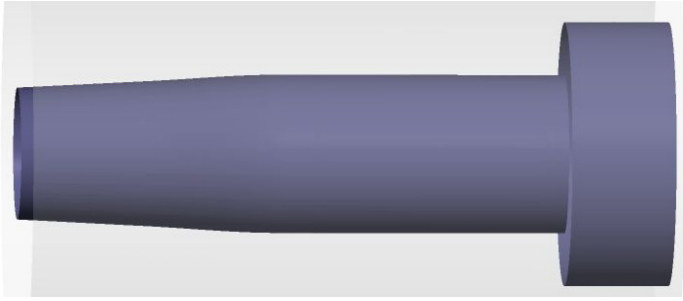
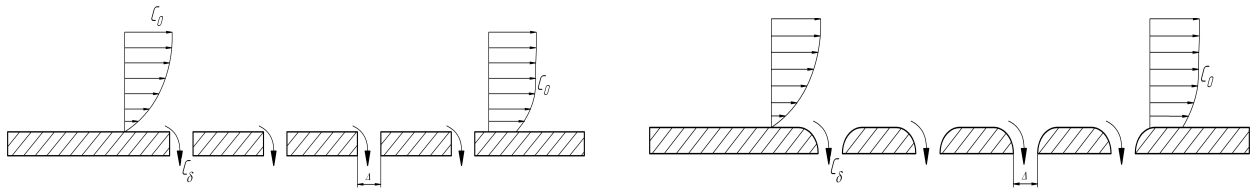


Рис.10. Твердотільна модель мотогондоли ГТД з турбовентиляторною приставкою

Була проведена серія розрахунків обтікання мотогондоли з турбовентиляторною приставкою при числах Маха М= 0,3…0,8.

Першим етапом роботи був розрахунок течії на поверхні мотогондоли без використання управління примежовим шаром. За результатами розрахунків визначались залежності товщини витіснення примежового шару δ^* від числа Рейнольдса. Одним із ефективних методів, який відноситься до активних методів, є відсмоктування примежового шару через спеціальні отвори. В роботі ставиться завдання оцінити вплив форми вхідних кромок отворів на ефективність відсмоктування примежового шару на поверхні мотогондоли. Поставлена задача вирішувалася методом чисельного моделювання. Для урахування примежового шару розрахункова сітка була з адаптацією примежового шару. Тип розрахункової сітки - неструктурована. Як робоче тіло обране повітря при стандартних атмосферних умовах. На вході задавалась швидкість 100 м/с. Об'єкт дослідження - течія на поверхні цилиндрічної мотогондоли. На поверхні мотогондоли виконано отвори для управління примежовим шаром.

На рис. 11. показано схема течії на поверхні мотогондол з відсмоктуванням примежового шару через отвори.



а) б)

Рис. 11. Схема течії на поверхні мотогондоли з відсмоктуванням примежового шару через отвори: а – отвори з прямокутними вхідними кромками, б – отвори з профільованими вхідними кромками

Для оцінки інтенсивності управління примежовим шаром в роботі запропоновано коефіцієнт відсмоктування:

$$C_\delta = \frac{\rho_s \cdot c_s \cdot \sum^{z} \Delta}{\rho_0 \cdot c_0 \cdot \delta^*},$$

де δ^* – товщина витіснення примежового шару; ρ_0 – густина газу у ядрі потоку; $\cdot c_0$ – швидкість газу у ядрі потоку; Δ – лінійний розмір одиничного отвору для відсмоктування примежового шару; z – кількість отворів для відсмоктування примежового шару на поверхні мотогондоли; c_s – швидкість газу в каналах для відсмоктування примежового шару; ρ_s – густина газу в каналах.

Аналіз результатів дослідження показав, що при відсмоктуванні через отвори з прямокутними вхідними кромками товщина примежового шару зменшується на 58...65%, при застосуванні профільованих вхідних кромок - ефективність зростає до 63…70%.

Задача дослідження передбачала оцінку впливу інтенсивності відсмоктування примежового шару на зниження аеродинамічного опору мотогондоли і

збільшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора призводить до зменшення аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора і силової установки в цілому. Примежовий шар з поверхні мотогондоли газогенератора надходить в проточну частину вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки мотогондоли і бере участь в робочому процесі турбовентиляторної приставки. Швидкість потоку в аеродинамічній трубі і геометричні параметри моделей визначили діапазон зміни числа Рейнольдса в процесі досліджень Re = 10^5...10^6. Відносна зміна зовнішнього опору мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою при використанні відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора визначалася за формулою

$$\bar{X}_{ТРТД\delta} = \frac{X_{ТРТД\delta}}{X_{ТРДД}} = \left[\frac{C_{Xгг\delta} d_1 l_1 + C_{Xтвп} d_0 l_0 (1 + \bar{l}_1)}{C_{X_0}} \right].$$

В приведених формулах $C_{xгг}$ – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора без управління примежовим шаром і $C_{xгг\delta}$ – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора з відсмоктуванням примежового шару. При $C_\delta = C_{\delta opt}$ профільний опір мотогондоли газогенераторного модуля $X_{гг}$=0.

На рис. 11 показані залежності опору мотогондоли силової установки від інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора. При коефіцієнті відсмоктування примежового шару C_δ=1,0 практично весь опір мотогондоли визначається зовнішнім азродинамічним опором мотогондоли турбовентиляторної приставки, тобто зовнішній опір силової установки досягає найменшої величини.

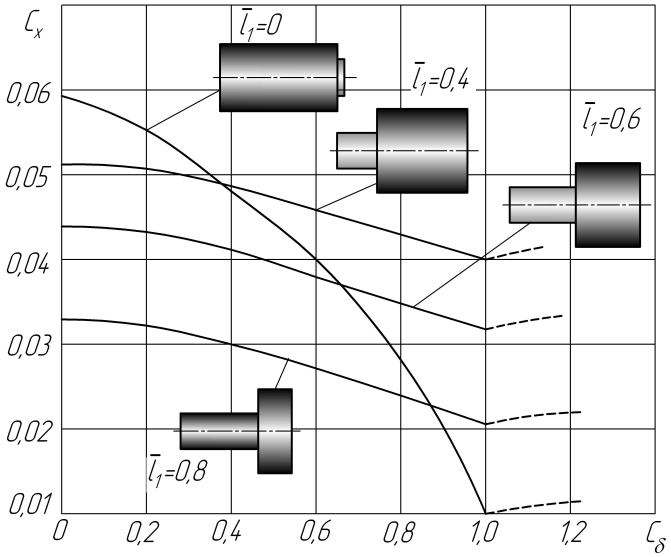


Рис. 12. Залежність аеродинамічного опору мотогондоли силової установки від інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора

Порівняння зовнішнього опору мотогондол звичайного компонування двоконтурного газотурбінного двигуна і п'яти варіантів мотогондол газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою показало, що ефект від застосування відсмоктування примежового шару на поверхні мотогондоли газогенератора залежить від ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки.

Результати досліджень показали, що зовнішній опір мотогондол газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою на 50…55% менше, ніж зовнішній опір мотогондол звичайної компоновки двоконтурного газотурбінного двигуна. Показано, що при коефіцієнті відсмоктування $C_\delta = 0,9...1,0$ зовнішній аеродинамічний опір силової установки наближається до найменшої величини.

У п'ятому розділі розглядаються питання аеротермогазодинамічної інтеграції двоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та мотогондоли авіаційної силової установки.

Концепція аеротермогазодинамічної інтеграції ступінчастої мотогондоли і двоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою грунтується на використанні енергії примежого шару, що формується на поверхні мотогондоли газогенератора, для зменшення зовнішнього опору мотогондоли та збільшення ефективної тяги турбореактивного двигуна. Схему компоновки авіаційної силової установки із турбовентиляторною приставкою зображено на рис 13.

