

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

Терещенко Юрій Юрійович

УДК 639.735.036 (045.05)

## **ДИСЕРТАЦІЯ**

**Концепція інтеграції силової установки з турбовентиляторною  
приставкою і літального апарату**

05.05.03 – Двигуни та енергетичні установки

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

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

\_\_\_\_\_ Ю. Ю. Терещенко

Науковий консультант

Мітрахович Михайло Михайлович,  
доктор технічних наук, професор

Київ-2019

## АНОТАЦІЯ

**Терещенко Ю. Ю. Концепція інтеграції силової установки з турбовентиляторною приставкою і літального апарату.-** Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук зі спеціальності 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки. – Національний авіаційний університет МОН України, Київ, 2019.

Отримання високої паливної економічності магістральних літаків потребує оптимальної інтеграції літального апарату та силової установки, що передбачає узгодження параметрів та характеристик газотурбінного двигуна та мотогондоли літального апарату за критеріями найбільш повної відповідності поставленим задачам. Важливе місце у вирішенні цієї проблеми мають задачі узгодження аеродинамічних і термогазодинамічних параметрів і характеристик газотурбінного двигуна і мотогондоли як складових частин літального апарату. Зовнішній опір сучасних силових установок з двоконтурними газотурбінними двигунами з великим ступенем двоконтурності складає 2...3% від тяги двигуна на крейсерському режимі роботи.

Зменшення негативного впливу модуля мотогондоли на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива є актуальною проблемою, яка може бути вирішена на підставі вдосконалення та оптимального узгодження параметрів та характеристик ступінчастої мотогондоли та багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

В дослідженні отримала подальший розвиток теорія газотурбінних двигунів у напрямку створення теоретичних основ інтеграції багатоконтурних турбореактивних двигунів з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли силової установки та виконано наукове обґрунтування концепції інтеграції газотурбінного двигуна із турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли силової

установки літального апарату.

В роботі створено науково-методичний апарат для аналізу процесу аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного турбореактивного двигуна із турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондолою авіаційної силової установки.

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

Запропонований науково-методичний апарат дозволяє виконувати розрахунки параметрів та характеристик авіаційної силової установки з багатоконтурним турбореактивним двигуном і ступінчастої мотогондолою з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондолою газогенератора. Математичні моделі, що запропоновано, дозволяють виконувати розрахунки параметрів та характеристик авіаційної силової установки з багатоконтурним турбореактивним двигуном і мотогондолою газогенераторного контуру з управлінням примежовим шаром. Результати дослідження показали можливість зниження профільного опору ступінчастої мотогондолою 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.

Створено теоретичні основи 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 на поверхні мотогондоли модуля газогенератора. Результати дослідження показали, що 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 за рахунок підведення у вентиляторний контур додаткової маси повітря, евакуйованого з поверхні мотогондоли газогенератора. 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 двоконтурності 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 двоконтурності турбовентиляторної приставки  $m=2...8$ . Відносне зменшення питомої витрати палива ТРТД при ступені двоконтурності турбовентиляторної приставки  $m=2...8$  складає 2...8%.

На основі розрахункових та експериментальних досліджень отримані рекомендації щодо обґрунтування вимог до параметрів та характеристик турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки та визначенню оптимальних

значень параметрів робочого процесу багатоконтурного турбореактивного двигуна відповідно до розрахункових умов польоту.

Проведена оцінка впливу параметрів течії на зовнішній поверхні мотогондоли на формування примежового шару перед турбовентиляторною приставкою турбореактивного двигуна при обтіканні мотогондоли в'язким потоком. Важливим етапом у вирішенні проблеми визначення оптимальних параметрів управління примежовим шаром є узгодження аеродинамічних характеристик мотогондоли з характеристиками турбовентиляторної приставки, що використовує енергію примежового шару, що видаляється з поверхні мотогондоли газогенератора. Показано, що найкращі характеристики системи «мотогондола газогенератора - турбовентиляторна приставка» забезпечуються при витраті повітря через пористу поверхню мотогондоли в кількостях, що визначаються за відносною товщиною витіснення примежового шару на поверхні мотогондоли газогенератора.

Запропоновано методику узгодження параметрів турбовентиляторної приставки та параметрів ступінчастої мотогондоли із відсмоктуванням примежового шару з поверхні модуля мотогондоли газогенератора. Методика дозволяє визначати оптимальні значення коефіцієнта відсмоктування з метою зниження аеродинамічного опору мотогондоли і збільшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Створено методики узгодження аеротермогазодинамічних параметрів мотогондоли і турбовентиляторної приставки двоконтурного турбореактивного двигуна. Отримано узагальнені результати впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на ефективну тягу двоконтурного турбореактивного двигуна.

Результати розрахунково-експериментальних досліджень параметрів та характеристик ГТД із застосуванням створеного науково-методичного апарату свідчать про перспективність використання управління примежовим шаром на поверхні ступінчастої мотогондоли з метою зниження зовнішнього

аеродинамічного опору авіаційної силової установки і покращення її тягово-економічних характеристик.

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 мотогондолої авіаційної силової установки. Важливе місце в цьому комплексі займає проблема аеротермогазодинамічної інтеграції модуля універсального газогенератора і модуля ступінчастої мотогондолої.

Запропонований науково-методичний апарат дозволяє виконувати розрахунки параметрів та характеристик авіаційної силової установки з багатоконтурним турбореактивним двигуном і ступінчастою мотогондолою з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондолої газогенератора.

Результати проведених досліджень свідчать про перспективність запропонованої концепції інтеграції багатоконтурного турбореактивного двигуна модульної конструкції з турбовентильною приставкою і ступінчастої мотогондолої з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондолої газогенератора.

**Ключові слова:** аеротермогазодинамічна інтеграція, мотогондолоя, газотурбінний двигун, турбовентильторна приставка, авіаційна силова установка, аеродинамічний опір, ефективна тяга.

## **СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ**

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

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 additional unit. Yu. M.Tereshchenko, E.Doroshenko, Yu. Yu.Tereshchenko // Problems of chemmology. Monograph. – 2017. – С. 336-340. (науково-метричний)

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

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. Моделирование течения в компрессорных решетках с турбулизаторами на поверхности 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](https://doi.org/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 Journal 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 Journal of Enterprise Technologies. – 2017. – №5/7(89). – С. 53-58. doi: 10.15587/1729-

4061.2017.109556 (SCOPUS)

9. 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](https://doi.org/10.18372/2310-5461.34.11618) (наукометричний).

10. 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.

11. 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.

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

13. 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).

14. 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](https://doi.org/10.18372/2310-5461.35.11843) (наукометричний).

15. 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](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2017.114038). (SCOPUS)

16. 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

17. Терещенко Ю.М. Исследование течения в компрессорных решетках с активным управлением 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.

18. 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)

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

20. Терещенко Ю.Ю. Профільний опір мотогондолої 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.

21. Терещенко Ю.М. Комплексне газодинамічне управління течією в ступені осьового компресора 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

22. 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.

23. 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).

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

24. 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.

25. 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.

26. 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/ 2<sup>nd</sup> European Conference on Innovations in Technical and Natural Science, May 12, 2014: abstracts. – Vienna (Austria), 2014. – P.41-46.

27. 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. – P. 1.5.23–1.5.26.

28. 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.

29. 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

30. 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. – P. 1.5.1–1.5.6.

31. Ластівка І.О. Числове моделювання режиму запирання течії у дворядній 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

32. 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

33. 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.

34. 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 technologies : 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.

35. 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.

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

36. 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).

37. 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.

38. Греков П.І., Терещенко Ю.М., Кулик М.С., МітраховичМ.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.

**SUMMARY**

**Tereshchenko Yu.Yu. Conception of integration of power plant with turbofan unit and aircraft. - Qualified scientific work as a manuscript.**

Thesis for the scientific degree of the Doctor of Engineering Sciences on the specialty 05.05.03 – engines and power plants. –National Aviation University of Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2019.

Obtaining high fuel efficiency of long-haul aircraft requires optimal integration of the aircraft and the power plant, the use of gas turbine engines with parameters and characteristics that best match the tasks. The tasks of aerodynamic and thermogasdynamic integration of the gas turbine engine and the engine nacelle

as an integral part of the aircraft play an important role in solving this problem. The external drag of modern power plants with bypass gas turbine engines with a high degree of bypass ratio is 2...3% of the engine thrust in the cruising mode of operation.

Reducing the negative impact of the engine nacelle module on the effective thrust and effective specific fuel consumption is an actual problem that can be solved on the basis of studies of the integration of the stepped engine nacelle and gas turbine engine with a turbofan unit module.

The study further developed the theory of gas turbine engines in the direction of creating a theoretical basis for the integration of parameters and characteristics of multi-pass engines with a turbofan unit and a stepped engine nacelle of a power plant. The scientific substantiation of the concept of integrating a gas turbine engine with a turbofan unit and a stepped engine nacelle of a power plant of an aircraft has been carried out.

A scientific-methodical apparatus was created for analyzing the process of aerothermodynamic integration of a multi-pass turbojet engine with a turbofan unit and a stepped engine nacelle of an aircraft power plant

The scientific-methodical apparatus consists of methods for coordinating the aerothermodynamic parameters of multi-pass turbojet engines with a turbofan unit and a stepped engine nacelle of an aviation power plant, graphic-analytical method for optimizing the parameters of a turbofan unit of a multi-pass turbojet engine, generalized results of studies of the influence of boundary layer control on the surface of a gas generator engine nacelle on the effective thrust of a multi-pass turbojet engine, and techniques for coordinating the aerothermodynamic parameters of a turbofan unit and a stepped engine nacelle of an aircraft power plant with control of the boundary layer on the surface of the engine nacelle of the gas generator.

The proposed scientific-methodical apparatus allows to carry out calculations of parameters and characteristics of an aviation power plant with a multi-pass turbojet engine and a stepped nacelle with the control of the boundary

layer on the surface of the engine rod of the gas generator. The offered mathematical models allow to carry out calculations of parameters and characteristics of an aviation power plant with a multi-pass turbojet engine and nacelles of a gas generator contour with the control of a boundary layer. The results of the study showed the possibility of reducing the profile resistance of the stepped nacelle of the turbojet engine to the turbofan unit in comparison with the engine nacelle with the traditional fan position 2 to 3 times, which is equivalent to an increase in the effective thrust of the power plant by 1.5 ... 2.2% at unchanged parameters of the work process and overall dimensions of the power plant.

The theoretical foundations of aerothermodynamic integration of a multi-pass turbojet engine with a turbofan unit and a stepped engine nacelle of a power plant, based on using the energy of the fan contour of the turbofan unit to control the boundary layer on the surface of the engine nacelle of the gas generator module, have been created. The results of the study showed that controlling the boundary layer on the surface of the engine nacelle of the gas generator module using the energy of the turbofan unit allows solving the problem of reducing the external resistance of the nacelle of the gas generator of the aircraft power plant and increasing the thrust of the fan contour of the turbofan unit due to the additional air mass evacuated from the surface of the nacelle into the fan contour gas generator. The results of computational and experimental studies have shown that using the energy of the fan circuit of a turbofan unit to control the boundary layer on the surface of a stepped engine nacelle of a gas generator module can lead to a relative increase in the effective thrust of a turbofan engine by 1.25 ... 6% with a turbofan unit bypass ratio  $m = 2...8$ . The relative decrease in the specific fuel consumption of the turbofan engine with the bypass ratio of the turbofan unit  $m = 2... 8$  is 1.0 ... 7.5%.

The control of the boundary layer on the surface of the stepped engine nacelle of the gas generator module can lead to a relative increase in the effective thrust of the turbofan engine by 1.6 ... 7.5% with the bypass ratio of the turbofan unit  $m = 2...8$ . Relative decrease in the specific fuel consumption of a three-pass

turbojet engine with the bypass ratio of turbofan unit  $m = 2 \dots 8$  is 2 ... 8%.

On the basis of computational and experimental studies, recommendations have been obtained for substantiating the requirements for parameters and characteristics of a turbojet engine with a turbofan unit and a stepped engine nacelle of an aircraft power plant and for determining the optimal values of the parameters of the multi-pass turbojet engine operation in accordance with the calculated flight conditions.

The influence of the flow parameters on the outer surface of the engine nacelle on the formation of the boundary layer in front of the turbofan unit of the turbojet engine during viscous flow past the engine nacelle was evaluated. An important step in solving the problem of determining the optimal parameters of the boundary layer control system is the matching of the aerodynamic characteristics of the nacelle with the characteristics of a turbofan attachment that uses the energy of the boundary layer that is removed from the surface of the gas generator nacelle. It is shown that the best characteristics of the gas generator nacelle – turbofan unit system are provided with air flow through the porous surface of the engine nacelle in quantities that roughly correspond to the relative thickness of the extrusion of the boundary layer.

A technique is proposed for matching the parameters of the turbofan unit and the parameters of the stepped engine nacelle with the suction of the boundary layer from the surface of the engine nacelle module of the gas generator. The technique allows to determine the optimal values of the suction coefficient to reduce the aerodynamic resistance of the engine nacelle and increase the internal thrust of the fan circuit of the turbofan unit. Techniques have been developed for coordinating the aerothermogasdynamic parameters of the engine nacelle and turbofan unit of a bypass turbojet engine. The generalized results of the influence of the boundary layer control on the surface of the gas generator's engine nacelle on the effective thrust of a bypass turbojet engine are obtained.

The results of computational and experimental studies of the parameters and characteristics of the GTE with the use of the created scientific and methodological

apparatus indicate the prospects of using boundary layer control on the surface of the stepped engine nacelle in order to reduce the external aerodynamic resistance of the aircraft power plant and improve its traction and economic characteristics.

The research results showed that increasing the efficiency and profitability of gas turbine engines can be achieved on the basis of a comprehensive review of all the tasks that determine the parameters and characteristics of an aircraft power plant. An important place in this complex is occupied by the problem of optimal integration of parameters and characteristics of the universal gas generator module and the stepped motor nacelle module.

The proposed scientific and methodological apparatus allows the calculations of parameters and characteristics of an aircraft power plant with a multi-pass turbojet engine and a stepped nacelle with boundary layer control on the surface of the gas generator nacelle.

The results of the studies indicate the promise of the proposed concept for the integration of a multi-pass turbojet engine of a modular design with a turbofan unit and a stepped engine nacelle with boundary layer control on the surface of the engine nacelle of the gas generator.

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

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

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

1. Unmanned Aerial Vehicle Engines: Monograph [Text]/ Yu.M. Tereshhenko, N.S. Kulik, I.A. Lastivka, L.G. Voljanskaja, E.V. Doroshenko, Yu. Yu. Tereshhenko; edited by Yu.M. Tereshhenko. – K.:NAU, 2012. – 232p.

2. Tereshchenko Yu. Working process of bypass gas turbine engines with turbo-fan additional unit. Yu. M. Tereshchenko, E.Doroshenko, Yu. Yu.



Tereshchenko [Text]// Problems of chemmotology. Monograph. – 2017. – C. 336-340. (scientometric)

3. Tereshchenko Yu. Yu. Aerothermodynamic integration of a multi-pass gas turbine engine and a nacelle of an aviation power plant. - K.: NAU, 2019. – 116p.

4. Doroshenko E.V. Method for calculating the critical flow regimes in the lattices of aerodynamic profiles / E.V. Doroshenko, Yu. Yu. Tereshchenko, A. Tehrani // Bulletin of National university «KhPI». Collection of scientific papers. Thematic issue: Mechanical-technological systems and complexes. – Kh., 2014. – №40 (1083). – P. 81-86.