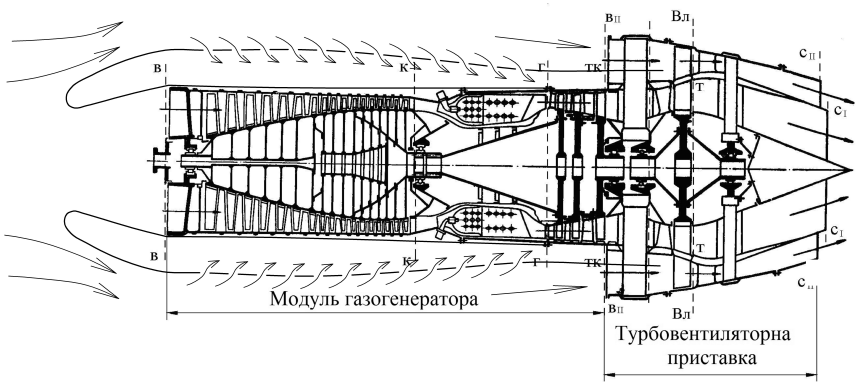


Рис. 13 Схема компоновки мотогондоли і ТРДД із турбовентиляторною приставкою

Внаслідок додавання до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки додаткової маси повітря ΔG_δ, що відсмоктується з поверхні мотогондоли газогенератора внутрішня тяга турбовентиляторної приставки буде зростати

$$R_{\text{вн}} = G\left\{c_{cI}(1+g) - V + m\left[c_{cII}(1+K_\delta) - V\right]\right\}.$$

Термогазодинамічний розрахунок авіаційної силової установки з відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки складається з декількох розрахункових модулів. Робота циклу внутрішнього контуру $L_{цI}$ витрачається на

збільшення кінетичної енергії газу, що проходить через внутрішній контур, і на роботу стиснення повітря у турбовентиляторній приставці: L_{eI} – частина роботи турбіни внутрішнього контуру, яка передається зовнішньому контуру; $L_{\text{Вл}II}$ – робота стиснення другого контуру; $m_{еф}$ - ефективний ступінь двоконтурості турбовентиляторної приставки, який враховує додавання до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки G_{II} додаткової маси повітря ΔG_{δ}, що відсмоктується з поверхні мотогондоли газогенератора.

З урахуванням примежового шару, що формується на поверхні мотогондоли газогенератора, ступінь двоконтурності турбовентиляторної приставки визначається за виразом $m_{еф} = m(1 + K_{\delta})$, де K_{δ} - коефіцієнт, що враховує зміннення витрати повітря через вентилятор, внаслідок відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора та його подальшого використання у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки.

Для ТРДД з турбовентиляторною приставкою ефективний ступінь двоконтурності $m_{еф}$ визначається за співвідношенням

$$m_{еф} = \frac{q\left(\lambda_{\text{кр}II}\right)\sigma_{II}F_{\text{кр}II}(1+K_{\delta})}{q\left(\lambda_{\text{ввт}}\right)F_{\text{ввт}I}}.$$

У роботі розглядаються методики аеротермогазодинамічного розрахунку силової установки з одноконтурним та двоконтурним газогенератором. Для визначення оптимальних значень ступеня двоконтурності $m_{\text{р opt}}$ турбовентиляторної приставки і ступеня підвищення тиску у вентиляторі $\pi^{*}_{\text{Вл opt}}$ у розрахункових умовах польоту в дисертації запропоновано графоаналітичний метод оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки ТРДД.

Основна мета оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки полягає у визначенні для розрахункових умов польоту значень ступеня двоконтурності $m_{\text{р opt}}$ турбовентиляторної приставки та ступеня підвищення тиску у вентиляторі $\pi^{*}_{\text{Вл opt}}$, узгоджених з параметрами турбінного контуру турбовентиляторної приставки $\pi^{*}_{\text{Вл opt}}$ та параметрами газогенераторного модуля $T^{*}_{\text{г}}$ і $\pi^{*}_{\text{к}\Sigma}$ у заданих умовах польоту ($M_{\text{н}}$, Н або $T^{*}_{\text{н}}$).

В роботі отримано серію номограм графоаналітичного методу визначення параметрів турбовентиляторної приставки, узгоджених з параметрами газогенераторного контуру двоконтурного турбореактивного двигуна.

На рис. 14 представлено приклади номограм графоаналітичного методу визначення параметрів турбовентиляторної приставки, узгоджених з параметрами газогенераторного контуру двоконтурного турбореактивного двигуна.

Важливе місце у вирішенні проблеми зменшення зовнішнього опору мотогондоли двигуна та підвищення тяги вентиляторного контуру має аеротермогазодинамічна інтеграція параметрів і характеристик газотурбінного двигуна та мотогондоли силової установки з управлінням примежовим шаром.

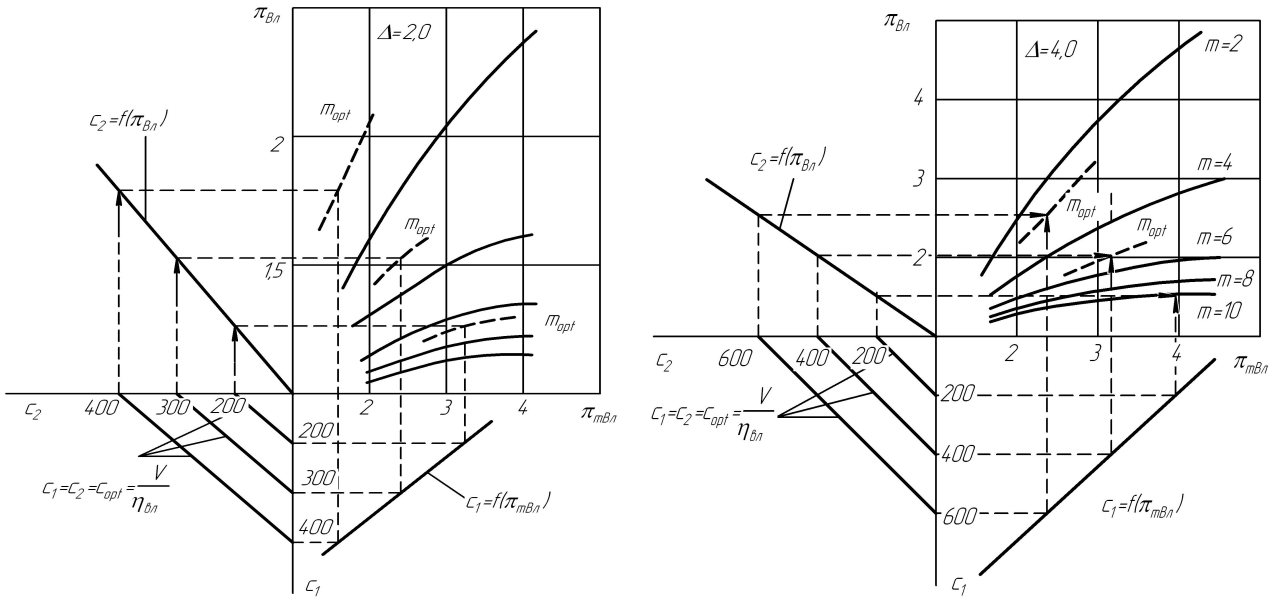


Рис.14. Номограми графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки двоконтурного турбореактивного двигуна

Відносна зміна зовнішнього опору мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою при використанні відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора визначалася за формулою

$$\overline{X} = \left[\frac{C_{X_{\text{гг}}}(1 - C_{\delta})\rho V^2 \overline{d}_1 \overline{l}_1 + C_{X_{\text{твп}}}(1 - \overline{l}_1)}{C_{X_0}} \right].$$

Залежність профільного опору циліндричної мотогондоли газогенератора від інтенсивності відсмоктування примежового шару показана на рис. 15.

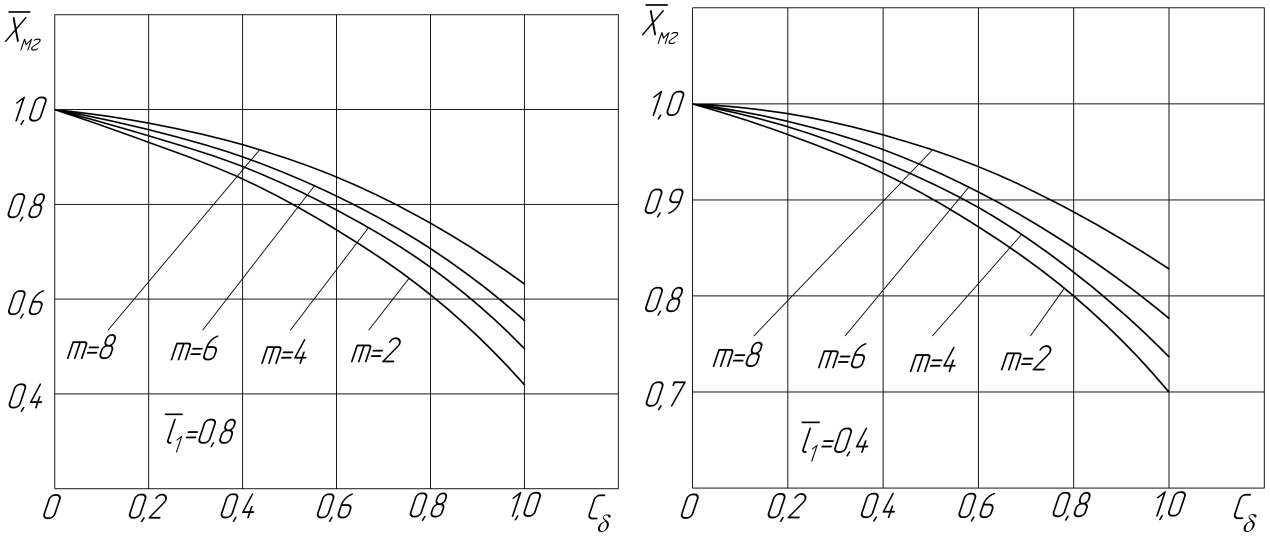


Рис.15. Залежність профільного опору циліндричної мотогондоли від інтенсивності відсмоктування примежового шару

Узагальнені результати розрахунково-експериментальних досліджень впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна показано на рис. 16.