5. Lastivka, I. O. A computational study of the gas-dynamic effect on flow in airfoil profiles [Text]/ I. O. Lastivka, K.V. Doroshenko, Yu. Yu. Tereshchenko // Bulletin of National university «KhPI». Collection of scientific papers. Thematic issue: New solutions in modern technologies. – 2016. – № 12(1184). – P. 38–46, doi: 10.20998/2413–4295.2016.12.31 (scientometric)

6. Tereshchenko, Yu.M. Modeling of flow in compressor cascades with turbulators on the surface of blades [Text]/ Yu. M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu. Yu. Tereshchenko // Science-based technologies. – 2016. – №. 3 (31). – P. 335–352, doi: 10.18372/2310–5461.31.10804 (scientometric)

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 Journal of Enterprise Technologies. – 2017. – №3/7(7). – C. 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 Journal of Enterprise Technologies. – 2017. – №5/7(89). – C. 53-58. doi: 10.15587/1729-4061.2017.109556 (SCOPUS)

9. Tereshchenko, Yu. M. The flow of a viscous gas in a diffuser channel

with turbulators [Text]/ Yu. M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu. Yu. Tereshchenko, Hamzeg P. // Science-based technologies. – 2017. – №. 2. (34). – P. 184–188, doi: [10.18372/2310-5461.34.11618](https://doi.org/10.18372/2310-5461.34.11618) (scientometric).

10. Tereshchenko, Yu.M. Investigation of the influence of annular blowing on the gas-dynamic stability of the stage of the axial compressor [Text]/ Yu.M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko // Bulletin engineering academy of Ukraine – 2017. – №2 – P. 110–115.

11. Tereshchenko Yu.Yu. Prospects for the creation of aircraft engines with turbofan unit [Text] / Yu. Yu. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu. M. Tereshchenko // Bulletin engineering academy of Ukraine – 2017. – №3 – P.28-31.

12. Tereshchenko Yu. Yu. The influence of the height of the artificial roughness elements on the current in the diffusion channel / Yu. Yu. Tereshchenko // Problems of friction and wear. – 2017. – №3(76). – P. 87-92. (scientometric)

13. Doroshenko, K.V. Influence of the shape of the roughness on the flow in the diffuser channel [Text]/ K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko, P.V. Gumenyuk, P. Hamzeg // Problems of friction and wear. – 2017. – №4(77). – P. 85–89 (scientometric).

14. Tereshchenko Yu. M. Method of estimation of static durability of two-tier blade of impeller of turbofan unit [Text] / Yu. M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, I. O. Lastivka, Yu.Yu. Tereshchenko // Science-based technologies. – 2017. – №. 3. (35). – P. 233–241, doi: [10.18372/2310-5461.35.11843](https://doi.org/10.18372/2310-5461.35.11843) (scientometric).

15. 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](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2017.114038). (SCOPUS)

16. Tereshchenko Yu.M. Prospects for creation of aviation engines of new schemes / Yu. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko // Collection of scientific works of the State Aviation Research Institute. – 2017. – V.13(20). –

P.109-114

17. Tereshchenko Yu.M. Flow study in compressor grids with active control of the flow around the blades in supercirculation modes [Text] / M.Yu. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, I.A. Lastivka, Yu.Yu. Tereshchenko // Bulletin engineering academy of Ukraine – 2018. – №1 – P.118-124.

18. 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)

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

20. Tereshchenko Yu.Yu. Profile resistance of a gas turbine engine engine with turbo fan / Yu.Yu. Tereshchenko, Yu.M. Tereshchenko, KV Doroshenko, V.Yu. Usenko // Problems of friction and wear. – 2018. - №4(81). – P. 64-73 (scientometric)

21. Tereshchenko Yu.M. Complex gas-dynamic flow control in the stage of an axial compressor of a gas turbine engine / Yu. Tereshchenko, Yu.Yu. Tereshchenko, KV Doroshenko, V.Yu. Usenko // Collection of scientific works of the State Aviation Research Institute. – 2018. – V.14 (21). – P.77-81

22. Tereshchenko, Yu. Yu., Simulation of flow on a plate with suction of a boundary layer / Yu. Yu. Tereshchenko, Yu. M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko // Problems of friction and wear. – 2019. - №1(82). – P. 52-57. (scientometric)

23. 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).

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

24. Tereshchenko, Yu.M. Working process and basic parameters of a three-circuit turbojet engine [Text]/ Yu.M. Tereshchenko, Yu.Yu. Tereshchenko, K.V. Doroshenko // Klimovsky readings-2013: promising directions for the development of aircraft and aircraft engineering. Collection of reports of the International Scientific and Technical Conference. St. Petersburg, October 18, p. 22-33.

25. Doroshenko, K.V. The flow in compressor cascades at large negative angles of attack [Text]/ K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko // XI International scientific and technical conference AVIA 2013. C. Kyiv, May 21–23, 2013y. P. 14.9–14.13.

26. 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/ 2<sup>nd</sup> European Conference on Innovations in Technical and Natural Science, May 12, 2014: abstracts. – Vienna (Austria), 2014. – P.41-46.

27. 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. – K.: Publisher NAU «NAU-print», 2014. – Vol. 1. – P. 1.5.23–1.5.26.

28. Tereshchenko Yu. Yu. Numerical calculation of the flow in the lattices of aerodynamic profiles [Text] / Yu.Yu. Tereshchenko, P. V. Humenuk// XII International scientific and technical conference AVIA 2015. C. Kyiv April 28-29 2015y. P. 20.38-20.41.

29. Doroshenko, K.V. Gas-dynamic effect on aeroelastic oscillations of compressor blades of gas turbine engines [Text]/ K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko XVI International Scientific and Technical Conference AS PGP Industrial hydraulics and pneumatics. c. Sumy, October 14-16, 2015y., P. 167.

30. 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. – K.: Publisher NAU «NAU-print», 2016. – Vol. 1. – P. 1.5.1–1.5.6.

31. Lastivka IO Numerical modeling of the flow locking mode in a two-row compressor lattice [Text] / I.O. Lastivka, Yu. Yu. Tereshchenko // XVII International Scientific and Technical Conference AS PGP Industrial hydraulics and pneumatics. c. Kharkiv, October 19–21, 2016y. P. 127.

32. Doroshenko, K.V. Transpiration cooling of the jet nozzle of a liquid rocket engine [Text]/ K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko, P. Hamzeg // Flight. Modern problems of science. XVII International scientific-practical conference of young scientists and students, c. Kyiv, April 4–5, 2017y., P. 104.

33. Tereshchenko, Yu.Yu. Gas-dynamic flow control in a jet nozzle [Text]/ Yu.Yu. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, P. Hamzeg // XIII International scientific and technical conference AVIA 2017. c. Kyiv, April 19–21, 2017p. P. 36.

34. 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 technologies : the eighth world congress «Aviation in the XXI-st century», 10–12 October, 2018 Kyiv, Ukraine. – K.: Publisher NAU «NAU-print», 2018. – Vol. 1. – P. 1.5.9–1.5.13.

35. Tereshchenko Yu.Yu. Influence of boundary layer control on the aerodynamic resistance of a double bypass gas turbine engine nacelle / Yu. Tereshchenko, Yu.M. Tereshchenko // Proceedings of the International Scientific and Technical Conference "New and unconventional technologies in resource and energy saving", May 16-18, 2019, Odessa. - Odessa: ONPU, 2019. - P. 174.

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

36. Tereshchenko, Yu.M. The flow of a semi-infinite jet with friction and heat exchange in the nozzle channel of the liquid rocket engine [Text]/ Yu.M.

Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko, P. Hamzeg // Problems of friction and wear. – 2017. – №2(75). – P. 101–108 (scientometric).

37. Tereshchenko, Yu.M. Consideration of the flow-locking modes in the last stages when calculating the gas-dynamic stability of a multistage compressor / Yu. M. Tereshchenko, Yu.Yu. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, V.Yu. Usenko // Bulletin engineering academy of Ukraine. – 2018. - №2. - P. 234-238.

38. Grekov P.I., Tereshchenko Yu.M., Kulik M.S., Mitrakhovich M.M., Kapitanchuk K.I., Kinashchuk I.F., Okhmakevich V.M., Yasinitsky E.P., Kinashchuk M. I., Tereshchenko Yu.Yu. Patent. 85073 Ukraine, IPC F16L 43/00 Method of organization of workflow in ejection line of pipeline. - № 201305747; Statement 07.05.2013; Publ. 11/11/2013, Bul. №21. - 13s.

## Зміст

	стор.
АНОТАЦІЯ.....	2
SUMMARY.....	14
ПЕРЕЛІК ПРИЙНЯТИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ .....	27
ВСТУП.....	29
РОЗДІЛ 1. СУЧАСНИЙ СТАН, ПЕРСПЕКТИВИ І ПРОБЛЕМИ СТВОРЕННЯ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ.....	38
1.1 Сучасний стан розвитку авіаційних газотурбінних двигунів....	38
1.2. Перспективи створення авіаційних газотурбінних двигунів....	45
1.3. Проблеми створення ГТД із застосуванням універсального базового газогенератора.....	51
1.4. Задачі інтеграції силової установки і літального апарату.....	63
1.5. Ефективна тяга та зовнішній опір авіаційної силової установки.....	73
Висновки за розділом 1.....	82
РОЗДІЛ 2. КОНЦЕПЦІЯ ІНТЕГРАЦІЇ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ ТА СТУПІНЧАСТОЇ МОТОГОНДОЛИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА.....	84
2.1. Ефективна тяга авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою .....	84
2.2. Профільний опір ступінчастої мотогондолої ТРДД з турбовентиляторною приставкою .....	88
Висновки за розділом 2.....	100
РОЗДІЛ 3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ МОТОГОНДОЛ АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.....	102

3.1. Експериментальна установка і методика проведення досліджень .....	102
3.2. Узагальнення і аналіз результатів експериментальних досліджень .....	125
Висновки за розділом 3.....	135
<b>РОЗДІЛ 4. УПРАВЛІННЯ ПРИМЕЖОВИМ ШАРОМ ТА ЗОВНІШНІЙ ОПІР СТУПІНЧАСТОЇ МОТОГОНДОЛИ АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ.....</b>	
4.1. Методи зменшення аеродинамічного опору літального апарату.....	137
4.2. Моделювання течії на поверхні мотогондоли з керуванням примежовим шаром.....	152
4.3. Розрахунково-експериментальне дослідження впливу управління примежовим шаром на аеродинамічний опір ступінчастої мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.....	165
Висновки за 4 розділом.....	177
<b>РОЗДІЛ 5. АЕРОТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНА ІНТЕГРАЦІЯ ДВОКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ І СТУПІНЧАСТОЇ МОТОГОНДОЛИ АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.....</b>	
5.1. Концепція аеротермогазодинамічної інтеграції ступінчастої мотогондоли і двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою.....	179
5.2. Термогазодинамічна інтеграція двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли .....	203
5.3. Графоаналітичний метод оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки ТРДД .....	217



5.4. Вплив управління примежовим шаром на поверхні ступінчастої мотогондоли на ефективну тягу і економічність ТРДД .....	222
Висновки за розділом 5 .....	234
РОЗДІЛ 6. АЕРОТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНА ІНТЕГРАЦІЯ ТРИКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ І СТУПІНЧАСТОЇ МОТОГОНДОЛИ .....	237
6.1. Термогазодинамічна інтеграція двоконтурного газогенераторного модуля триконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою .....	237
6.2. Графоаналітичний метод оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки триконтурного турбореактивного двигуна .....	273
6.3 Вплив управління примежовим шаром на поверхні ступінчастої мотогондоли на ефективну тягу і економічність ТРТД.....	279
Висновки за 6 розділом.....	287
ВИСНОВКИ.....	289
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	293
ДОДАТОК А .....	327
ДОДАТОК Б.....	328
ДОДАТОК В.....	329
ДОДАТОК Г.....	330

## ПЕРЕЛІК ПРИЙНЯТИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ

### Перелік прийнятих скорочень

ГТД	– газотурбінний двигун
ІКАО	– Міжнародна організація цивільної авіації
ККД	– коефіцієнт корисної дії
ПРВ	– пристрій руйнування вихорів
ТРТД	– триконтурний турбореактивний двигун
ТГвВД	– турбогвинтовентиляторний двигун
ТГвД	– турбогвинтовий двигун
ТРД	– турбореактивний двигун
ТРДД	– турбореактивний двоконтурний двигун

### Позначення основних параметрів

$D$	– діаметр, м;
$G$	– масова витрата повітря, кг/с;
$g$	– відносна масова витрата повітря (газу, палива), кг/с;
$k$	– параметр процесу;
$L$	– робота, Дж;
$l_t$	– розмір, довжина, м;
$M$	– число Маха;
$m$	– ступінь двоконтурності;
$N$	– потужність, Вт;
$n$	– частота обертання, $\text{хв}^{-1}$ ;
$p$	– тиск, Па;
$Re$	– число Рейнольдса;
$R$	– тяга, Н;
$C_R$	– питома витрата палива, кг/Н год;
$r$	– радіус, м;
$S$	– обтічна поверхня; замкнута поверхня;

$T$	– температура, К;
$T^*$	– температура загальмованого потоку, К;
$u$	– колова швидкість, переносна швидкість, м/с;
$c$	– абсолютна швидкість течії, м/с;
$a$	– швидкість звуку, м/с;
$W$	– відносна швидкість, м/с;
$X$	– аеродинамічний опір
$\eta$	– коефіцієнт корисної дії;
$\lambda$	– параметр швидкості, подовження;
$\mu$	– динамічна в'язкість, Па·с;
$\mu_t$	– турбулентна в'язкість
$\nu$	– кінематична в'язкість, м <sup>2</sup> /с;
$\sigma$	– коефіцієнт втрат повного тиску;
$\pi$	– ступінь підвищення тиску;
$\rho$	– густина, кг/ м <sup>3</sup> .

## ВСТУП

**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 обґрунтування 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 мотогондoli 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 мотогондолою з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондолою 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 мотогондолою авіаційної силової установки.

3. Створення науково-методичного апарату аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурних газотурбінних двигунів із турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондолою 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 мотогондолою модуля газогенератора із управлінням примежовим шаром.

6. Створення методики узгодження параметрів робочого процесу багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та параметрів ступінчастої мотогондолою 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 газотурбінним 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 мотогондолої газогенераторного модуля.

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

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

7. На основі розрахунково-експериментальних досліджень отримані рекомендації щодо обґрунтування вимог до аеротермогазодинамічної інтеграції багатоступінчастої мотогондолої 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 процес Національного авіаційного університету.

**Особистий внесок** здобувача визначається такими положеннями.

Основні положення концепції інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондолої силової установки літального апарата, результати розрахунків та моделювання, положення, що представлено до захисту, належать особисто автору.

Основні ідеї досліджень, концепція роботи, її положення й принципи



вирішення задач розроблені автором самостійно.

Внесок автора в праці, що виконані в співавторстві, полягає в його безпосередній участі на всіх етапах від формулювання завдань до аналізу результатів та видання підсумкового матеріалу або публікування.