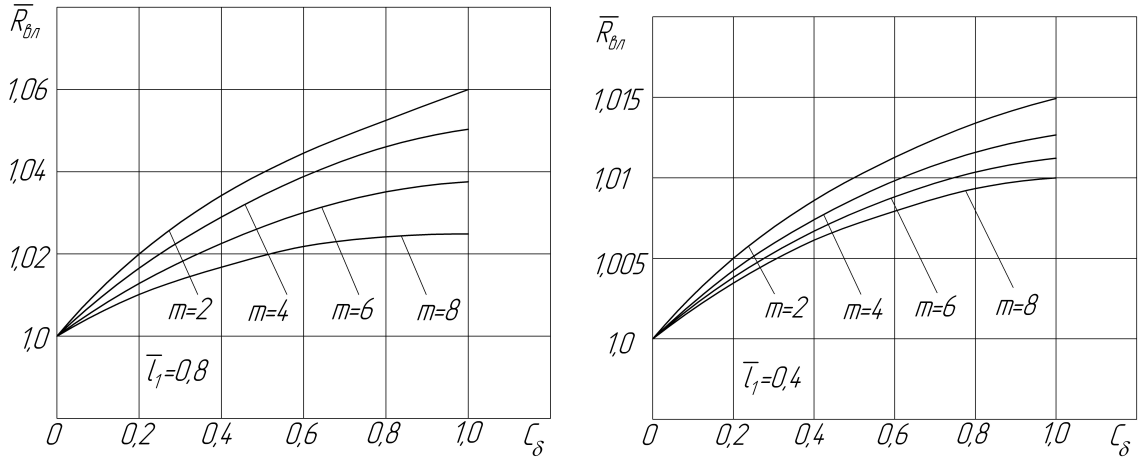


Рис. 16. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки

Розгляд результатів дослідження показав, що при інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля, що відповідає значенням коефіцієнта відсмоктування $C_\delta = C_{\delta opt}$=1,0, має місце збільшення тяги вентиляторного контура двоконтурного двигуна на 2,5…6 %. (для подовження мотогондоли газогенератора λ=6) та на 1,0…1,5 % (для подовження мотогондоли газогенератора λ=4).

На рис. 17 та рис. 18 показані результати розрахункового дослідження впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну тягу і ефективну питому витрату палива двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту. Розгляд результатів дослідження показав, що при інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля, що відповідає значенням коефіцієнта відсмоктування $C_\delta = C_{\delta opt}$=1,0, має місце зниження профільного аеродинамічного опору мотогондоли силової установки на 35…55% (для мотогондоли газогенератора з подовженням λ=6) та на 15…30% (для мотогондоли газогенератора з подовженням λ=4). Відсмоктування примежового шару приводить до відносного збільшення ефективної тяги ТРДД на 1,25…2,3% (при ступені двоконтурності турбовентиляторної приставки m=2…8 і подовженні мотогондоли газогенератора λ=4), а при подовженні мотогондоли газогенератора λ=6 відносне збільшення ефективної тяги складає 3…6%. Відносне зменшення питомої витрати палива ТРДД при ступені двоконтурності турбовентиляторної приставки m=2…8 і подовженні мотогондоли газогенератора λ=4 складає 1,0…4,0%, а при подовженні мотогондоли газогенератора λ=6 відносне зменшення питомої витрати палива складає 3…7,5%.Цей ефект забезпечується зменшенням негативного впливу зовнішнього опору мотогондоли газогенератора на ефективну тягу авіаційної силової установки і

підведенням у вентиляторний контур турбовентиляторної приставки додаткової маси повітря примежового шару, що відсмоктується з поверхні мотогондоли газогенератора.

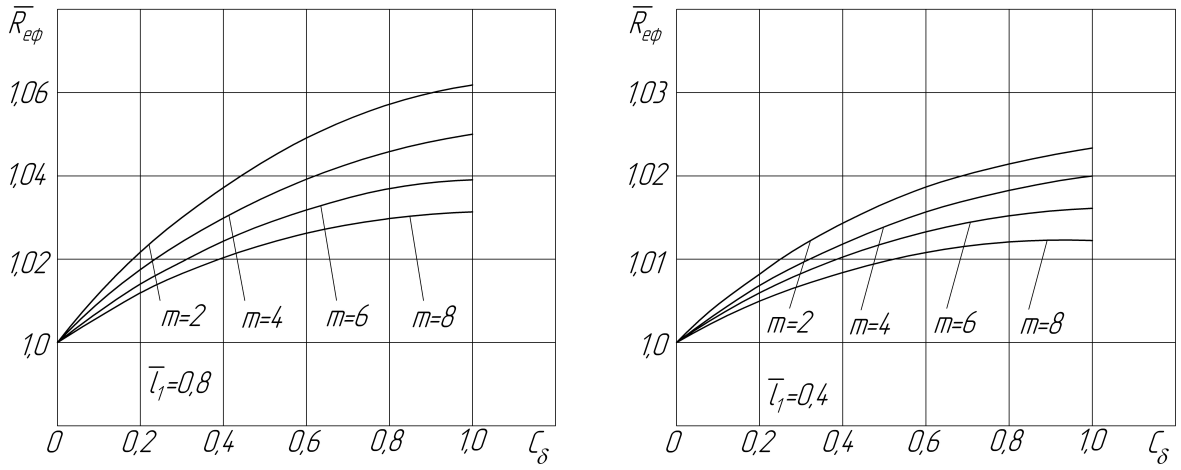


Рис.17. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на ефективну тягу двоконтурного двигуна (λ=4)

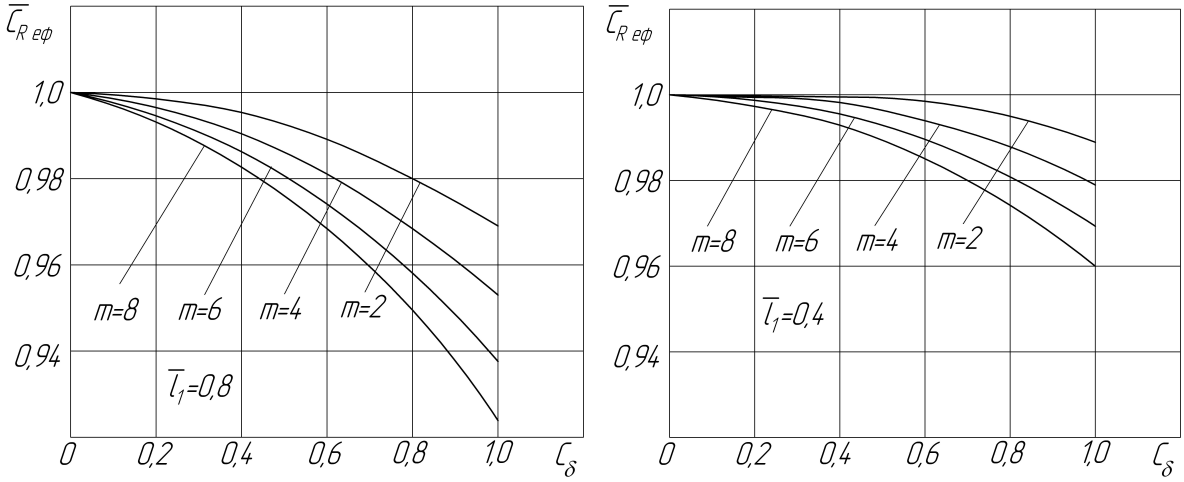


Рис.18. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну питому витрату палива двоконтурного двигуна

На рис.19 представлено алгоритм узгодження параметрів мотогондоли силової установки і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою. Всі компоненти алгоритму наведені в розділах дисертації, що використовувались в процесі розрахунково-експериментальних досліджень.