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

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, 8]; проаналізовано варіанти топології розрахункової сітки [6]; сформульовано вихідні дані і задачі розрахункового дослідження [7, 14]; визначено вимоги до співвідношення параметрів основного потоку та струменя, що видувається у потік [9]; проведено критичний аналіз сучасного стану та перспектив розвитку багатоконтурних газотурбінних двигунів [10]; проведено обґрунтування форми та параметрів штучної шорсткості на поверхні дифузорного каналу [12]; розглянуто питання щодо узгодження термогазодинамічних та міцнісних характеристик двохрусного лопаткового вінця [13]; виконано критичний аналіз щодо переваг та недоліків нових схем газотурбінних двигунів [15]; визначено параметри потоку, що застосовуються для активного управління течією [16]; розглянуто умови виникнення резонансних коливань в лопаткових вінцях [17]; розглянуто фактори, що впливають на інтерференцію лопаткових вінців [18]; запропонована концепція ступінчастої могондолі, проведено чисельний експеримент, виконано оцінку параметрів течії на зовнішній опір ступінчастої могондолі авіаційної силової установки [19]; проаналізовано

вплив примежового шару на параметри робочого процесу [20]; виконано чисельний експеримент та визначено вплив управління примежовим шаром на товщину втрати імпульсу на поверхні [21]; оцінено вплив примежового шару на течію [22, 24]; сформульовано основні вимоги до визначення параметрів багатоконтурного газотурбінного двигуна, проведено оцінку економічності багатоконтурного газотурбінного двигуна [23]; проведено оцінку можливостей застосування для аналізу течії в компресорі газотурбінного двигуна нейронних систем [25]; виконано аналіз течії в ступенях осевого компресора [26]; виконано чисельний розрахунок течії в решітках аеродинамічних профілів, проаналізовано результати [27]; сформульовано граничні умови для вирішення задач газодинамічного впливу на аеропружні коливання лопаток компресорів газотурбінних двигунів [28]; виконано оптимізацію параметрів течії в турбовентиляторній приставці багатоконтурного газотурбінного двигуна [29]; виконано чисельне моделювання у решітці з управлінням примежовим шаром [30]; розглянуто питання взаємодії потоків на поверхні з активним управлінням примежового шару [31]; проаналізовано питання термогазодинамічного впливу на течію в примежовому шарі реактивного сопла [32]; розглянуто вплив термогазодинамічних параметрів потоку, що використовується для управління примежовим шаром на параметри течії [33]; оцінено вплив управління примежовим шаром на аеродинамічний опір мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна [34]; визначено вихідні дані та методику виконання розрахункового дослідження [35]; проаналізовано питання впливу течії у компресорі на газодинамічну стійкість авіаційної силової установки [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 Климівські читання-2013: перспективні напрями розвитку авіадвигунобудування. (м. Санкт-Петербург, Росія, 2013р.); 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.); 2<sup>nd</sup> 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 найменувань робіт на 34 сторінках. Загальний обсяг дисертації складає 335 сторінок.

## РОЗДІЛ 1. СУЧАСНИЙ СТАН, ПЕРСПЕКТИВИ І ПРОБЛЕМИ СТВОРЕННЯ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

### 1.1. Сучасний стан розвитку авіаційних газотурбінних двигунів

Газотурбінні двигуни (ГТД) є основними двигунами в сучасній авіації. Льотно-технічні характеристики літальних апаратів, максимальна висота і швидкість польоту, маневреність літаків, багато в чому, залежать від досконалості авіаційних силових установок. Різні призначення літальних апаратів зумовило створення різних типів теплових двигунів, кожний з яких за своїми характеристиками в найбільшій мірі відповідає типу літального апарату [5, 23, 37, 38, 68, 90, 116, 120, 122, 128, 138, 156, 157, 168, 185, 186, 187].

Досконалість газотурбінного двигуна, багато в чому, залежить від рівня параметрів робочого процесу циклу, який реалізується в даному двигуні. До основних параметрів робочого процесу ГТД відносяться: температура газу перед турбіною  $T_T^*$ , ступінь підвищення тиску в компресорі  $\pi_k^*$ , температура газу в форсажній камері  $T_{\phi}^*$  (для ТРДФ і ТРДДФ). До основних параметрів робочого процесу в ТРДД також відноситься ступінь двоконтурності, яка визначається відношенням витрати повітря через зовнішній (другий) контур до витрати повітря через внутрішній (перший) контур:  $m = G_{вп}/G_{вл}$ .

Досконалість турбореактивного двигуна і процесів, що в ньому протікають, залежить від рівня втрат, які оцінюється внутрішнім, тяговим і повним ККД:

$$\eta_{вн} = \frac{L_{ц}}{Q_o} = \frac{c_c^2 - V^2}{2Q_o}; \quad \eta_{тяг} = \frac{R_G V}{L_{ц}} = \frac{2R_G V}{c_c^2 - V^2}; \quad \eta_{п} = \frac{R_G V}{Q} = \eta_{вн} \eta_{тяг}.$$

Рівень параметрів робочого процесу ГТД залежить від якості конструкційних матеріалів, способів охолодження газової турбіни, конструктивно-компонувальної схеми двигуна, досконалості системи

автоматичного управління двигуном [7, 10, 12, 13, 14, 32, 51, 52, 75, 78, 80, 91, 96, 97, 121, 139, 140, 157, 164, 167, 230, 296].

Параметри робочого процесу двигунів перших поколінь істотно відрізняються від параметрів робочого процесу сучасних турбореактивних двигунів. Якщо температура газу перед турбіною двигунів 1940...1950 рр. складала 900...1000 К, то у двигунів 1990...2000 рр. вона досягає 1650...1700 К, а ступінь підвищення тиску повітря в компресорі підвищився з 3,5...4 до 27...30. Це забезпечило підвищення економічності двигунів і, відповідно, зниження питомої витрати палива  $C_R$  з 0,14 до 0,035 кг/(Н·год).

В роботах [199, 206, 208, 226-229, 232, 235, 251, 252, 254-256, 263, 265, 268, 269, 275, 283, 292, 299, 300, 301, 302] представлено нові тенденції розвитку сучасних двигунів світових виробників авіаційних двигунів.

На рис.1.1 показано сучасні тенденції вдосконалення параметрів термодинамічних циклів газотурбінних двигунів [5].

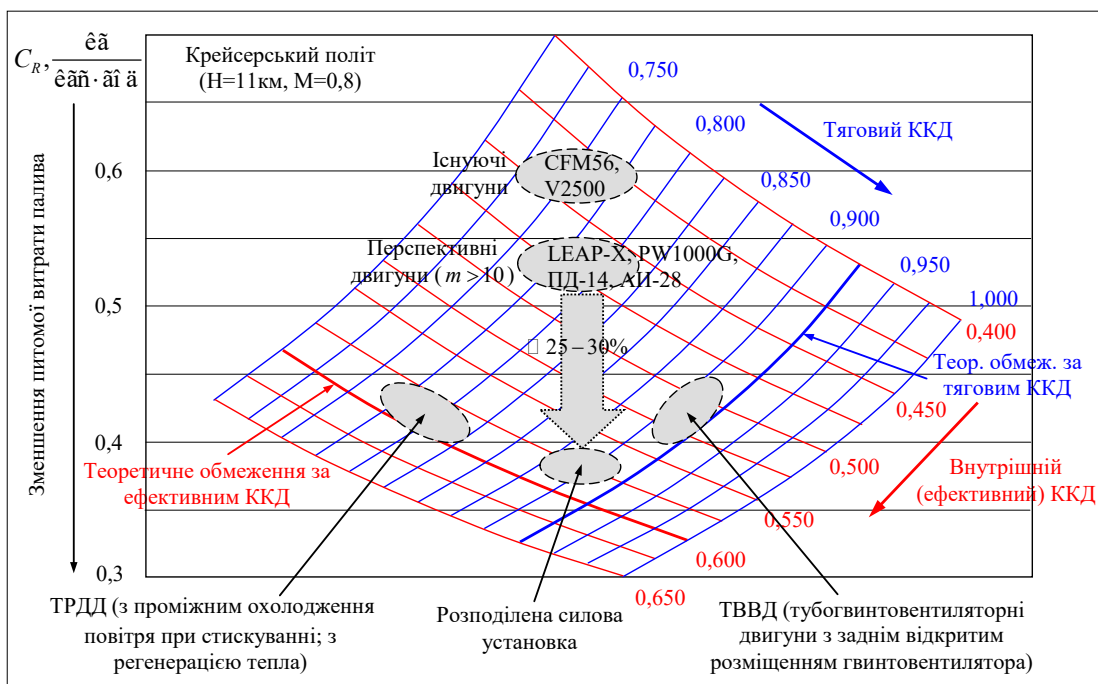


Рис.1.1. Сучасні тенденції вдосконалення параметрів термодинамічних циклів газотурбінних двигунів [5].

У процесі створення авіаційного двигуна конструктори повинні виконати ряд технічних вимог, характерних для різних типів двигунів. До

найважливіших відносяться вимоги забезпечення високої технічної ефективності двигуна, а також виробничо-технологічні і ремонтно-експлуатаційні вимоги [5, 23, 28, 89, 303].

Вимоги до авіаційного двигуна, що проектується, формуються на основі ретельного аналізу його призначення, умов експлуатації і застосування літального апарату зі спроектованим двигуном [16, 68, 81, 116].

Також одним із важливих вимог до сучасного авіаційного двигуна є вимога щодо його високої екологічності. В рамках цієї вимоги розробляються проекти «зелених літаків» [228, 234, 261, 271, 272].

Остаточний вибір варіанту визначається забезпеченням якнайкращих льотно-технічних даних літального апарату при якнайменшій стартовій масі літака, якнайменшій вартості виробництва, а також заданих рівнях його експлуатаційної надійності і технічного обслуговування.

При виборі типу двигуна повинна бути передбачена можливість підвищення його тяги (потужності) для виконання деяких маневрів літального апарату, а також можливість продовження польоту в разі відмови одного або декількох двигунів. При недостатній тязі для виконання літаком певних маневрів повинна бути передбачена можливість її збільшення форсуванням двигуна.

Необхідна ефективність та економічність двигуна забезпечується оптимізацією параметрів робочого процесу, а також вдосконаленням термогазодинамічних процесів у всіх елементах силової установки літального апарату: повітрязбірнику, компресорі, камері згоряння, газовій турбіні і реактивному соплі [10, 11, 15, 32, 35, 76, 78, 87, 104, 120, 122, 124, 125, 143, 145, 146, 153, 184, 242].

Інтеграція силової установки і літального апарату повинна забезпечувати таке об'єднання їх конструктивних параметрів, аеродинамічних і тягових характеристик, а також систем управління, при якому забезпечуються відповідні характеристики літального апарату [3, 21, 22, 67, 121, 123, 136, 155, 197, 198, 219, 258, 264, 266, 278].

ТРД і ТРДФ мають помірні значення параметрів робочого процесу. Для двигунів невеликої і середньої тяги ступінь підвищення тиску має значення  $\pi_k^* = 6 \dots 12$ , а температура газу  $T_r^* = 1100 \dots 1250\text{К}$ . Для потужних ТРД і ТРДФ ступінь підвищення тиску  $\pi_k^* = 12 \dots 15,5$ , а температура газу  $T_r^* = 1300 \dots 1450\text{К}$ .

В ТРД і ТРДФ з високонапірними багатоступінчатими компресорами застосовують різноманітні засоби регулювання. Поворот лопаток напрямних апаратів (як, наприклад, на двигуні J-79, Ал-21), в яких регулюються лопатки напрямних апаратів перших ступенів компресора і лопатки вхідного напрямного апарату), або застосування двокаскадного компресора (як, наприклад, на двигуні "Олімп" 593, P11-Ф-300, P13-Ф-300).

В двигунах з невисокими значеннями  $\pi_k^*$  для забезпечення стійкої роботи компресора на нерозрахункових режимах застосовується перепускання повітря в атмосферу з середніх ступенів. Наприклад, в двигуні J-85 повітря за ступенями 3, 4, 5 компресора через клапани перепускається до атмосфери.

Перепускання повітря до атмосфери з середніх ступенів застосовується також на двигунах з високонапірними компресорами. Наприклад, в ТРД J-57, двовальний компресор якого має розрахункове значення  $\pi_k^* = 14,5$ , встановлюються автоматичні клапани, які перепускають повітря під час запуску двигуна.

Залежно від призначення літального апарату газотурбінні двигуни можуть бути оснащені системами відхилення вектора тяги і шумоглушення.

Для безпілотних літаків-снарядів, літаків-мішеней, літаків розвідувального призначення застосовують прості в конструкційному відношенні і дешеві ТРД невеликої тяги [68]. Такі двигуни мають невеликий ресурс. За конструкцією вони мають осьовий, відцентровий або вісевідцентровий компресор, який обертається одноступінчатою не охолоджуваною турбіною. Ротор компресора такого двигуна має дві опори. Термодинамічні параметри робочого процесу таких двигунів мають невеликі значення ( $\pi_k^* = 3,5 \dots 6,8$  і  $T^* = 1070 \dots 1300\text{К}$ ).



Для літаків вертикального і скороченого зльоту і посадки (ЛВЗП і ЛСЗП) застосовують декілька типів силових установок: силові установки з єдиним газотурбінним двигуном, який має пристрій для відхилення вектора тяги, або силові установки, що складаються з маршового і підйомних двигунів.

Термодинамічні параметри підйомних двигунів мають значення, наближені до оптимальних з метою отримання максимальної питомої тяги (при температурі газу перед турбіною  $T_r^*=1250\dots1300\text{K}$  ступінь підвищення тиску складає  $\pi_k^*=7,8$ ). Турбокомпресор має велику частоту обертання. В конструкції двигунів застосовуються легкі композиційні матеріали і дюралюміній.

Турбогвинтові двигуни (ТГВД) можуть бути виконані за одновальною або двовальною схемами. Одновальні ТГВД характеризуються простим конструктивним виконанням, мають невелику питому масу і досить просту систему регулювання. Як зразки таких двигунів можна назвати ТГВД "Дарт" із злітною потужністю  $N_e=1880$  кВт або ТГВД РТ6А-50 потужністю 800 кВт, двигуни НК-12, АІ-20, АІ-24 та ін.

Двовальна схема двигуна достатньо просто і економно забезпечує стійку роботу компресора в широкому діапазоні експлуатаційних умов. Прикладом двовального ТГВД може бути двигун "Тайн".

Двовальна схема двигуна забезпечує полегшення запуску ТГВД унаслідок того, що необхідно розкручувати тільки ротор високого тиску. Крім того, поліпшується прийомистість двигуна. До недоліків двовальної схеми ТГВД відносяться велика складність конструкції і системи його регулювання.

Турбовальні ГТД з вільною турбіною (ТВаД) виконують як двовальні так і тривальні. Турбогвинтові двигуни перших поколінь створювалися з помірними значеннями термодинамічних параметрів робочого процесу, що було обумовлено рівнем розвитку авіаційної техніки і вимогами до таких двигунів.

Унаслідок відносно невеликих значень витрати повітря компресори і турбіни ТГВД і ТВаД мають невеликі діаметральні розміри, що обумовлює

зменшення ККД цих елементів порівняно з повнорозмірними двигунами. Ступінь підвищення тиску компресорів ТГВД невеликої потужності ( $N_e < 1500$  кВт) не перевищує  $\pi_k^* = 10$ . Компресори потужних ТГВД мають  $\pi_k^* = 13 \dots 13,5$ . Температура газу перед турбіною для ТГВД перших поколінь не перевищувала  $1200 \dots 1250$  К.

Турбовальні двигуни сучасних літаків мають ступені підвищення тиску  $10 \dots 12$ , а температуру газів перед турбіною  $T_r^* = 1350 \dots 1400$  К. На потужних ТГВД застосовують багатоступінчаті осьові компресори, які мають при помірних осьових і діаметральних розмірах високі значення ККД і ступінь підвищення тиску.

Для ТГВД невеликої потужності і турбовальних ГТД використовують вісевідцентрові компресори, які мають при невеликих витратах повітря і високих ступенях підвищення тиску добрі значення ККД на розрахунковому режимі і достатні запаси газодинамічної стійкості на нерозрахункових режимах.

Турбореактивні двоконтурні двигуни (ТРДД) застосовують на дозвукових пасажирських, транспортних літаках і окремих зразках безпілотних літальних апаратів (крилатих ракетах).

Компресор зовнішнього контуру (вентилятор) ТРДД має істотно менший ступінь підвищення тиску порівняно з компресором внутрішнього контуру. Залежно від конструкційної схеми ТРДД, вентилятор може бути компресором зовнішнього контуру і одночасно першими ступенями компресора низького тиску внутрішнього контуру (ТРДД М.45-Н"МАРС"), або компресором зовнішнього контуру і одночасно компресором низького тиску внутрішнього контуру, розташованого на роторі турбовентилятора (ТРДД RB.153-61).

Двоконтурні турбореактивні двигуни з переднім розташуванням вентилятора мають найбільше розповсюдження. Ступінь двоконтурності таких двигунів має значення від  $m = 0,1$  до  $m = 10$ . Це дає можливість створювати двигуни різного призначення, з форсажем або без форсажу, з роздільним виходом потоків через окремі сопла або із змішуванням потоків

на виході з двигуна.

У військово-транспортній авіації використовують ТРДД з високою тягою. Наприклад, для стратегічного військово-транспортного літака С-5А застосовується двигун TF39, злітна тяга якого дорівнює 182,8 кН, а для важкого військово-транспортного літака С-141 застосовується двигун TP33 із злітною тягою 94,2 кН. У цивільній авіації для дозвукових пасажирських літаків застосовуються потужні двигуни типа JT9D, CP6, RB.211 з тягою до 250 кН.

Ці двигуни мають високі значення параметрів робочого процесу: загальний ступінь підвищення тиску у вентиляторі і компресорі досягає значень  $\pi_k^* = 24 \dots 29$  при температурі газу перед турбіною  $T_r^* = 1550 \dots 1650 \text{ К}$ . Ступінь двоконтурності цих двигунів  $m = 4 \dots 6$ . Двигуни типа JT8D і "Спей" із злітною тягою 60...80 кН мали досить високі значення параметрів робочого процесу:  $T_p^* = 1360 \dots 1460$ ,  $\pi_k^* = 16 \dots 22$  при  $m = 1 \dots 2,4$ .

Для безпілотних літальних апаратів (літаків-мішеней, літаків-розвідників, крилатих ракет) застосовують малогабаритні, прості і дешеві двоконтурні двигуни, які мають досить високі значення параметрів робочого процесу. Основна вимога до таких двигунів – це забезпечення низьких значень питомої витрати палива на крейсерському режимі польоту.

Цим вимогам відповідають двигуни: ТРДД Р 107-WR-100 з тягою 0,285 кН (для крилатої ракети "Томагавк", дальність польоту якої досягає 2500 км), ТРДД CAE 471-11DX або ТРА66 з тягою 0,35 кН (для крилатої ракети).

У військовій авіації, а також на надзвукових літаках цивільної авіації застосовують двоконтурні двигуни з форсажною камерою згорання.

Турбореактивні двоконтурні двигуни з форсажною камерою (ТРДДФ) порівняно з ТРДФ мають кращу економічність на дозвукових швидкостях польоту, а при невеликих ступенях двоконтурності забезпечують майже однакову з ТРДФ економічність на надзвукових швидкостях польоту. Ці особливості ТРДДФ зумовили їх широке застосування на багаторежимних

надзвукових літаках. Наприклад, на винищувачі F-15 встановлюється ТРДДФ фірми Пратт-Уїтні P100 з форсованою тягою на злітному режимі 111,8 кН. На багатоцільовому літаку "Торнадо" встановлюють ТРДДФ фірми Роллс-Ройс RB.199 з форсованою тягою на злітному режимі 66,7 кН. Для винищувача-бомбардувальника "Ягуар" використовують ТРДДФ загального виробництва фірм Роллс-Ройс і Турбомека (Англія-Франція) "Адур" Mk.811 з форсованою тягою 35,6 кН.

Двоконтурні двигуни з форсажем P101 фірми Пратт-Уїтні застосовують на стратегічному надзвуковому бомбардувальнику В-1. ТРДДФ для таких літаків мають відносно невеликий ступінь двоконтурності ( $m=0,7\dots 2,1$ ), що забезпечує хорошу економічність на дозвукових швидкостях польоту і досить високу тягу на форсованих режимах при польоті з надзвуковою швидкістю. Двигуни ТРДДФ характеризуються максимально можливими значеннями параметрів робочого процесу: температура газу перед турбіною досягає значень  $T_{г}^*=1650\dots 1675\text{K}$  при сумарному ступені підвищення тиску  $\pi_{к}^*=17\dots 21$ .

## 1.2. Перспективи створення авіаційних двигунів нових схем

Основними показниками досконалості газотурбінних двигунів є питомі параметри, до яких відносять питому масу двигуна  $m_{уд}=m_{дв}/R_{взл}$ , питому тягу  $R_G$ , питому витрату палива  $C_R$ , коефіцієнт використання маси двигуна  $R_m=R_{взл}/m_{дв}$ . За останні 50 років питома маса авіаційних двигунів без форсажної камери зменшилась майже в два рази.

Статистика показує, що для геометрично подібних двигунів тяга змінюється пропорційно квадрату, а маса пропорційно кубу характерного розміру (цей принцип лежить в основі оцінки параметрів перспективних двигунів) [28, 36, 51, 116].

Досконалість сучасних ТРДД визначається, головним чином, досконалістю модуля газогенератора, параметрами і характеристиками

модуля турбовентилятора та їх оптимальним узгодженням [12, 13, 14, 51, 86, 87, 110, 111, 133, 148, 154, 216, 222, 249, 250].

Розрахункові оцінки показали, що літальні апарати першого і другого покоління (1950...1960 рр.) при польоті на висоті 11 км при  $M=0,85$  мали витрату палива удвічі більшу, ніж сучасні літальні апарати.

Збільшення ККД кожного елемента ТРДД на 2% дозволяє знизити питому витрату палива на таку ж величину, як і підвищення температури газу перед турбіною на 250 К [120, 122, 138, 156].

Сучасні газотурбінні двигуни мають ступені підвищення тиску в компресорі 14...40 і температуру газу перед турбіною 1400...1750К. Компресори цих двигунів виконують двокаскадними або трикаскадними. Коефіцієнти корисної дії компресора і турбіни мають значення  $\eta_k=0,82...0,835$  і відповідно  $\eta_T=0,84...0,88$ . Параметри робочого процесу перспективних двигунів матимуть істотно вищі значення. Температура газу перед турбіною перспективних двигунів досягатиме 2000...2200К, а ступінь підвищення тиску в компресорі мати значення 25...70 при одночасному збільшенні ККД компресора і турбіни на 2...3%.

Прогноз удосконалення аеродинаміки елементів проточної частини і підвищення ККД компресора і турбіни заснований на результатах досліджень перспективних ГТД, проведених в провідних авіаційних фірмах Safran, Pratt & Whitney, GE, Rolls-Royce, а також наукових центрах Росії і України [12, 13, 23, 32, 128].

Методи удосконалення параметрів і характеристик елементів проточної частини компресорів перспективних двигунів ґрунтуються на реалізації високої колової швидкості, застосуванні широкохордних лопаток, зменшенні кількості ступенів і кількості лопаток в ступені [128, 141, 142, 143, 144, 224, 225].

Збільшення температури газу перед турбіною забезпечується застосуванням вдосконалених конструкційних матеріалів, а також способів і систем охолодження елементів турбін [97, 296]. Якщо на двигунах перших

поколінь щорічне підвищення температури газу перед турбіною дорівнювало 10 К, то за рахунок застосування інтенсивного охолодження, температура газу перед турбіною двигунів подальших поколінь щорічно підвищувалася на 20 К [12, 75, 96, 99].

Регулювання газових турбін поворотом лопаток соплових апаратів турбін виконують з метою регулювання витрати газу через турбіну, а також перерозподілу роботи в ступенях або між ступенями турбіни [120, 122, 156].

Поворот соплових лопаток на декілька градусів приводить до істотної зміни площі горла міжлопаткових каналів. Регулювання першого соплового апарату турбіни може забезпечити зміну витрати повітря в значному діапазоні. Це дозволяє поліпшити узгодження режимів роботи компресора і турбіни ГТД. При надкритичних перепадах тиску в сопловому апараті зміна параметра витрати газу пропорційна зміні площі горла міжлопаткових каналів. Регулювання кута виходу потоку з соплового апарату забезпечує необхідну деформацію планів швидкостей газового потоку на всіх радіусах за висотою лопаток, зміну ступеня реактивності і ККД ступеня в цілому. Можливості підвищення повного ККД ГТД за рахунок підвищення параметрів циклу і збільшення термічного ККД значною мірою вичерпані. Тому перспективи удосконалення термодинамічних циклів ГТД досить проблематичні. Річ у тому, що рівень параметрів робочого процесу сучасних ГТД достатньо високий і ефект від подальшого підвищення параметрів циклу в перспективних ГТД зменшується.

Підвищення ступеня двоконтурності ТРДД (одночасно із зростанням  $\pi_k^*$  і  $T_r^*$ ) приводить до збільшення тягового ККД і зменшення питомої тяги двигуна [120, 156]. Це обумовлює зміну габаритів двигуна, мотогондоли і зростання маси та аеродинамічного опору силової установки. Крім того, при підвищенні ступеня двоконтурності зростає число ступенів турбіни вентилятора. З метою скорочення числа ступенів турбіни реалізуються схеми ТГвВД і ТГвД з виносним редуктором. Опір мотогондоли ТГвД і ТГвВД з виносним редуктором буде меншим, ніж опір мотогондоли ТРДД унаслідок

менших габаритів самого двигуна [39, 55, 133, 166]. Слід зазначити, що оскільки швидкість пасажирських літаків, при якій забезпечується якнайкраща економічна ефективність, відповідає числу  $M_H=0,7...0,8$ , то ТРДД мають кращі економічні характеристики ніж ТГвД, у якого ККД повітряного гвинта при даних швидкостях має низькі значення.

При використанні замість повітряного гвинта гвинтовентилятора силова установка з ТГвД стає більш економічною, ніж з ТРДД, в розглянутому діапазоні умов польоту. Тяговий ККД перспективного ТГвД при  $M=0,8$  на 15...20 % вище, ніж ТРДД з великим ступенем двоконтурності. Перевага ТГвД збільшується при зменшенні швидкості польоту. Наприклад, при  $M=0,7$  тяговий ККД ТГвД стане на 35...40 % вище за тяговий ККД ТРДД. Це обумовлено більшим ступенем (умовним) двоконтурності силової установки з ТГвД (порівняно з ТРДД) і використанням гвинтовентилятора, розрахованого для польоту з високими швидкостями.

Підвищення термічного ККД циклу ГТД може бути досягнуте за рахунок регенерації тепла газів, що виходять, для підігрівання повітря, яке поступає в камеру згоряння [120, 122, 156]. Для цього застосовується теплообмінник в якому газ, який виходить за турбіною, підігріває повітря перед камерою згоряння. Унаслідок зменшення рівня теплових втрат з газами, які виходять з двигуна в атмосферу, збільшується термічний ККД циклу. Питома витрата палива двигунів з регенерацією тепла на 36 % менше ніж аналогічних двигунів без регенерації. До недоліків ТГвД і ТВвД з регенерацією тепла слід віднести значне підвищення маси і габаритів двигуна, маси і розмірів мотогондоли і зростання зовнішнього опору.

На більшості сучасних і перспективних ГТД використовуються електронні цифрові системи автоматичного регулювання FADEC (Full authority engine control) із застосуванням малогабаритних ЕОМ, які мають високий об'єм пам'яті і швидкодію. Вживання систем FADEC забезпечило підвищення потужності двигунів, зменшення витрат на їх розробку, підвищення точності регулювання і добру інтеграцію з системою керування літаком [121, 237, 239,

240, 241, 243].

Створення двигунів нових схем обумовлено перспективами розвитку літальних апаратів [22, 37, 185, 186, 187]. Воно передбачає вирішення таких задач:

- Поліпшення характеристик двигунів за рахунок використання термодинамічних циклів з високими параметрами;
- Використання змінних термодинамічних циклів залежно від умов польоту;
- Використання двигунів безпосередньо для створення підйомної сили крила.

У розробках ряду фірм важливе місце займають дослідження щодо удосконалення параметрів і характеристик гвинтовентиляторів. Відомо, що зменшення витрати палива за рахунок установки на літаку двоконтурних двигунів можливе тільки у випадку, якщо підвищення ступеня двоконтурності не супроводжується значним зростанням маси і зовнішнього опору силової установки [36, 116, 122, 128, 175, 176].

ТГВВД з гвинтовентилятором при загальному ступені підвищення тиску в компресорі  $\pi_k^* = 25$  і температурі газу перед турбіною на крейсерському режимі  $T_T^* = 1600$  К має значні переваги порівняно з ТРДД при дозвукових швидкостях польоту, що відповідають  $M = 0,7 \dots 0,8$ . При більш високих значеннях  $M$  ці переваги зменшуються.

Підвищення економічності авіаційних силових установок можливе не тільки за рахунок вживання нових конструкційних схем, а також і за рахунок використання двигунів із зміною параметрів термодинамічних циклів, вживання регенеративних теплообмінників, силових установок, що забезпечують управління обтіканням поверхні крила і систем ламінаризації обтікання літака [120, 169, 173, 177, 178, 181, 182, 189].

Оцінки економічної ефективності за прямими експлуатаційними витратами (ПЕВ) використання на літаку ТРДД регенерації теплової енергії показали наступне. При дальності польоту до 3000 км для літака, на якому



встановлений ТРДД з регенератором, ПЕВ на 2 % вище, ніж для літака із звичайним ТРДД без регенератора. Тільки при дальності польоту 9000 км ПЕВ для літака з ТРДД з регенератором будуть на 2 % нижче.

Одним з варіантів підвищення ефективності силових установок з ГТД є використання в двигунах, розташованих в хвостовій частині фюзеляжу, енергії примежового шару, який формується на поверхні фюзеляжу перед вхідним перерізом двигунів [173, 177]. Примежовий шар “зливається” з поверхні фюзеляжу через кільцеву щілину і додається до витрати повітря, що поступає у двигун.

Оцінити позитивний ефект відсмоктування (зливання) примежового шару можна на основі порівняння сили тяги звичайного двигуна з силою тяги ГТД, в якому використовується енергія примежового шару [179, 180]. Сила тяги силової установки з ГТД, в якій використовується енергія примежового шару, визначається за виразом  $R = G_B [c(1 + g_{nc}) - V]$ , де  $g_{nc}$  – відношення витрати повітря примежового шару до витрати повітря через двигун. Без урахування втрат на управління примежовим шаром підвищення тяги складає 1...3 % залежно від розмірів літака і параметрів ГТД. Окрім підвищення тяги за рахунок збільшення витрати повітря через двигун може бути зменшено загальний опір літака на 15... 20 % [149, 150, 151, 152, 160].

Існують дві концепції ТРДД із зміною параметрів робочого процесу циклу. Перша ґрунтується на використанні клапанів або засобів, які змінюють напрям течії повітря в контурах двигуна. Друга концепція передбачає регулювання прохідних перетинів двигуна і частот обертання роторів.

Вартість створення повністю нового ГТД, наприклад, ТРДД класу тяги 100...400 кН, (при проектуванні «з осьової лінії») досягає 1,3 мільярдів доларів США і наближається до вартості розробки планера літака. Тому газогенератор знов створеного двигуна доцільно використовувати для розробки на його базі модифікацій більшої або меншої тяги, або створення ГТД іншого призначення. Окрім значної економії фінансових коштів, використання універсального базового газогенератора дозволяє істотно

знизити технічний ризик і терміни створення нових ГТД, а також забезпечити більш високий рівень початкової надійності двигунів, що підвищує їх конкурентоспроможність.