Всі компоненти алгоритму наведені в розділах дисертації, що використовувались в процесі розрахунково-експериментальних досліджень.

Таким чином, реалізація концепції інтеграції мотогондоли і двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою заснована на використанні енергії примежового шару на поверхні мотогондоли газогенератора, забезпечує підвищення економічності і ефективності силової установки з турбовентиляторною приставкою.

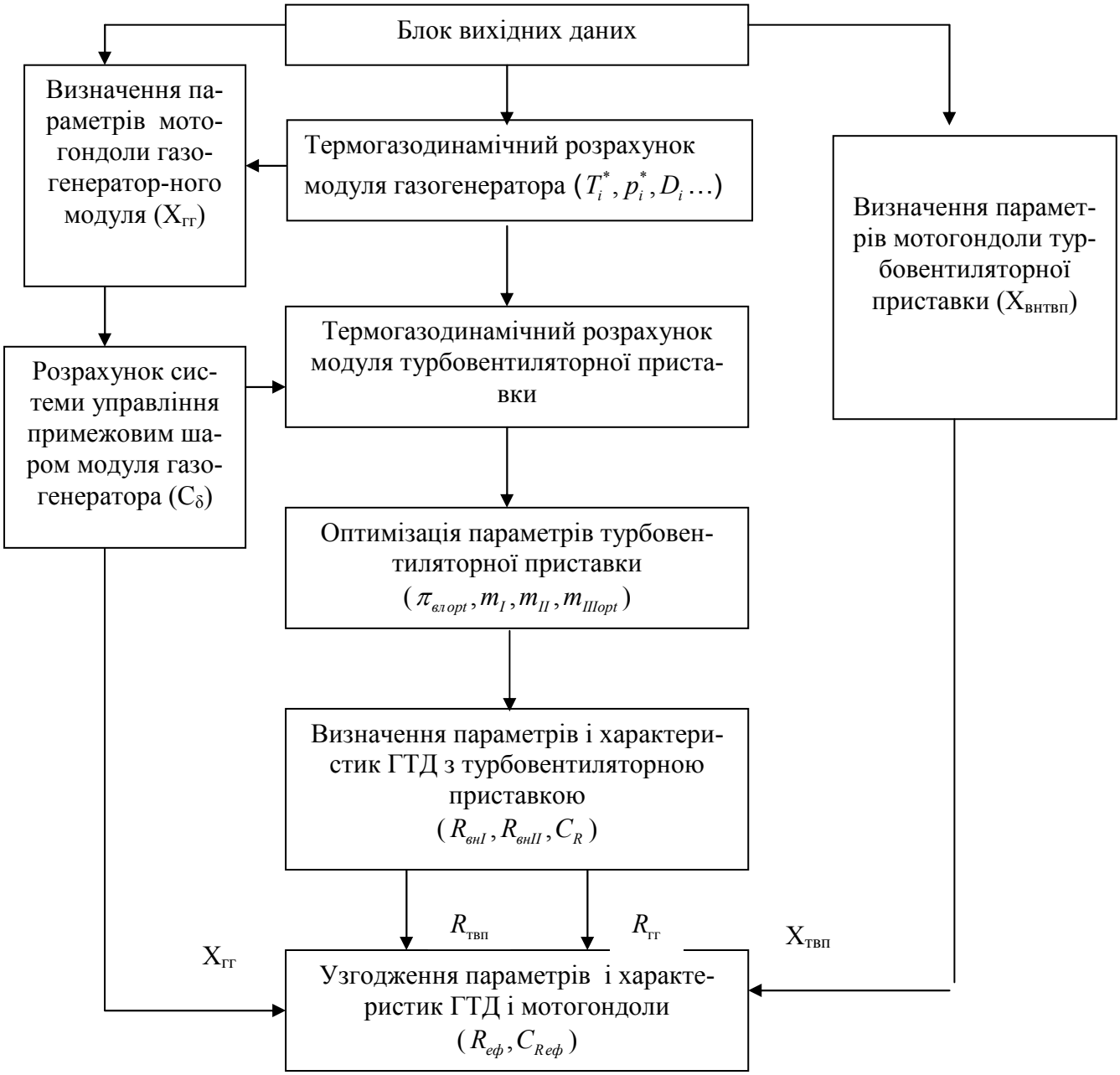


Рис. 19. Алгоритм інтеграції ступінчастої мотогондоли силової установки і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою

В шостому розділі запропоновано концепцію аеротермогазодинамічної інтеграції триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та мотогондоли авіаційної силової установки.

На рис. 20 зображено схему ступінчастої мотогондоли та триконтурного газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки. Основні елементи триконтурного двигуна: вхідний напрямний апарат внутрішнього контуру; 2 – компресор низького тиску першого і другого контурів; 3 – канал другого контуру газогенератора; 4 – компресор високого тиску першого контуру газогенератора; 5 – камера згоряння; 6, 7 – багатовальна газова турбіна внутрішнього контуру; 8 – камера змішування газогенераторного контуру; 9 – вхідний

напрямний апарат третього контуру; 10 – вентиляторний (третій) контур турбовентиляторної приставки; 11 – спрямний апарат третього контуру турбовентиляторної приставки; 12 – турбінний контур турбовентиляторної приставки; 13 – реактивне сопло зовнішнього (третього) контуру; 14 – реактивне сопло внутрішнього контуру.

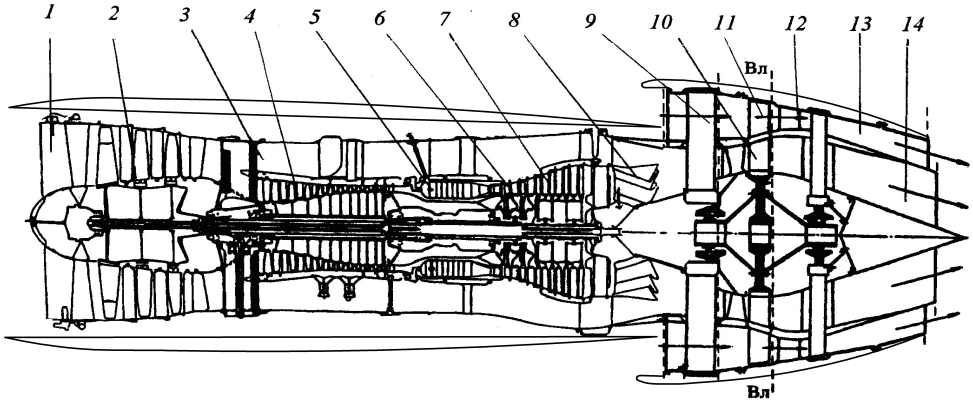


Рис.20. Схема триконтурного газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки

Оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку за турбіною газогенератора забезпечує мінімальну питому витрату палива в заданих умовах польоту. Вільна енергія газового потоку після газогенератора $E_{в}$ розподіляється між внутрішнім і зовнішнім контурами турбовентиляторної приставки з умови оптимального розподілу енергії, що забезпечується рівністю швидкостей за контуром вентилятора c_{c_2} і за контуром турбіни турбовентилятора c_{c_1}:

$$L_{\text{св}} = \left[\frac{m_{\text{III}}(1+K_{\delta})}{(1+m_{\text{I}})} \eta_{\text{III}} + 1 \right] \frac{(1-\eta_{\text{III}}^2)V^2}{2\eta_{\text{III}}^2}.$$

Основна задача полягає у визначенні значення ступеня триконтурності турбовентиляторної приставки m_{III}, при якому в заданих умовах польоту забезпечується оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку газогенератора. Для вирішення цієї задачі запропоновано графоаналітичний метод оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки ТРТД. Основна мета оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки полягає у визначенні для розрахункових умов польоту оптимальних значень ступеня триконтурності $m_{р3\ opt}$ турбовентиляторної приставки, ступеня підвищення тиску у вентиляторі $\pi^*_{\text{Вл opt}}$ турбовентиляторної приставки, узгоджених з параметрами газового потоку за камерою змішування двоконтурного газогенераторного контуру та параметрами турбінного контуру турбовентиляторної приставки $\pi^*_{\text{тВл opt}}$ та параметрами двоконтурного газогенераторного модуля $T^*_{\text{г}}$, $\pi^*_{\text{кΣ}}$, $m_{р1\ opt}$ у заданих умовах польоту ($M_{\text{н}}$, Н або $T^*_{\text{н}}$). На рис. 21 наведено приклади номограм графоаналітичного методу

визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки триконтурного турбореактивного двигуна (для газогенераторного контуру при $m_1 = 1$).