### 1.3. Проблеми створення ГТД із застосуванням універсального базового газогенератора

Конструктивно створення ГТД на базі єдиного газогенератора здійснюється застосуванням необхідних додаткових вузлів і систем до уніфікованого базового газогенераторного модуля (рис. 1.2). Наприклад, при розробці ТРД газогенератор доповнюється вхідним пристроєм і соплом. При створенні ТРДД газогенератор надбудовується каскадом низького тиску (вентилятором і турбіною низького тиску (ТНД)), зовнішнім контуром і вихлопною системою, яка може бути виконана з роздільними соплами внутрішнього і зовнішнього контурів або із загальним соплом. При створенні промислових ГТД розробляється вузол силової турбіни, а при необхідності значного підвищення потужності газогенератор може бути надбудований каскадом низького тиску для збільшення витрати повітря.

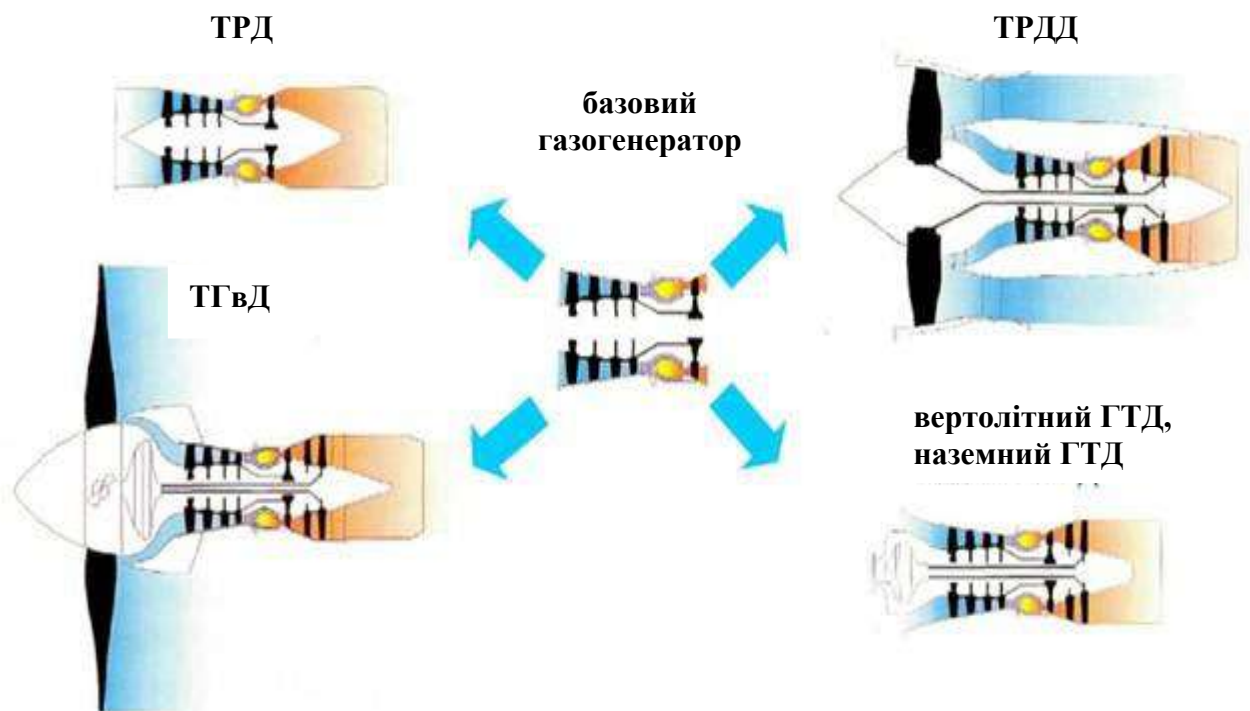


Рис.1.2. Схеми ГТД на базі універсального газогенератора

За наявності на вході газогенератора КНТ, тобто коли газогенератор працює при підвищених тиску ( $P^*_{вх}$ ) і температурі ( $T^*_{вх}$ ) на вході. Пропорційно  $P^*_{вх}$  і  $T^*_{вх}$  збільшується тиск і температура у тракці газогенератора, а також збільшуються фізична частота обертання і витрата повітря. Підвищення вказаних параметрів можливе до певних максимальних значень, на які розрахований газогенератор з умови забезпечення нормованих запасів міцності основних деталей і працездатності трансмісії. Важливим конструктивним параметром є внутрішній діаметр підшипників газогенератора, що обмежує максимальний діаметр валу каскаду низького тиску, який проходить усередині валу газогенератора. Підвищення потужності і крутного моменту на валу каскаду низького тиску (наприклад, при збільшенні ступеня двоконтурності ТРДД) при фіксованому діаметрі валу низького тиску можуть виникнути труднощі із забезпеченням міцності валу. Збільшення ж діаметра підшипників газогенератора обмежується довговічністю підшипників, а також міцністю дисків турбіни газогенератора при збільшенні діаметра внутрішнього отвору диска.

Використання базового газогенератора широко застосовується в практиці газотурбобудування. Наприклад, в Радянському Союзі в КБ «ТРУД» (м. Куйбишев) в 1960...1970 рр. на базі газогенератора дослідного двигуна НК-6 було розроблено сімейство ТРДД НК-8 ( $R_{зл} = 93...103$  кН) для магістральних літаків ІЛ-62 і ТУ-154 і ТРДД НК-86 з  $R_{зл} = 127$  кН для літака ІЛ-86, а також ТРДДФ НК-144 для пасажирського надзвукового літака ТУ-144 з  $R_{ф} = 172$  кН і ТРДДФ НК-22 з  $R_{ф} = 196$  кН для надзвукового дальнього бомбардувальника ТУ-22М.

Прикладом успішної розробки авіаційних ГТД різного призначення на основі єдиного газогенератора є створення американською фірмою General Electric двох різних сімейств авіаційних ГТД на базі газогенератора військового ТРДДФ F101 тягою 133 кН, призначеного для стратегічного бомбардувальника В-1В (рис.1.2). Спільно з французькою фірмою Snesta було розроблено сімейство ТРДД CFM56 з високим ступенем двоконтурності

$m = 4,9 \dots 6,6$  в класі тяги 82...152 кН, включаючи велику кількість модифікацій, для магістральних літаків Boeing 737, Airbus A320 і A340 і ін. Двигуни виконані за двовальною схемою з підпірними ступеннями на валу вентилятора.

У процесі розвитку CFM56 з 1977 р. до 2001 р. було розроблено і введено в експлуатацію шість базових підродин, відмінних діаметром вентилятора і кількістю підпірних ступенів. Це дозволило CFM56 закрити широкий діапазон тяги від 82 до 152 кН і експлуатувати на 20 моделях літаків. За 20 років розвитку сімейства CFM56 базовий газогенератор також був значно модернізований в частині вдосконалення аеродинаміки і конструкції компресора і турбіни, а також поліпшення екологічних характеристик камери згоряння. Це дозволило зменшити питому витрату палива останніх моделей ТРДД більш ніж на 10 % при близьких параметрах циклу.

Другим сімейством ГТД на базі газогенератора F101 стало сімейство військових ТРДДФ F110, призначених для винищувачів F-14, F-15 і F-16 (рис.1.2). У порівнянні з базовим двигуном F101 було знижено ступінь двоконтурності з 2,0 до 0,8 і застосовано триступінчатий КНТ з підвищеним ступенем стиснення і зменшеним діаметром на вході. Було створено чотири модифікації форсованого двигуна, а також безфорсажний варіант F118 для стратегічного бомбардувальника В-2А.

Також на базі конвертованих газогенераторів авіадвигунів можлива розробка ГТД наземного використання. Наприклад, на базі ТРДД ПС-90А розробки ОАО «Авіадвигун», створення сімейства промислових ГТД в класах потужності 10, 12, 16 і 25 МВт на базі ТРДД ПС-90А. Базовий авіаційний двигун є економічний малOSHумний ТРДД з високими параметрами циклу:  $T^*_{CA \max} = 1640$  К,  $\pi^*_{K \max} = 38$ ,  $m = 4,5$ , що експлуатується на літаках типу ІЛ-96, ТУ-204 і ІЛ-76. Конструктивно двигун виконаний за двовальною схемою з двома підпірними ступеннями на валу вентилятора та зі змішуванням потоків внутрішнього і зовнішнього контурів.

Газогенератор базового двигуна є високонапірним оновальним турбокомпресором, що включає тринадцятиступеневий компресор зі ступенем стиснення  $\pi^*_k = 16$ , трубчасто-кільцеву камеру згоряння з дванадцятьма жаровими трубами і двоступеневу турбіну високого тиску (ТВТ).

Розмірність газогенератора характеризується зведеною витратою повітря на вході  $G_B = 47$  кг/с і на виході  $G_{B \text{ пр вих}} = 4,6$  кг/с. У системі базового ТРДД ПС-90А газогенератор працює з «наддувом» від вентилятора і підпірних ступенів і, тому розрахований на високі температуру і тиск по газоповітряному тракту і підвищену фізичну частоту обертання.

Першою моделлю наземного ГТД став двигун газотурбінної установки ГТУ-12П в класі потужності 12 МВт з ККД 34,6 %. Він був конвертованим газогенератором базового ТРДД і наново спроектованою двоступеневою силовою турбіною з номінальною частотою обертання  $n_T=6500$  об/хв. Надалі на базі газогенератора ПС-90А був розроблений двигун для установки ГТУ-10П потужністю 10 МВт з високообертовою силовою турбіною ( $n_T=9000$  об/хв) для приводу компресорів закачування природного газу в підземні сховища. У зв'язку з відсутністю наддуву від КНТ, фізична частота обертання газогенератора і температура перед турбіною ГТУ-12П і ГТУ-10П значно нижче, ніж на базовому ПС-90А.

Для створення ГТД в класі потужності 16 МВт базовий газогенератор було модифіковано – спереду компресора був встановлений додатковий ступінь для збільшення витрати повітря і ступеня стиснення. Оскільки при цьому, як наголошувалося раніше, приведена витрата повітря на виході практично не змінилася, то доробка камери згоряння і турбіни високого тиску не була потрібна. Унаслідок «наддуву» базового компресора від додаткового ступеня на вході частота обертання модифікованого газогенератора підвищилася. Було розроблено також нова триступінчата силова турбіна. Збільшення витрати повітря до  $G_B=57$  кг/с і ступеня стиснення до  $\pi^*_k=20$  в поєднанні з підвищенням температури газу перед

турбіною забезпечило збільшення потужності до 116,5 МВт і ККД до 37 % (в умовах ISO).

Найбільш потужна модифікація – ГТУ-25П в класі потужності 25 МВт – була створена шляхом надбудови базового газогенератора каскадом низького тиску для значного підвищення витрати повітря і ступеня стиснення

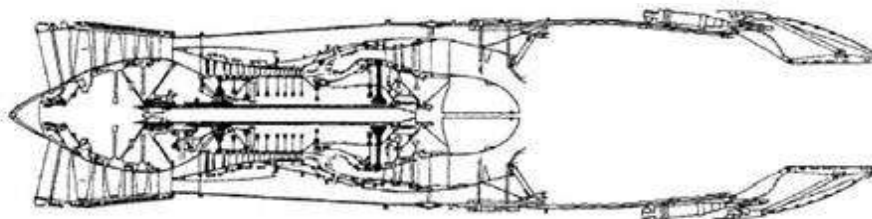
Силова турбіна розроблена на базі силової турбіни ГТУ-16П. Турбокомпресор НТ включає тріступінчатий КНТ ПС-90А зі зрізаною зовнішньою частиною лопаток вентилятора і нову одноступінчату ТНТ. В конструкції ГТУ-25П найбільшою мірою використовується параметричний і міцністний потенціал базового авіадвигуна ПС-90А, а високі параметри циклу:  $T^*_{CA} = 1512 \text{ K}$ ,  $\pi^*_{K\Sigma} = 28$  забезпечують високий рівень ефективного ККД  $\eta_e = 40\%$ .

На рис.1.3. представлено схеми сімейства ТРДД різного призначення, що створені на базі єдиного газогенератора.

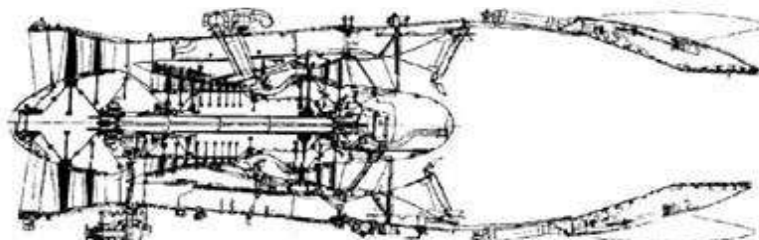
Одна з проблем, пов'язана зі створенням газотурбінних двигунів на основі базового газогенератора, полягає в істотному впливі параметрів і характеристик модуля вентилятора, який розташовується перед модулем газогенератора, на параметри потоку перед компресором газогенератора і, як наслідок, на параметри і характеристики компресора газогенератора [92, 104, 105, 140, 142, 145, 161, 162, 163].

Очевидно, що використання загального газогенератора в сімействі ГТД різного призначення може привнести деякі відхилення від оптимуму для конкретних типів ГТД і відповідні компроміси. Для забезпечення працездатності вузлів для різного використання (особливо в ТРДДФ на надзвукових режимах) можуть бути необхідні ряд конструктивних змін газогенератора, заміна матеріалів, поліпшення охолодження, переузгодження робочих точок компресора [ 96, 168].

ТРДДФ F110-GE-100 ( $R_{\phi}=125\text{кН}$ ,  $m=0,8$ )

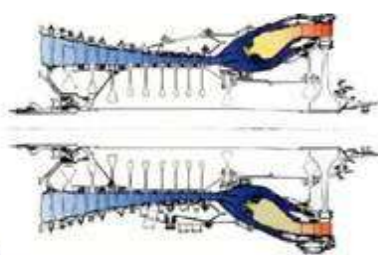


ТРДДФ F101 ( $R_{\phi}=133\text{кН}$ ,  $m=2$ )



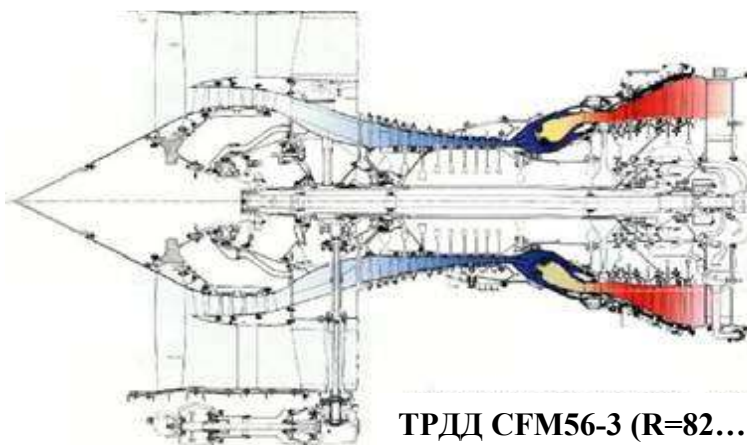
Сімейство військових ТРДДФ з низьким ступенем двоконтурності

Базовий газогенератор



$T_{CA\ max}=1750\text{ К}$ ,  
 $G_{B0}=28\text{ кг/с}$ ,  
 $\pi_K=12$ ,  
 $z_K=9$ ,  
 $z_T=1$

Сімейство ТРДД з високим ступенем двоконтурності CFM56



Підсімейства  
 CFM56-2  
 CFM56-3  
 CFM56-5A  
 CFM56-5B  
 CFM56-5C  
 CFM56-7

ТРДД CFM56-3 ( $R=82\dots 105\text{кН}$ ,  $m=5$ )

Рис. 1.3. Сімейство ТРДД різного призначення на базі єдиного газогенератора

При подвійному або потрійному застосуванні загального газогенератора економія часу і засобів на трудомістку аеродинамічне і міцнісне доведення лопаткових машин, може компенсувати зниження ККД, запасів стійкості і погіршення частотної відбудови деталей компресора і турбіни від небезпечних вібронпружень.