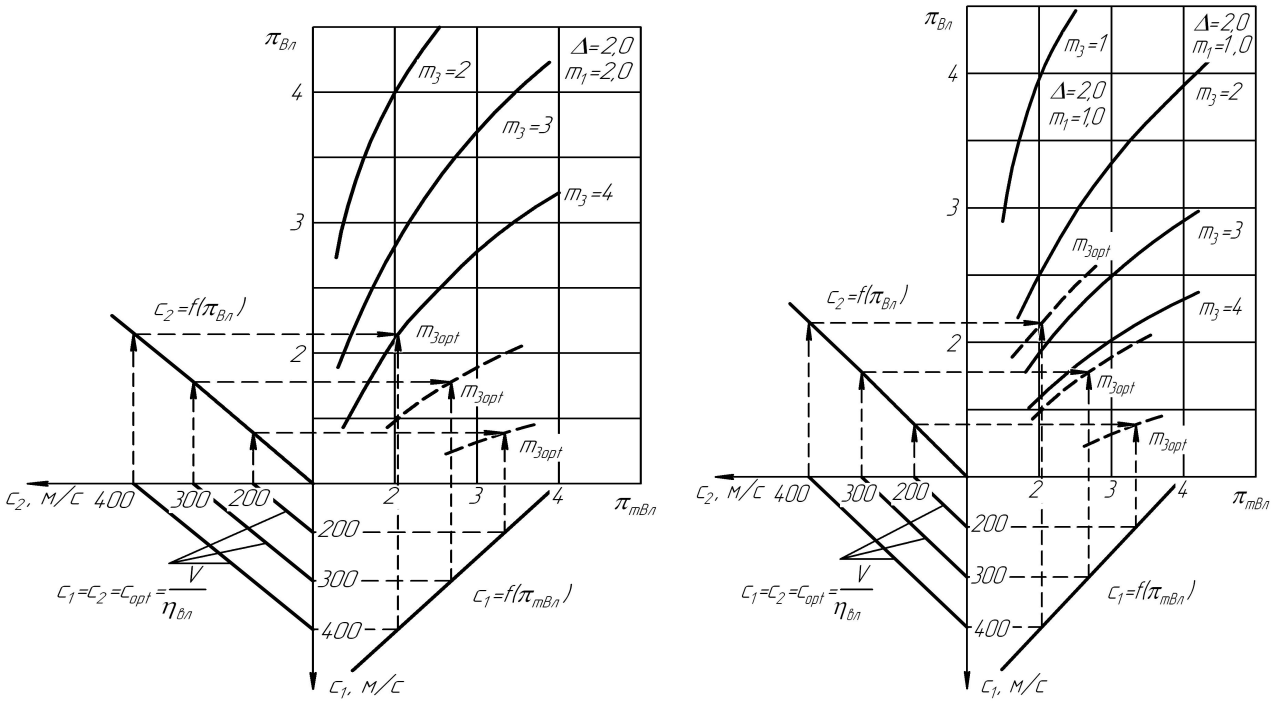


Рис. 21. Номограми графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки триконтурного турбореактивного двигуна

В роботі отримано серію номограм графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки, узгоджених з параметрами двоконтурного газогенераторного контуру триконтурного турбореактивного двигуна.

Існує оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку, що виходить з камери змішування внутрішнього (газогенераторного) контуру, при якому забезпечується мінімальна питома витрата палива ТРТД в заданих умовах польоту. Оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку характеризується оптимальними значеннями параметрів турбінної і вентиляторної частин турбовентиляторної приставки. Схема відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки триконтурного газотурбінного двигуна представлена на рис. 22.

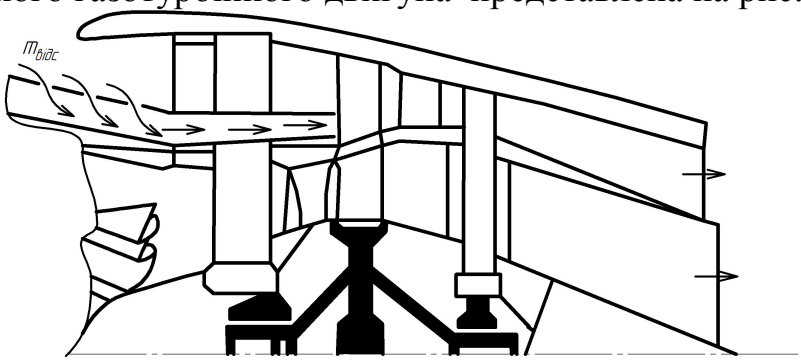


Рис. 22. Схема мотогондоли газогенераторного контуру з відсмоктуванням примежового шару і модуля турбовентиляторної приставки

З урахуванням оптимального співвідношення швидкості польоту і швидкості газу на виході з турбовентиляторної приставки одержуємо

$$m_{\text{IIopt}} = \frac{L_i \dfrac{1}{1+m_{\text{I}}} - \dfrac{V^2}{2}\left(\dfrac{1-\eta^2_{\text{Вл.р}}}{\eta^2_{\text{вл.р}}}\right)}{\dfrac{V^2}{2}\left(\dfrac{1-\eta^2_{\text{Вл.р}}}{\eta^3_{\text{Вл.р}}}\right)(1+K_\delta)}, \qquad \pi^*_{\text{Вл.opt}} = \left(\frac{L_e \dfrac{\eta_{\text{Вл.р}}}{m_{\text{IIopt}}}}{\dfrac{k}{k-1}RT^*_{\text{в}}} + 1\right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Значення $\pi^*_{\text{Вл II opt}}$ дозволяє визначити параметри потоку на виході з сопла зовнішнього контуру. Подальший розрахунок турбовентиляторної приставки визначається умовами проектування двигуна в цілому.

Після визначення оптимальних значень ступеня двоконтурності і ступеня підвищення тиску у вентиляторі, необхідно, узгодити параметри турбіни і вентиляторної приставки. При повному розширенні газу в контурах питома тяга ТРТД дорівнює питомій тязі кожного контуру

$$R_G = R_{G\text{I}} = R_{G\text{II}} = (c_{\text{cI}} - V) = (c_{\text{cII}} - V).$$

Внутрішня тяга ТРТД з турбовентиляторною приставкою і відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора визначалася з урахуванням підведення додаткових маси повітря в вентиляторний контур турбовентиляторної приставки

$$R_{\text{вн}} = G_{вI}(1+m_I)\left[c_{cI}(1+g_{\text{п}}) - V\right] + G_{вIII}(c_{II} - V) + GK_\delta c_{cII}.$$

Зовнішній аеродинамічний опір мотогондоли визначався з урахуванням впливу на коефіцієнт аеродинамічного профільного опору управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора

$$X_{\text{ТРТД}} = \frac{\pi\rho V^2}{2} l_0 d_2 \left[C_{X\text{гг}} \frac{d_1}{d_2}\left(1 - \frac{l_2}{l_0}\right) + C_{X\text{твп}} \frac{l_2}{l_0} \right].$$

Узагальнені результати розрахункового дослідження впливу інтенсивності управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки на профільний опір циліндричної мотогондоли триконтурного двигуна показано на рис. 23.

Узагальнені результати розрахункового дослідження впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна показано на рис. 24.