Разом з тим, залишається невирішеною задача зниження впливу модуля гвинтовентилятора на параметри і характеристики компресора газогенератора і погіршення параметрів і характеристик газотурбінного двигуна в цілому [157]. Зростання  $\pi_K^*$  в багатоступеневих компресорах забезпечується за рахунок підвищення частоти обертання ротора і збільшення аеродинамічної навантаженості ступенів, а також за рахунок зростання кількості ступенів. Як показали результати досліджень, проведених в NASA і ЦІАМ, збільшення колової швидкості з 300 м/с до 500 м/с може забезпечити збільшення ступеня підвищення тиску в ступені осьового компресора з  $\pi_K^*=1,5$  до  $\pi_K^*=1,85\dots 1,9$ .

При збільшенні навантаження ступенів сучасного осьового компресора з  $\pi_K^*=1,5$  до  $\pi_K^*=1,85\dots 1,9$  вельми актуальним є забезпечення аеродинамічного вдосконалення проточної частини компресорів. Це обумовлено тим, що крім параметрів робочого процесу на ефективність і економічність ГТД суттєво впливає предисторія потоку перед компресором, а саме - нерівномірність та нестационарність потоку, що генерується модулем вентилятора, розташованого перед компресором газогенераторного модуля [14, 29, 143, 147, 155].

Неоднорідність потоку пояснюється збуренням потенційного потоку і наявністю аеродинамічних слідів за елементами вентилятора. Кромкові сліди, або сліди аеродинамічні, розповсюджуються вниз по потоку та впливають на обтікання лопаткових вінців ступенів компресора газогенератора [14, 105, 286].

Періодична нерівномірність потоку, обумовлена аеродинамічними



слідами за елементами контуру вентилятора, причиною погіршення параметрів ступенів газогенератора та виникнення небезпечних резонансних коливань лопаток ротора [14]. Наявність в потоці за вентилятором колової нерівномірності призведе до суттєвого зниження  $\pi_K^*$  і ККД ступенів  $\eta_{cm}^*$  та компресора загалом. Періодична колова нерівномірність потоку призводить до зниження  $\pi_{cm}^*$  на 8...10%  $\eta_{cm}^*$  – на 10...30% та суттєвого погіршення газодинамічної стійкості.

На рис.1.4 представлені результати розрахункових досліджень параметрів сімейства цивільних ТРДД в широкому діапазоні тяги ( $R=90...220$  кН) зі ступенем двоконтурності від 5 до 12, у тому числі з приводом редуктора вентилятора.

У дослідженнях [14, 76] розглянуті особливості роботи компресора ГТД, обумовлені періодичною нерівномірністю потоку на вході. Як відзначається в роботі, зміна повного тиску внаслідок поздовжніх пульсацій може складати до 30% від середнього значення  $p^*$  (у ядрі потоку).

Як впливає з результатів досліджень, наведених в [139, 142, 143, 144, 146, 148], збільшення амплітуди коливань повного тиску на вході в компресор (при  $f = 25 - 250$  Гц) призводить до істотного зниження  $\pi_K^*$  і  $\eta_K^*$ , зменшення запасу газодинамічної стійкості. Відносний вплив пульсацій в потоці на запас газодинамічної стійкості такий, що при збільшенні амплітуди коливань на вході в компресор з 7...8% (по  $\Delta p^*$ ) до 10...11% запас газодинамічної стійкості знижується в півтора-два рази.

Окрім негативного впливу на ефективність і запас газодинамічної стійкості періодична нерівномірність потоку, обумовлена аеродинамічними слідами за елементами статора, є однією з основних причин вимушених коливань лопаток ротора і статора. Слід зазначити, що збудження коливань лопаток ротора компресора в результаті періодичної зміни параметрів потоку може мати місце в різних ступенях багатоступеневого осьового компресора практично у всьому діапазоні режимів його роботи [140, 143].

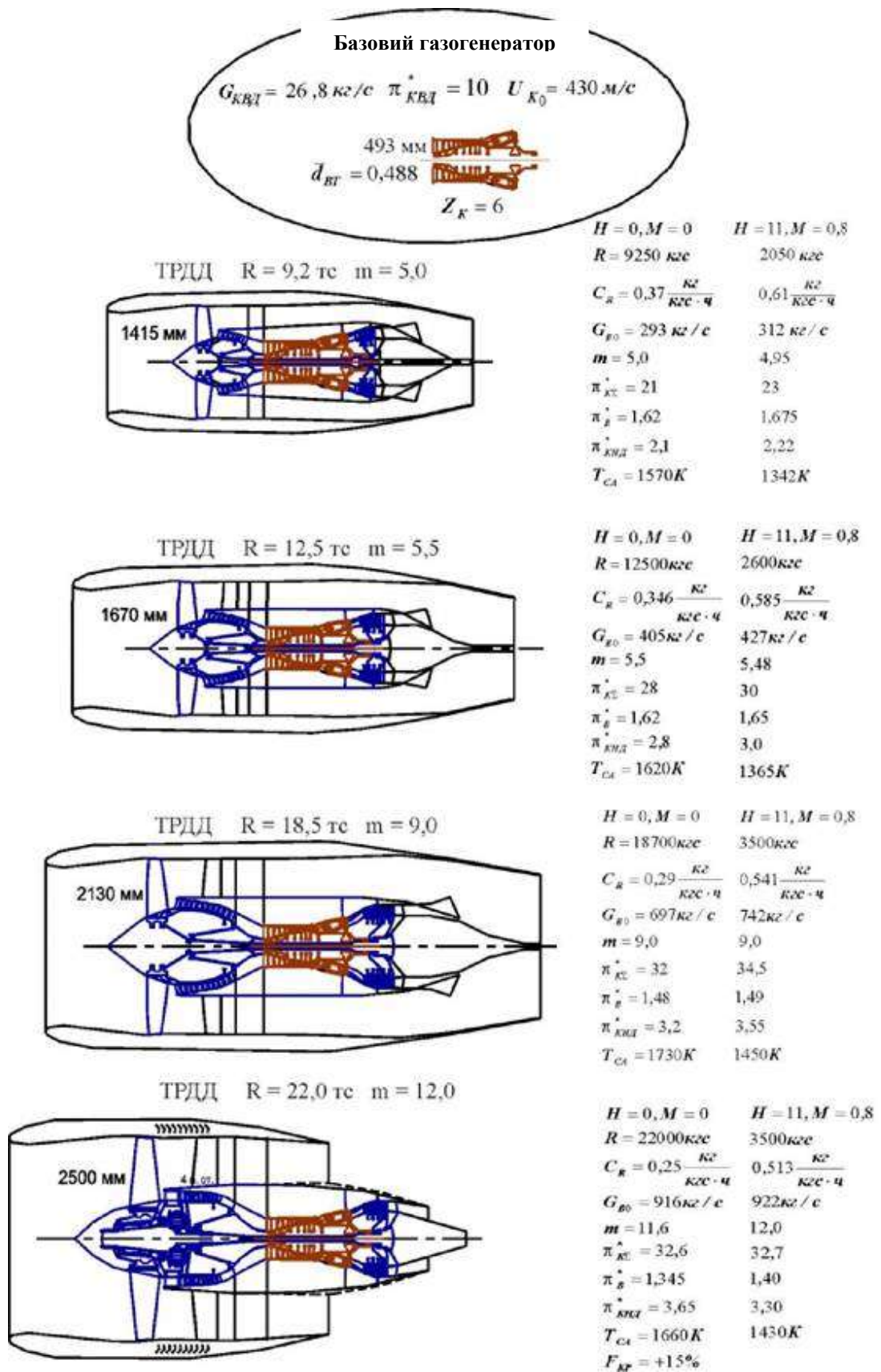


Рис.1.4. Приклад проектування сімейства ТРДД на базі уніфікованого газогенератора

Слід зазначити, результати досліджень [51, 71, 73, 74, 77, 91, 158, 159, 162, 163, 165, 188, 189, 196, 284, 285, 287] показують, що вдосконалення аеродинаміки осьових компресорів може бути досягнуто за допомогою активного і пасивного управління течією в елементах компресора.

Таким чином, використання модулів вентиляторів з різними розрахунковими параметрами при створенні сімейства ГТД приводить до зміни параметрів ступенів компресора базового газогенератора і зміни параметрів газогенератора в цілому, і як наслідок до відхилення параметрів газогенератора від оптимальних для конкретних типів ГТД.

Одним із шляхів забезпечення інваріантності параметрів і характеристик модуля базового газогенератора є конструкції двоконтурних двигунів із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки [290, 291]. Прикладами ТРДД із заднім розташуванням вентилятора, які створені на основі базових газогенераторів одноконтурних ТРД, можуть служити двигуни GP-700, GJ.805-23. На базі газогенератора серійного турбореактивного двигуна J-79 був створений ТРДД з турбовентиляторною приставкою CJ805-21, а на базі одноконтурного двигуна J-85 двоконтурний двигун CF-700-1, що має тягу в стартових умовах на 35...40% більшу, ніж початкові двигуни.

Турбовентиляторна приставка підвищує тягу і економічність двигуна. Заднє розташування вентилятора дозволяє без значних змін конструкції газогенератора створювати модульні конструкції газотурбінних двигунів (ТРД або ТРДД). Основна складність в створенні таких конструкцій полягає в оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки.

На рис.1.5 наведено схему двоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою із застосуванням уніфікованого базового газогенератора.

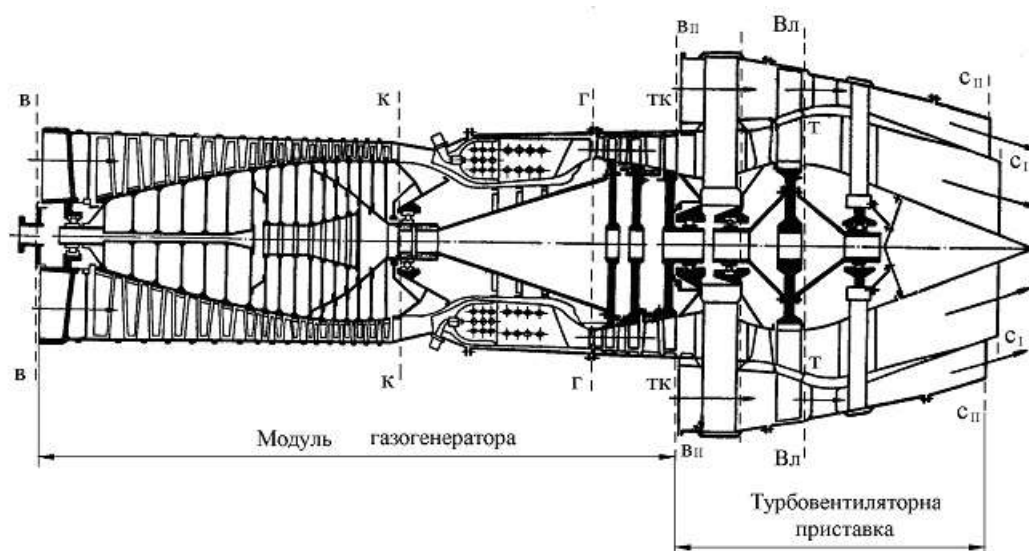


Рис.1.5. Схема двоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою із застосуванням уніфікованого базового газогенератора

На рис.1.6 наведено схему триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою із застосуванням уніфікованого базового двоконтурного газогенератора.

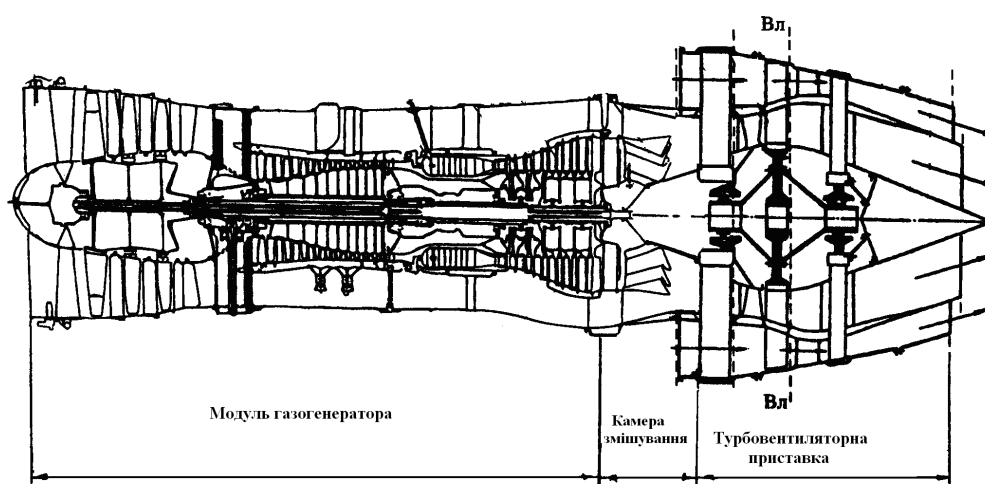


Рис.1.6. Схема триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою

Основна складність в створенні таких конструкцій полягає в оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки.

Застосування турбовентиляторної приставки дозволяє вирішити дві головні задачі, що стоять при створенні газотурбінних двигунів.

По-перше, з якнайменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства газотурбінних двигунів на основі одного базового газогенератора. Ступінь збільшення тяги порівняно з тягою початкового двигуна зменшується у міру зростання швидкості польоту. На крейсерському режимі польоту з дозвуковою швидкістю збільшення тяги складає до 15 %.

По-друге, поліпшити тягово-економічні характеристики авіаційної силової установки з ГТД. Поліпшення економічності пояснюється усуненням негативного впливу модуля вентилятора на потік перед компресором газогенераторного модуля і, як наслідок, збільшенням тяги двигуна при практично незмінній витраті палива в контурі газогенератора.

З погляду аеродинамічної інтеграції силової установки і літального апарату ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки (штовхаючий турбовентилятор) дозволяє якнайповніше реалізувати аеродинамічні характеристики крила і поліпшити акустичні характеристики силової установки.

В 2010 році на міжнародній конференції в ЦІАМ (Росія) автором дослідження вперше була запропонована концепція триконтурного газотурбінного двигуна [157].

Вирішення проблеми інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та літального апарату передбачає дослідження процесу аеротермогазодинамічної інтеграції робочого процесу ГТД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки та мотогондоли авіаційної силової установки та створення моделей, методів та методик розрахунку та оптимізації багатоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та модуля мотогондоли авіаційної силової

установки.

Підвищення ефективності і економічності газотурбінних двигунів а також вирішення проблеми зниження вартості їх життєвого циклу може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх задач, що визначають параметри і характеристики авіаційних двигунів. Важливе місце в цьому комплексі займає проблема аеротермогазодинамічної інтеграції модульного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та мотогондоли авіаційної силової установки.

#### **1.4. Задачі інтеграції силової установки і літального апарата**

Інтеграція силової установки і літального апарата – багатопланова проблема. Вона передбачає конструкційну інтеграцію, технологічну інтеграцію, експлуатаційну інтеграцію, екологічну інтеграцію, аеротермогазодинамічну інтеграцію [28, 168, 172, 186, 187].

Компоновка двигунів на літальному апараті залежить від типу і характеристик літального апарата, а також від типу, кількості і габаритів двигунів.

Розташування двигуна на літальному апараті повинне відповідати ряду вимог, які забезпечують ефективність і економічність літального апарата, у тому числі вимоги аеродинаміки і експлуатації.

Аеротермогазодинамічна інтеграція силової установки і літального апарату передбачає вирішення низки проблем, що забезпечують:

- мінімальний додатковий опір, який створює силова установка літального апарата;
- мінімальний вплив двигуна на характеристики стійкості і керованості літального апарата;
- максимальне використання енергії швидкісного тиску повітря на вході у повітрозабирач двигуна.

Експлуатаційна та екологічна інтеграція силової установки і літального

апарату передбачають:

- створення максимальної ефективної тяги при мінімальній питомій витраті палива;
- забезпечення безвідмовної та стійкої роботи двигуна на всіх режимах польоту;
- захист двигуна від попадання сторонніх тіл під час зльоту, посадки або рулювання літального апарата;
- мінімальні вібраційні навантаження від двигуна, які передаються літальному апарату;
- низький рівень акустичного шуму;
- пожежну безпеку і мінімальні теплові потоки від двигуна до елементів конструкції літального апарата;
- зручний доступ до агрегатів і вузлів двигуна під час його експлуатації і ремонту.

Газотурбінні двигуни залежно від аеродинамічних і експлуатаційних вимог можуть розташовуватися в хвостовій частині фюзеляжу, в кореневій частині крила, на крилі, під крилом, під крилом на пілонах, в хвостовій частині фюзеляжу на горизонтальних пілонах літаків.

Розташування двигунів в хвостовій частині фюзеляжу забезпечує мінімальний додатковий опір і невеликий вплив на стійкість і керованість літального апарата. Слід підкреслити, що в цьому випадку відсутній вплив на хвостове оперення гарячих газів, які витікають з реактивного сопла двигуна. Маса конструкції вузлів кріплення двигуна з такою компоновкою має також невелике значення.

При розташуванні ГТД в хвостовій частині фюзеляжу літака повітря до двигуна від повітрозабирача подається через повітропровідні канали. При розташуванні двигунів в хвостовій частині фюзеляжу літака повітрозабирачі можуть бути лобовими, бічними, підфюзеляжними.

Бічний повітрозабирач має набагато меншу довжину повітропровідних каналів до двигуна, що зумовлює значно менші втрати енергії повітря на його

шляху до двигуна. Крім того, носова частина літака може бути використана для розташування кабіни екіпажа, радіоелектронного і навігаційного обладнання.

Показники роботи бічного повітрозабирача порівняно з лобовим повітрозабирачем істотно залежать від кутів атаки і ковзання літака.

Найбільше використання швидкісного тиску повітря серед розглянутих варіантів компоновки ГТД в хвостовій частині фюзеляжу забезпечують лобові повітрозабирачі. При великій довжині фюзеляжу перевагу мають бічні і підкрилові повітрозабирачі з невеликою довжиною повітряних каналів. До недоліків підкрилових і примикаючих до фюзеляжу повітрозабирачів слід віднести втрати швидкісного натиску на поворот потоку і велику масу конструкції, обумовлену компенсацією вирізів в крилі і фюзеляжі для розташування повітряних каналів.

При розташуванні ГТД в кореневій частині крила повітрозабирачі створюють невеликий аеродинамічний опір, а відмова одного з двигунів майже не впливає на балансування літального апарата. При розташуванні ГТД в кореневій частині крила виникають значні вібраційні навантаження на обшивку фюзеляжу від дії реактивного струменя, який виходить з сопла двигуна. Крім того, при такій компоновці ГТД в кабіні літака буде дуже високий рівень шуму і має місце небезпека розповсюдження полум'я у випадку пожежі двигунів на кабіну літака.

Компоновка ГТД усередині крила частково вільна від вказаних вище недоліків. Розташування двигунів уздовж розмаху крила забезпечує його розвантаження у польоті.

Широке розповсюдження на транспортних літаках знайшли турбогвинтові двигуни (ТГВД) і турбовентиляторні двигуни (ТРДД), які мають високу паливну економічність і великий ресурс роботи.

Розташування двоконтурних двигунів з турбовентиляторною приставкою на пілонах над крилом літака (рис.1.7) або під крилом літака (рис.1.8) забезпечує:



- високу аеродинамічну якість крила;
- незначні втрати у вхідному каналі повітрозабирача;
- підвищення критичної швидкості флатера завдяки пересуванню вперед центрів ваги перерізів крила, в яких розташовані двигуни;
- зручні підходи до двигунів.

Проте розташування ГТД на пілонах має і окремі недоліки:

- зростає аеродинамічний опір літака;
- тяга двигунів впливає не тільки на шляхову, але і на подовжню стійкості літака;
- збільшується висота шасі, особливо на літаках, які мають стрілоподібне крило або від'ємну поперечну швидкість польоту;
- зростає вірогідність попадання у повітрозабирач частинок і предметів з поверхні аеродрому і пошкодження двигуна.

Слід зазначити технологічні і експлуатаційні переваги такого розташування двигунів. Зокрема воно дає можливість здійснювати повузлове розбирання двигуна без його зняття.

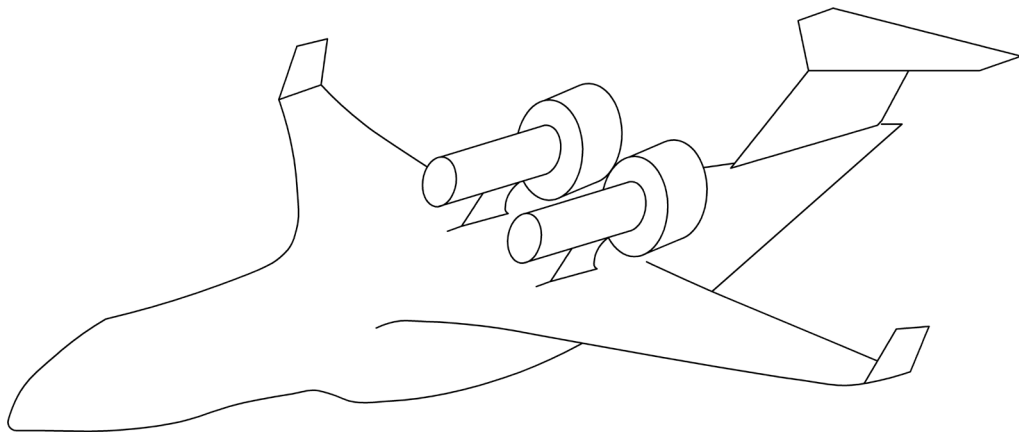


Рис.1.7. Схема розташування газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою на крилі літака

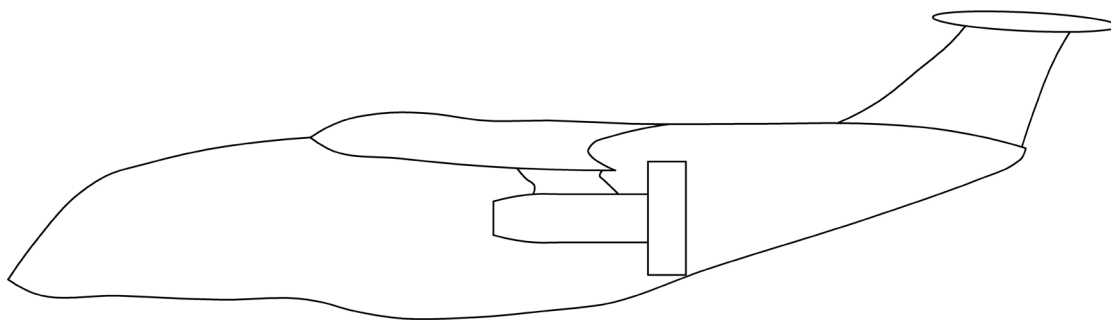


Рис.1.8. Схема розташування газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою на пілонах під крилом

На деяких літаках ГТД розташовуються на горизонтальних пілонах по бортах хвостової частини фюзеляжу. В окремих випадках таке розташування двигунів об'єднується з компоновкою третього двигуна безпосередньо в хвостовій частині фюзеляжу (рис.1.9), що має ряд переваг:

- відсутність на крилі мотогондоли двигуна забезпечує поліпшення його аеродинамічної якості, і ефективно використання механізації крила;
- розташування двигунів біля площини симетрії літака полегшує його політ у разі відмови одного з них;
- усередині крила звільняється простір для розміщення додаткового палива;
- знижуються шум і вібрації в кабіні літака;
- зменшується вірогідність попадання в двигун частинок ґрунту під час пробігу і розгону літака.

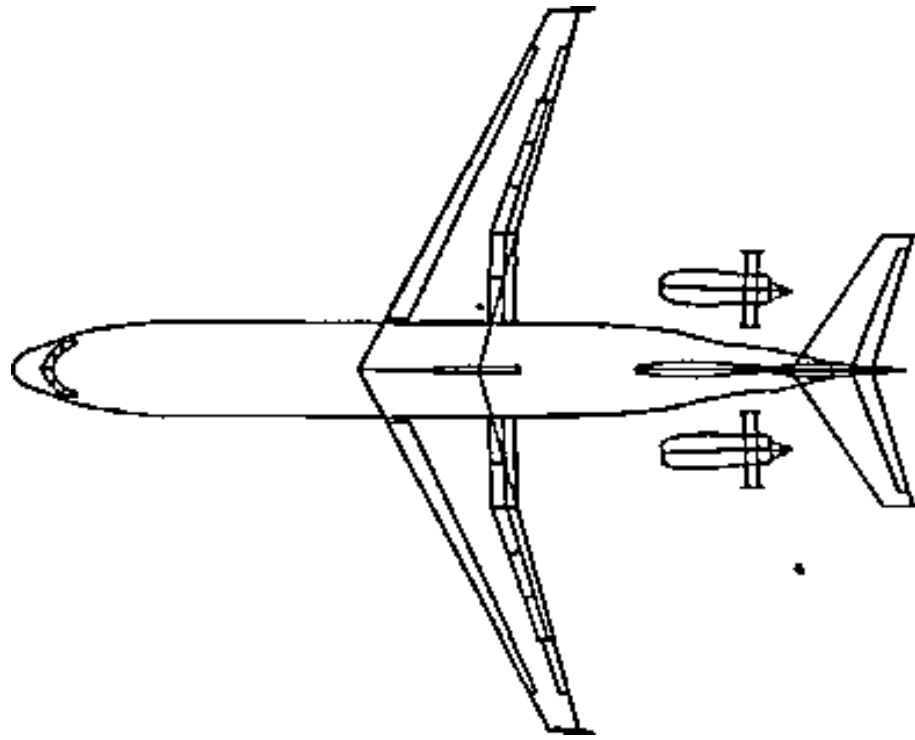


Рис.1.9. Схема компоновки силової установки у хвостовій частині літака

Важливе місце в цьому комплексі займає проблема оптимальної інтеграції мотогондоли та газотурбінного двигуна, що складається з модуля універсального газогенератора і модуля турбовентилятора, що забезпечує отримання якнайкращих параметрів газотурбінного двигуна.

Оптимальна інтеграція газотурбінного двигуна, мотогондоли і повітряного судна є одною із актуальних проблем, вирішення якої в значній мірі визначає економічність, ефективність і надійність літальних апаратів.

Комплексні дослідження дозволяють:

- обґрунтувати концепцію інтеграції газотурбінного двигуна та авіаційної силової установки щодо умов створення літального апарату для певних умов експлуатації;
- обрати схему авіаційної силової установки та раціональні параметри робочого процесу двигуна, визначити необхідні розмірності двигуна і режими його роботи на різних ділянках польоту;
- вибрати оптимальні програми законів регулювання двигунів з

урахуванням особливостей їх експлуатації на даному ЛА;

- визначити потенційні можливості силових установок з різними типами двигунів, межі доцільного застосування двигунів різних схем;
- оцінити ефективність альтернативних варіантів і вибрати новий двигун для ЛА, що знаходиться в експлуатації;
- розглянути можливості установки двигуна на декількох типах ЛА, вибрати уніфікований двигун для перспективного парку літаків і вертольотів;
- провести оптимізацію умов польоту на окремих ділянках траєкторії;
- визначити вплив атмосферних умов і різних втрат при роботі двигуна на зміну техніко-економічних характеристик ЛА.

Під час створення літального апарата одне з головних завдань полягає у виборі типу та кількості двигунів, а також узгодженні параметрів та характеристик двигунів з усіма елементами, що складають авіаційну силову установку. Визначення оптимальних параметрів робочого процесу авіаційного двигуна базується, як правило, на підставі заданого значення тяги на злітному режимі літального апарата або забезпечення необхідних тактико-технічних характеристик літака. Важливе значення має також вибір компоновальної схеми силової установки та її розташування на літальному апараті.

Ці умови визначають доцільність конструкційного та аеродинамічного узгодження параметрів та характеристик елементів силової установки з планером літального апарата. Внаслідок такої інтеграції повітрозабирач, реактивне сопло та мотогондола двигуна повинні виконуватися як елементи інтегрованої системи - силова установка плюс літальний апарат.

Взаємний вплив елементів силової установки та літального апарата визначає необхідність створення умов для виникнення корисної інтерференції між елементами силової установки та планера літального апарата.

Надалі методом послідовних наближень визначається тип двигунів, їх оптимальна кількість та доцільна аеродинамічна компоновка на літальному

апараті, при якій забезпечується екстремальне значення (мінімальне або максимальне) основного критерію оптимальності вирішення задачі інтеграції силової установки та літального апарату.

Важливе значення у вирішенні проблеми оптимального узгодження параметрів та характеристик силової установки та літального апарату є інтеграція їхніх систем керування. Мета цього узгодження полягає в оптимальній адаптації характеристик силової установки до тактико-технічних характеристик літального апарату. Інтегровані системи керування особливо ефективні для застосування в сучасних багаторежимних літаках.

У якості керуючих факторів силової установки застосовують відносне пересування клину повітрозабирача (або висунення конусу), витрату палива в основну та форсажну камери згоряння, кути встановлення лопаток напрямних апаратів компресора та лопаток соплових апаратів газової турбіни, площу критичного та вихідного перерізів реактивного сопла та деякі інші фактори. За рахунок визначення впливу цих факторів на параметри робочого процесу силової установки повинно забезпечуватися оптимальне узгодження характеристик силової установки та літального апарату з метою отримання кращої ефективності літального апарату.

Основне завдання інтегрованої системи автоматичного керування силової установки полягає у максимальній адаптації тягово-економічних характеристик та запасів газодинамічної стійкості авіаційного двигуна до потреб літального апарату. Програма керування силовою установкою у даному випадку розглядається як закон зміни керованих параметрів двигуна, повітрозабирача та реактивного сопла, що забезпечує екстремальне значення критерію оптимального узгодження силової установки та літального апарату.

Окрема задача узгодження двигуна та літального апарату полягає у визначенні оптимальної кількості та розмірів двигунів при визначенні величини тягоозброєння літального апарату. Методи вирішення даної задачі залежать від типу літального апарату та особливості його застосування.

Для дозвукових пасажирських та транспортних літаків основні умови

вирішення задачі інтеграції силової установки та літального апарату визначаються забезпеченням заданих умов зльоту, набиранням крейсерської висоти польоту та розрахункової дальності.

Критеріями оптимальності вирішення задачі інтеграції силової установки та літального апарату в даному випадку можуть бути мінімальні значення питомої кілометрової витрати палива, віднесеної до одиничної маси корисного навантаження, мінімальна вартість тонно – кілометра перевезення корисного навантаження або мінімальні загальні експлуатаційні витрати під час життєвого циклу літального апарату.

Величина корисного навантаження літака задається умовами технічного завдання та узгоджується з масовими характеристиками інших елементів рівнянням існування літака.