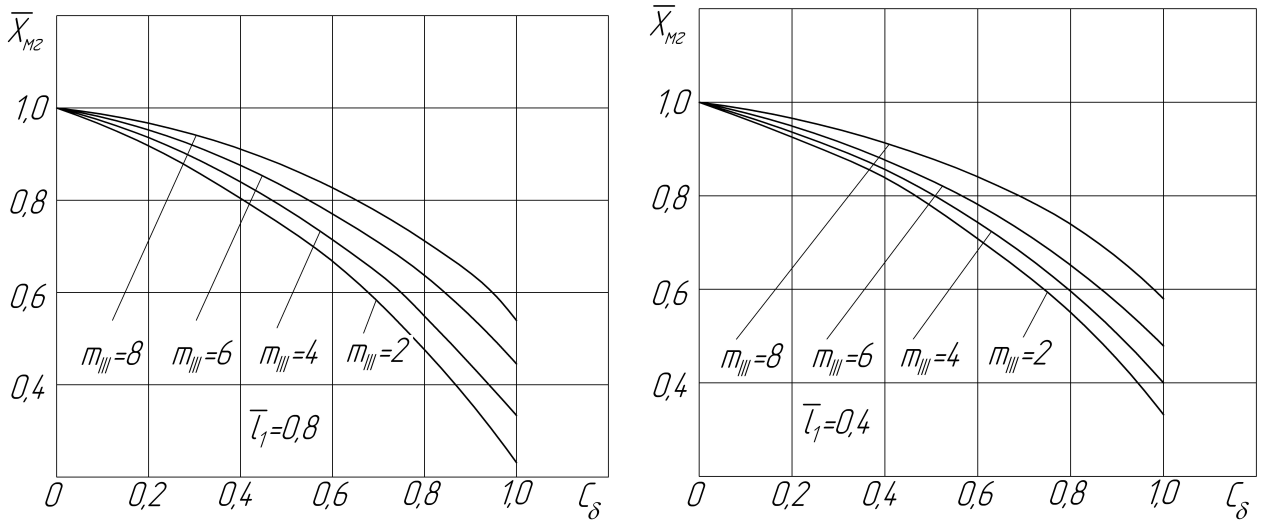


Рис. 23. Залежність профільного опору циліндричної мотогондоли від інтенсивності відсмоктування примежового шару

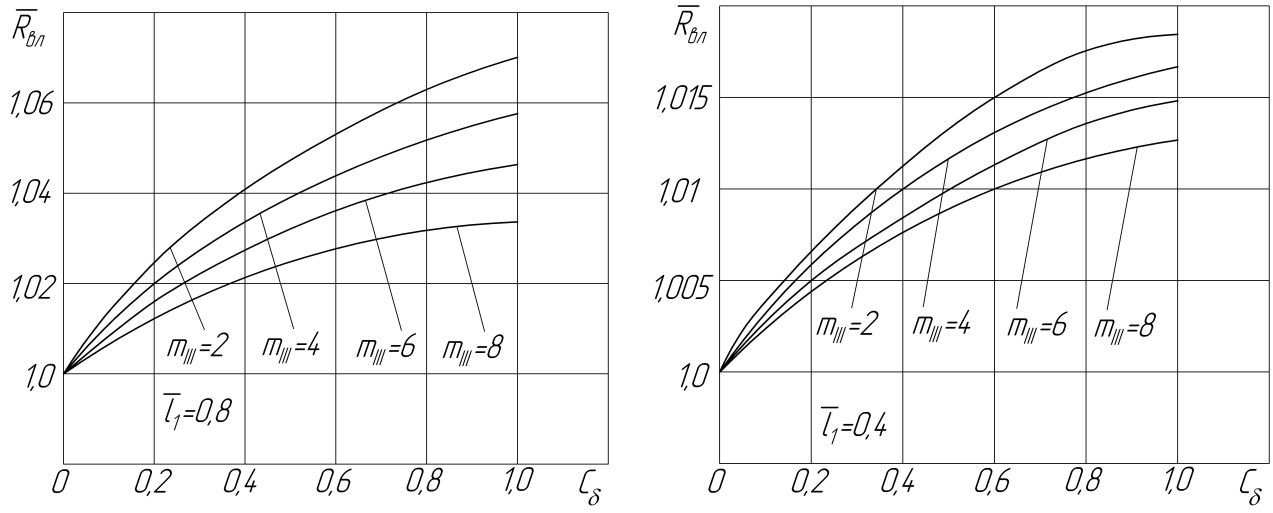


Рис. 24. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна (подовження мотогондоли λ=6)

На рис. 25 та рис. 26 показані результати розрахункового дослідження впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну тягу і ефективну питому витрату палива двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту.

Відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля турбовентиляторної приставки приводить до зниження аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора і збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки.

Збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки забезпечується додаванням до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки примежового шару, який відсмоктується вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки з поверхні мотогондоли.

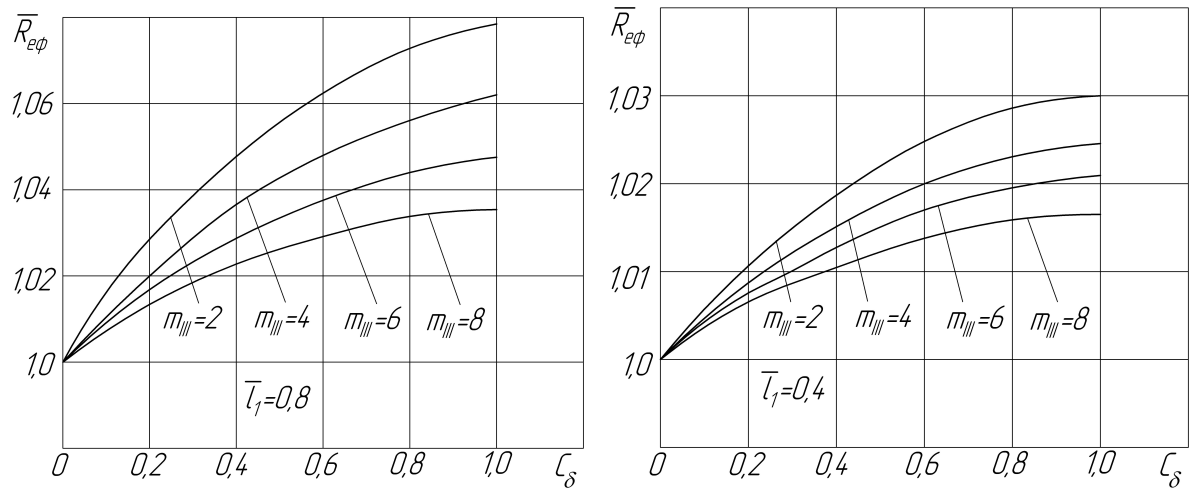


Рис. 25. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну тягу двигуна

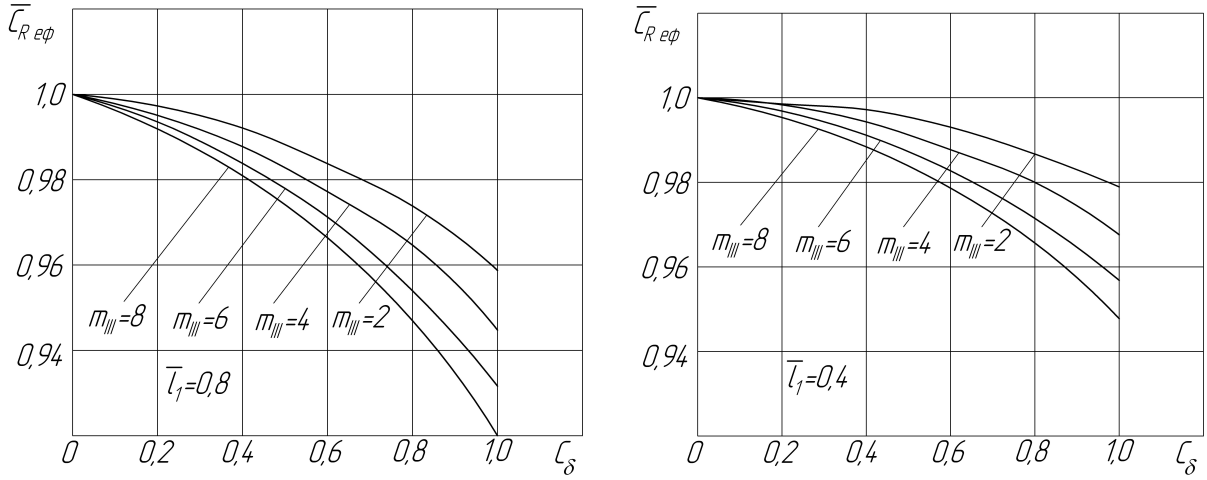


Рис. 26. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну питому витрату палива двигуна

Отримані результати досліджень показали, що при інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля, що відповідає значенням коефіцієнта відсмоктування C_δ=1,0, має місце зниження профільного аеродинамічного опору мотогондоли силової установки на 40...75% і, відповідно, збільшення ефективної тяги силової установки з триконтурним двигуном на 1,6...7,5% і зниження ефективної питомої витрати палива 2... 8%.

ВИСНОВКИ

1. Результати досліджень показали, що вирішення проблеми підвищення ефективності і економічності авіаційної силової установки може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх факторів, що впливають на параметри і характеристики газотурбінного двигуна та мотогондоли літального апа-

рату. Важливе місце в цьому комплексі займає проблема аеротермогазодинамічної інтеграції модуля універсального газогенератора і модуля мотогондоли турбовентиляторної приставки, вирішення якої забезпечує отримання найкращих параметрів турбореактивного двигуна.

2. Створено наукові основи концепції інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки. Отримала подальший розвиток теорія газотурбінних двигунів у напрямку створення теоретичних основ інтеграції багатоконтурних турбореактивних двигунів з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли силової установки.

3. Створено науково-методичний апарат аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурних турбореактивних двигунів із турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли авиаційної силової установки. Науково-методичний апарат складається з:

- методик узгодження аеротермогазодинамічних параметрів багатоконтурних турбореактивних двигунів з турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки;
- графоаналітичного методу оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки багатоконтурного турбореактивного двигуна;
- узагальнених результатів досліджень впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на ефективну тягу багатоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою;
- методик узгодження аеротермогазодинамічних параметрів турбовентиляторної приставки і ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора.

Запропонований науково-методичний апарат дозволяє виконувати розрахунки параметрів та характеристик авіаційної силової установки з багатоконтурним турбореактивним двигуном з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора.

3. Створено теоретичні основи аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і мотогондоли силової установки, що ґрунтується на узгодженні термогазодинамічних параметрів турбореактивного двигуна і аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондоли. Результати дослідження показали можливість зниження профільного опору ступінчастої мотогондоли турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою в порівнянні з мотогондолою двигуна з традиційним розташуванням вентилятора в 2...3 рази, що еквівалентно збільшенню ефективної тяги силової установки на 1,5 ... 2,2% при незмінних параметрах робочого процесу і габаритних розмірах силової установки. Результати дослідження показали, що при кутах атаки літального апарату в діапазоні від $\alpha = 0^o$ до $\alpha = 20^o$ коефіцієнт аеродинамічного опору ступінчастої мотогондоли двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності m = 5) менше на 1…10% у порівнянні зі значенями коефіцієнту зовнішнього опору мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки. Значення кое-

фіцієнту підйомної сили ступінчастої мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності m = 5) більше на 5…10% у порівнянні зі значенями коефіцієнту підйомної сили мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки.

4. Створено теоретичні основи концепції аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли силової установки, що базується на використанні енергії вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки для управління примежовим шаром, що формується на поверхні мотогондоли модуля газогенератора. Управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли модуля газогенератора з використанням енергії турбовентиляторної приставки дозволяє вирішувати задачі зменшення зовнішнього опору мотогондоли газогенератора авіаційної силової установки та збільшення тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

5. Результати розрахунково-експериментальних досліджень показали, що використання енергії вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки для управління примежовим шаром на поверхні ступінчастої мотогондоли модуля газогенератора може привести до відносного збільшення ефективної тяги ТРДД на 1,25…6% при ступені двоконтурности турбовентиляторної приставки m=2…8.

Відносне зменшення питомої витрати палива ТРДД при ступені двоконтурності турбовентиляторної приставки m=2…8 складає 1,0…7,5%

Управління примежовим шаром на поверхні ступінчастої мотогондоли модуля газогенератора може привести до відносного збільшення ефективної тяги ТРТД на 1,6…7,5% при ступені двоконтурности турбовентиляторної приставки m=2…8. Відносне зменшення питомої витрати палива ТРТД при ступені двоконтурності турбовентиляторної приставки m=2…8 складає 2...8%.

6. Результати дослідження показали перспективність використання управління примежовим шаром на поверхні ступінчастої мотогондоли з метою зниження зовнішнього аеродинамічного опору авіаційної силової установки і покращення тягово-економічних характеристик ГТД. Отримані результати досліджень показали, що відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля, за значенням коефіцієнта відсмоктування C_δ=1,0, має забезпечити зниження загального аеродинамічного опору мотогондоли силової установки літального апарату на 40...75%.

7. На основі розрахункових та експериментальних досліджень отримані рекомендації щодо обгрунтування вимог до параметрів та характеристик турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки та визначення оптимальних значень параметрів робочого процесу турбовентиляторної приставки багатоконтурного турбореактивного двигуна відповідно до розрахункових умов польоту.

8. Результати розрахункових досліджень свідчать про перспективність запропонованої концепції інтеграції багатоконтурного турбореактивного двигуна модульної конструкції з турбовентилятрною приставкою і ступінчастої мотогондоли з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Монографії:

1. Двигатели беспилотных летательных аппаратов: 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.

2. Tereshchenko Yu. Working process of bypass gas turbine engines with turbo-fan additionl unit. Yu. M.Tereshchenko, E.Doroshenko,Yu. Yu.Tereshchenko // Problems of chemmotology. Monograph. – 2017. – С. 336-340. (науко-во-метричний)

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

Фахові публікації:

4. Дорошенко Е.В. Методика расчета критических режимов течения в решетках аэродинамических профилей / К.В. Дорошенко, Ю.Ю. Терещенко , А. Техрани //Вісник Національного технічного університету ХПІ. Серія: Механіко-технологічні системи та комплекси. – Х., 2014. – №40 (1083). – С. 81-86.

5. 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)

6.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). – Р. 335–352, doi: 10.18372/2310-5461.31.10804 (наукометричний)

7. 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 Jornal of Enterprise Technologies. – 2017. – №3/7(7). – С. 28-33, doi: 10.15587/1729-4061.2017.101315 **(SCOPUS)**

8. 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 Jornal of Enterprise Technologies. – 2017. – №5/7(89). – С. 53-58. doi: 10.15587/1729-4061.2017.109556 **(SCOPUS)**

9.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).

10. Терещенко Ю.М. Течія в’язкого газу в дифузорному каналі з турбулізаторами [Текст]/ Ю. М. Терещенко, К.В. Дорошенко, Ю. Ю. Терещенко, П. Гамзег // Наукоємні технології. – 2017. – №. 2. (34). – С. 184–188,

doi: 10.18372/2310-5461.34.11618 (наукометричний).

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

12. 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.

13. Терещенко Ю.Ю. Вплив висоти елементів штучної шорсткості на течію в дифузоному каналі / Ю.Ю. Терещенко // Проблеми тертя та зношування. – 2017. – №3(76). – С. 87-92. (науково-метричний)

14. 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).

15. 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).

16. 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)**

17. Терещенко Ю.М. Перспективи створення авіаційних двигунів нових схем / Ю.М. Терещенко, К.В. Дорошенко, Ю.Ю. Терещенко // Збірник наукових праць державного науково-дослідного інституту авіації. – 2017. – Вип.13(20). – С.109-114

18. Терещенко Ю.М. Исследование течения в компрессорных решетках с активным управленим обтеканием лопаток на режимах суперциркуляции [Текст] / М.Ю. Терещенко, К.В. Дорошенко, И.А. Ластивка, Ю.Ю. Терещенко // Вісник інженерної академії України – 2018. – №1 – С.118-124.

19. Tereshchenko, Y. M. Gas Dynamic Action of Annular Blowing on the Aerodynamic Factors of the Resonance Vibration Excitation of Rotor Blades in a Compressor Stage / Y.M. Tereshchenko, E.V. Doroshenko, Y.Y. Tereshchenko, P.V. Gumenyuk // Strength of Materials. – 2018. -№2. - pp. 1-6. DOI: 10.1007/s11223-018-9974-9 **(SCOPUS)**

20. Tereshchenko Yu. M. Investigation of interference influence of blade rows on losses in axial compressor stage / Yu. M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshenko, P.V. Gumenyuk // Proceedings of the National Aviation University. – 2018. – N1(74). – P. 84–90

21. Терещенко Ю.М. Урахування режимів запирання течії в останніх ступенях при розрахунках газодинамічної стійкості багатоступеневого компресора /Ю.М. Терещенко, Ю.Ю. Терещенко, К.В. Дорошенко, В.Ю. Усенко // Вісник інженерної академії України. – 2018. - №2. - с.234-238.

22. Терещенко Ю.Ю. Профільний опір мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою / Ю.Ю. Терещенко, Ю.М. Терещенко, К.В. Дорошенко, В.Ю. Усенко // Проблеми тертя та зношування. – 2018. - №4(81). – С. 64-73.

23. Терещенко Ю.М. Комплексне газодинамічне управління течією в ступені осьового компрессора газотурбінного двигуна / Ю.М. Терещенко, Ю.Ю. Терещенко, К.В. Дорошенко, В.Ю. Усенко // Збірник наукових праць ДНДІ авіації. – 2018. – Вип.14 (21). – С.77-81

24. Терещенко Ю.Ю. Моделювання течії на пластині з відсмоктуванням примежового шару / Ю.Ю. Терещенко, Ю.М. Терещенко, К.В. Дорошенко, // Проблеми тертя та зношування. – 2019. - №1(82). – С. 52-57.

25. Doroshenko K. V. Aeroacoustic characteristics of the axial compressor stage with tandem impeller / K. V. Doroshenko, Yu.M. Tereshchenko, Yu.Yu. Tereshchenko, A. O. Kushchinskiy // Naukovyi Visnyk Natsionalnoho Hirnychoho Universytetu. – 2019. – №1 (169). – P.48-54. doi: 10.29202/nvngu/20191/9 (**SCOPUS**).

Матеріали конференцій:

26. 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 авиаидвигателестроения. Сборник докладов международной научно-технической конференции. Санкт-Петербург, 18 октября, с. 22-33.

27. 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.

28. Yakushenko O.S., Popov O.V., Tereshchenko Yu.Yu., Vlasenko P. O., Doroshenko K. V. Data for neural network training for gas turbine engines diagnosing/ 2nd European Conference on Innovations in Technical and Natural Science, May 12, 2014: abstracts. – Vienna (Austria), 2014. – P.41-46.

29. Tereshchenko Y. Numerical simulation of flow at compressor stage [Text]/ Y. Tereshchenko, K. Doroshenko, Y. Tereshchenko// Safety in aviation and space tehnologies : 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. – P. 1.5.23–1.5.26.

30. Терещенко Ю.Ю. Численный расчет течения в решетках аэродинамических профилей [Текст]/ Ю.Ю. Терещенко, П. В. Гуменюк// XII Міжнародна науково-технічна конференція АВІА 2015. М. Київ 28-29квітня 2015р. с. 20.38-20.41.

31. 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

32. 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 tekhnologies : 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. – P. 1.5.1–1.5.6.

33. Ластівка І.О. Числове моделювання режиму запирання течії удворядній компресорній решітці [Текст]/ І.О. Ластівка, Ю.Ю. Терещенко // XVII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП Промислова гідравліка і пневматика. м. Харків 19-21 жовтня 2016р с. 127

34. 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

35. 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 19-21квітня 2017р. с. 36.

36. Tereshchenko Y. Investigation of the flow in compressor cascades with active flow control in supercirculation mode [Text]/ Yu.M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, I. O. Lastivka, Yu.Yu. Tereshchenko // Safety in aviation and space tekhnologies : the eighth world congress «Aviation in the XXI-st century», 10–12 October, 2018 Kyiv, Ukraine. – К.: Вид-во Нац. авіац. Ун-ту «НАУ-друк», 2018. – Vol. 1. – P. 1.5.9–1.5.13.

37. Терещенко Ю.Ю. Вплив управління примежовим шаром на аеродинамічний опір мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна / Ю.Ю. Терещенко, Ю.М. Терещенко // Матеріали міжнародної науково-технічної конференції «Нові і нетрадиційні технології в ресурсо- і енергозбереженні», 16-18 травня 2019 року, Одеса. – Одеса: ОНПУ, 2019. – с. 174.

Патенти

38. Греков П.І., Терещенко Ю.М., Кулик М.С., Мітрахович М.М., Капітанчук К.І., Кінащук І.Ф., Охмакевич В.М., Ясиніцький Е.П., Кінащук М.І., Терещенко Ю.Ю. Пат. 85073 Україна, МПК F16L 43/00 Спосіб організації робочого процесу в ежекційному коліні трубопроводу. – № №u 201305747; Заявл. 07.05.2013; Опубл. 11.11.2013, Бюл. №21. – 13с.

АНОТАЦІЯ

Терещенко Ю. Ю. Концепція інтеграції силової установки з турбовентиляторною приставкою і літального апарату. - 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, 2019.

У роботі науково обґрунтована концепція аеротермогазодинамічної інтеграції триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки. Створено науково-методичний апарат для аналізу процесу аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурних турбореактивних двигунів із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки і мотогондоли авіаційної силової установки. Створено

теоретичні основи аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторою приставкою та мотогондоли силової установки із управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенераторного модуля.

На основі результатів розрахунково-експериментальних досліджень отримані рекомендації щодо обгрунтування вимог до аеротермогазодинамічної інтеграції ступінчастої мотогондоли та газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою авіаційної силової установки та визначення оптимальних значень параметрів робочого процесу триконтурного газотурбінного двигуна відповідно до розрахункових умов польоту.

Ключові слова: аеротермогазодинамічна інтеграція, мотогондола, газотурбінний двигун, турбовентиляторна приставка, авіаційна силова установка, аеродинамічний опір, ефективна тяга.

АННОТАЦИЯ

Терещенко Ю.Ю. Концепция интеграции силовой установки с турбовентиляторной приставкой и летательного аппарата. - 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, 2019.

В работе научно обоснована концепция аэротермогазодинамической интеграции трехконтурного газотурбинного двигателя с турбовентиляторной приставкой и ступенчатой мотогондолы авиационной силовой установки. Создан научно-методический аппарат для анализа процесса аэротермогазодинамической интеграции многоконтурных турбореактивных двигателей с задним расположением турбовентиляторной приставки и мотогондолы авиационной силовой установки. Созданы теоретические основы аэротермогазодинамической интеграции многоконтурного турбореактивного двигателя с турбовентиляторной приставкой и мотогондолы силовой установки с управлением пограничного слоя на поверхности мотогондолы газогенераторного модуля.

Впервые создана методика использования управления пограничным слоем на поверхности мотогондолы газогенератора с целью снижения внешнего аэродинамического сопротивления авиационной силовой установки и улучшение тягово-экономических характеристик авиационных двухконтурных и трехконтурных турбореактивных двигателей. Впервые получены общие теоретические зависимости, характеризующие совместную работу модуля мотогондолы с управлением пограничного слоя и принципиально нового типа газотурбинного двигателя с турбовентиляторной приставкой. Разработаны теоретические основы графоаналитического метода определения оптимальных параметров турбовентиляторной приставки и мотогондолы газогенератора двухконтурных и трехконтурных газотурбинных двигателей, которые позволяют решать задачи оптимизации параметров турбовентиляторной приставки.

На основе результатов расчетно-экспериментальных исследований полу-

чены рекомендации по обоснованию требований к аэротермогазодинамической интеграции параметров мотогондолы и газотурбинного двигателя с турбовентиляторной приставкой авиационной силовой установки и определения оптимальных значений параметров рабочего процесса трехконтурного газотурбинного двигателя в соответствии с расчетными условий полета.

Ключевые слова: аэротермогазодинамическая интеграция, мотогондола, газотурбинный двигатель, турбовентиляторная приставка, авиационная силовая установка, аэродинамическое сопротивление, эффективная тяга.

SUMMARY

Tereshchenko Yu.Yu. Conception of integration of power plant with turbofan unit and aircraft. - Manuscript.

Thesis for the scientific degree of the Doctor of engineering sciences on the speciality 05.05.03 – engines and power plants. – National Aviation University of Ministry of eedication and Science of Ukrane, Kyiv, 2019.

The concept of aerothermogasdynamic integration of a double bypass gas turbine engine with a turbofan unit and a stepped engine nacelle of an aircraft power plant is scientifically grounded in the work. A scientific and methodological apparatus has been created for analyzing the process of aerothermogasdynamic integration of multi-pass turbojet engines with a rear-mounted turbofan unit and engine nacelle of an aircraft power plant. The theoretical foundations of aerothermogasdynamic integration of a multi-pass turbojet engine with a turbofan unit and a power plant nacelle with boundary layer control on the surface of the engine nacelle of a gas generator module have been created.

Based on the results of computational and experimental studies, recommendations were obtained to justify the requirements for aerothermogasdynamic integration of a stepped engine nacelle and gas turbine engine with a turbofan unit of an aircraft power plant and determine the optimal values of the process parameters of a of double bypass gas turbine engine in accordance with the calculated flight conditions.

Key words: aerothermogasdynamic integration, engine nacelle, gas turbine engine, turbofan unit, aircraft power plant, aerodynamic drag, effective thrust.