Літак як складна технічна система включає декілька основних підсистем. До них належать: планер, силова установка, екіпаж та спорядження, обладнання і керування, паливо, цільове навантаження. Сума мас цих підсистем становить злітну масу літака

$$m_0 = m_{пл} + m_{с.у} + m_{ек} + m_{о.к} + m_{п} + m_{ц.н}.$$

де  $m_0$  – загальна маса літального апарату;  $m_{пл}$  – маса планера літака;  $m_{с.у}$  – маса силової установки;  $m_{ек}$  – маса екіпажу;  $m_{о.к}$  – маса систем бортового обладнання та керування літального апарату;  $m_{п}$  – маса палива та паливної системи літального апарату;  $m_{ц.н}$  – маса цільового навантаження (пасажери, вантаж, озброєння та ін.)

Цей вираз, запропонований В.Ф. Болховитиновим, називають рівнянням масового балансу літака, або рівнянням існування літака [37, 128].

Якщо ліву та праву частину цього рівняння поділити на  $m_0$ , то отримаємо рівняння існування літака у вигляді суми відносних мас

$$1 = \xi_{\text{пл}} + \xi_{\text{с.у.}} + \xi_{\text{ек}} + \xi_{\text{о.к.}} + \xi_{\text{п}} + \xi_{\text{ц.н.}},$$

$$\text{де } \xi_{\text{пл}} = \frac{m_{\text{пл}}}{m_0}; \quad \xi_{\text{с.у.}} = \frac{m_{\text{с.у.}}}{m_0}; \quad \xi_{\text{ек}} = \frac{m_{\text{ек}}}{m_0}; \quad \xi_{\text{ок}} = \frac{m_{\text{ок}}}{m_0}; \quad \xi_{\text{п}} = \frac{m_{\text{п}}}{m_0}; \quad \xi_{\text{ц.н.}} = \frac{m_{\text{цн}}}{m_0}.$$

З рівняння існування літального апарату виходить, що створення літака можливе тільки за певної комбінації значень відносних мас підсистем літака, коли їх сума не перевищує одиниці.

Розвиток авіаційної науки і техніки дає змогу поліпшити деякі показники підсистем літака та змінити значення відносних мас. Однак досвід створення літаків показує, що зміна характеристик одних підсистем неодмінно веде до зміни інших. Наприклад, збільшувати дальність польоту можна підвищенням маси палива на борту літака  $\xi_{\text{п}}$ , але це потребує зменшення маси цільового навантаження  $\xi_{\text{цн}}$  або полегшення конструкції літака  $\xi_{\text{пл}}$ . У свою чергу, зміни в конструкції можуть суттєво впливати на льотно-технічні характеристики літака, які значною мірою визначають його ефективність як транспортного засобу.

Відносна маса силової установки є одним із важливих показників, які дають змогу оцінювати досконалість констрування силової установки та літального апарату

$$\frac{m_{\text{су}}}{m_0} = 1 - \xi_{\text{пл}} - \xi_{\text{цн}} - \xi_{\text{п}} - \xi_{\text{ек}} + \xi_{\text{о.к.}}$$

Чим менший цей показник, тим "досконаліша" силова установка, що застосовується в конструкції літака. Раціональне або оптимальне співвідношення відносних мас визначатиметься тільки вирішенням завдання оцінки ефективності літака за різних значень відносних мас.

Основні питання, що виникають під час вирішення задач інтеграції параметрів та характеристик силової установки та літального апарату

полягають у підвищенні аеродинамічної якості планера, зменшенні зовнішнього опору, покращенні структури потоку на вході та виході з двигуна та отриманні інших позитивних ефектів. Розрахункове значення тяги силової установки для забезпечення прямолінійного горизонтального польоту літального апарата з постійною швидкістю забезпечується двома рівностями:  $Y_a = G$  і  $R = X_a$ , тобто підйомна сила має врівноважувати силу тяжіння, а сила тяги – лобовий опір літака.

За результатами аеродинамічного розрахунку визначаються значення тягоозброєння літального апарата у різних умовах польоту та задається значення сумарної тяги силової установки. Надалі методом послідовних наближень визначається тип двигунів, їх оптимальна кількість та доцільна аеродинамічна компоновка на літальному апараті, за якої забезпечується екстремальне значення (мінімальне або максимальне) основного критерію оптимальності вирішення задачі інтеграції силової установки та літального апарата [133, 134]. Під час вирішення задачі інтеграції визначаються оптимальні значення параметрів термодинамічного циклу газотурбінного двигуна та доцільна програма керування силової установкою.

### **1.5. Ефективна тяга та зовнішній опір авіаційної силової установки**

Ефективність пілотованих і безпілотних літальних апаратів суттєвим чином залежить від параметрів і характеристик силових установок, що використовуються, які визначають в значній мірі вигляд літального апарату і діапазон задач, що вирішуються.

Ефективна тяга –  $R_{\text{эф}}$ . безпосередньо використовується для виконання тягової роботи з переміщення літального апарату в просторі. Ефективна тяга силової установки відрізняється від внутрішньої тяги ізольованого двигуна на величину втрат, обумовлених зовнішнім опором силової установки в процесі польоту  $X_{\text{зовн}}$ . Ефективну тягу силової установки будемо розглядати як рівнодіючу сил тиску і тертя, прикладених до внутрішньої і зовнішньої



поверхонь двигуна з урахуванням зовнішнього опору елементів силової установки.

Розглянемо визначення ефективної тяги авіаційної силової установки розташованої в окремій мотогондолі, при таких допущеннях [1, 21, 123, 133].

- двигун обтікається зовнішнім потоком повітря при нульовому куті атаки;
- потік, оточуючий двигун, – сталий, рівномірний;
- мотогондола газогенератора складається з головної частини (обичайки повітрязабирача), центральної циліндрової і кормової частин.

Розрахункова схема обтікання мотогондоли зовнішнім потоком наведена на рис.1.10.

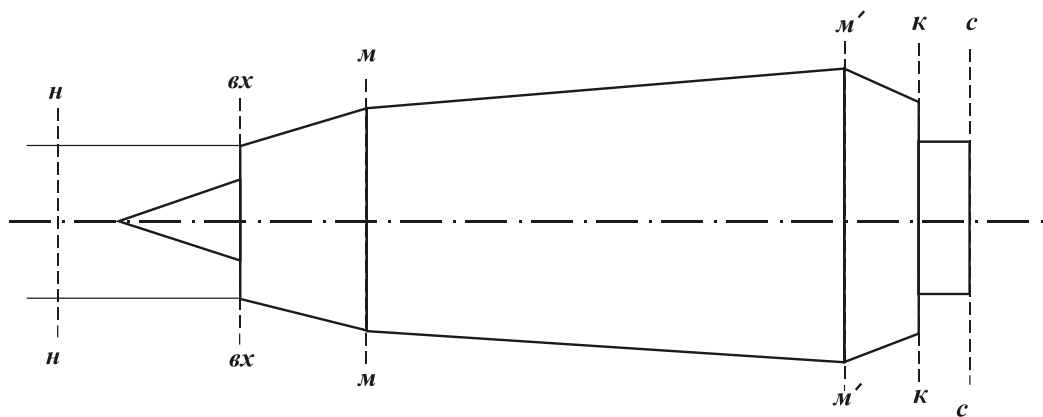


Рис.1.10. Розрахункова схема обтікання мотогондоли зовнішнім потоком

Виділимо контрольною поверхнею об'єм, який обмежується перерізом н-н на вході (у незбуреному потоці), на виході перерізом с-с і корпусом мотогондоли. Тоді потік повітря, що набігає на силову установку, ділиться на зовнішній, оточуючий силову установку ззовні, і внутрішній, такий, що проходить через ПРД.

Формула для визначення ефективної тяги силової установки має вигляд

$$R_{\text{еф}} = R - X_{\text{зовн.}} \quad (1.1)$$

де  $R$  – проекція на вісь двигуна рівнодіючої сил тиску і тертя, які діють на внутрішні поверхні двигуна;  $X_{\text{зовн}}$  – проекція на вісь двигуна рівнодіючою сил тиску і тертя, які діють на зовнішню поверхню мотогондоли.

При розрахунках за формулою (1.1) сили, що діють в напрямках польоту, є додатніми, а сили, що діють в протилежному напрямі, – від’ємними.

Визначимо внутрішню силу тяги  $R$  двигуна, користуючись рівнянням Ейлера про кількість руху для потоку, який проходить через контрольні поверхні внутрішнього та зовнішнього контурів, в проекції на вісь двигуна.

Для визначення внутрішньої тяги двоконтурного двигуна позначимо: витрату повітря через перший контур –  $G_{\text{вI}}$ , через другий –  $G_{\text{вII}}$ . Відношення витрати повітря через другий контур  $G_{\text{вII}}$  до витрати повітря через перший контур  $G_{\text{вI}}$  характеризує ступінь двоконтурності двигуна:

$$m_1 = G_{\text{вII}} / G_{\text{вI}}.$$

Тяга двигуна визначається як сума тяг його внутрішнього ( $R_{\text{ГТ}}$ ) і зовнішнього ( $R_{\text{Вл}}$ ) контурів:

$$R = R_{\text{ГТ}} + R_{\text{Вл}}.$$

При повному розширенні газу в обох контурах тяга кожного контуру визначається виразами:

$$R_{\text{ГТ}} = (1 + m_1) G_{\text{вI}} [(1 + g_{\text{T}}) c_{\text{сI}} - V];$$

$$R_{\text{Вл}} = m_{1\text{II}} G_{\text{вI}} (c_{\text{сII}} - V),$$

а питомі тяги кожного контуру – виразами

$$R_{\text{ГТГ}} = (1 + m_1) [(1 + g_{\text{T}}) c_{\text{сI}} - V];$$

$$R_{\text{Г.Вл}} = m_{1\text{II}} (c_{\text{сII}} - V),$$

де відносна витрата палива

$$g_T = \frac{c_{II} (T_{\Gamma}^* - T_K^*)}{\eta_{\Gamma} H_u} (1 - g_{ox}).$$

Сумарна питома тяга двигуна

$$R_G = R/G_{B\Sigma} = \frac{R_{z2} G_{Bl} (1 + m_1) + m_{111} R_{Bl} G_{Bl}}{G_{Bl} (1 + m_1 + m_{11})} = \frac{R_{z2} (1 + m_1) + m_{111} R_{Bl}}{(1 + m_1 + m_{11})}.$$

Питома витрата палива

$$C_R = G_{II\Gamma} / R = \frac{3600 G_T}{R_G G_{B\Sigma}} = \frac{3600 G_T}{R_G G_{Bl} (1 + m_1 + m_{11})} = \frac{3600 g_T}{R_G (1 + m_1 + m_{11})}.$$

Зовнішній опір мотогондоли визначається дією на її зовнішню поверхню сил тиску і тертя зовнішнього потоку повітря:

$$X_{M.G.} = X_p + X_{TP} \quad (1.2)$$

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

Таким чином, ефективну тягу авіаційної силової установки визначають два компонента.

Внутрішня тяга (або просто тяга) двигуна

$$R = (G_{\Gamma} c_{c1} - G_{Bl} V) + F_{c1} (p_{c1} - p_H) + (G_{B2} c_{c2} - G_B V) + F_{c2} (p_{c2} - p_H).$$

Зовнішній аеродинамічний опір мотогондоли силової установки

$$X_{MG} = X_{MTP} + X_{MP}.$$

Враховуючи, що витрата газу через газогенератор двигуна  $G_T = G_B + G_{\Pi}$ , де  $G_{\Pi}$  – витрата палива, і позначивши  $g_{\Pi} = G_{\Pi} / G_B$ , де  $g_{\Pi}$  – відносна витрата палива, внутрішня сила тяги визначається за формулою

$$R = G_B(1 + g_{\Pi}) c_{c1} - V) + F_{c1}(p_{c1} - p_H) + G_{B2}(c_{c2} - V) + F_{c2}(p_{c2} - p_H)$$

Як зазначалося, обтікання авіаційної силової установки потоком повітря у польоті веде до появи зовнішнього опору.

Формула (1.2) для розрахунку зовнішнього опору після простих перетворень має такий вигляд:

$$X_{\text{зовн}} = X_{\text{об.р}} + X_{\text{об.}} + X_{\text{мг.р}} + X_{\text{мг.}} + X_{\text{кор}},$$

де  $X_{\text{об.р}}$  – опір обичайки повітрязабирача, обумовлений дією сил тиску на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці  $v_x-m$ );  $X_{\text{мг.р}}$  – опір центральної частини мотогондоли двигуна, обумовлений дією сил тиску на ділянці  $m-n$ ;  $X_{\text{об.}}$  – опір обичайки мотогондоли двигуна, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці  $v_x-m$ );  $X_{\text{мг.}}$  – опір центральної частини мотогондоли, обумовлений дією сил тертя (на ділянці  $m-n$ );  $X_{\text{кор}}$  – кормовий опір сил тиску мотогондоли.

Опір тертя повітря, обумовлений силами в'язкості на межі потоку з зовнішнім корпусом авіаційної силової установки, визначається розподілом дотичного напруження тертя на поверхні мотогондоли.

На надзвукових швидкостях польоту зовнішній опір сил тиску стає великим і його необхідно враховувати при визначенні ефективної тяги авіаційної силової установки [121, 156]. На рис. 1.11 показаний вплив зовнішнього опору авіаційної силової установки з ТРДФ на його ефективну тягу залежно від швидкості польоту. Результати експериментальних досліджень показали, що зовнішній опір силових установок з двоконтурними газотурбінними двигунами сучасних надзвукових літаків складає 4...6% від тяги двигуна на крейському режимі роботи.

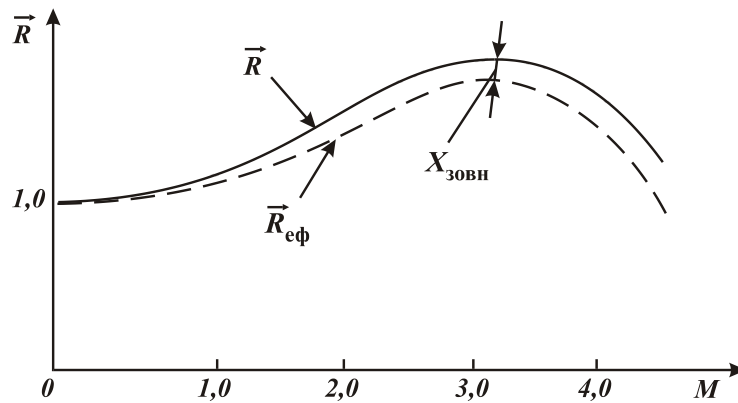


Рис. 1.11. Вплив зовнішнього опору авіаційної силової установки надзвукового літального апарату на ефективну тягу двигуна в залежності від швидкості польоту

Зовнішній опір сучасних силових установок з двоконтурними газотурбінними двигунами з великим ступенем двоконтурності складає 2...3% від тяги двигуна на крейському режимі роботи.

Аеротермогазодинамічна інтеграція газотурбінного двигуна і літального апарату передбачає узгодження параметрів робочого процесу і характеристик газотурбінного двигуна та параметрів і характеристик мотогондолою літального апарату з метою отримання найкращих параметрів та характеристик літального апарату в розрахункових умовах польоту [5, 16, 21, 22, 28, 37, 120, 156].

Оцінимо вплив зовнішнього опору мотогондолою на ефективну тягу двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту при наступних припущеннях. Профільний опір мотогондолою авіаційної силової установки  $X_{\text{мг}}$  визначається без урахування інтерференції несучих поверхонь крила, фюзеляжу, пілонів кріплення двигунів з мотогондолою силової установки і визначається як задача в'язкого обтікання тіла обертання [1, 39, 72, 115, 13, 134, 154, 166, 173].

Профільний опір мотогондолою без урахування інтерференції з крилом, фюзеляжем, пілоном кріплення двигуна визначається формулою

$$X_{\text{мг}} = 2C_{X_{\text{мг}}} \rho V^2 S_{\text{мг}} \lambda ,$$

де  $C_{X_{\text{МГ}}}$  - коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондолои силової установки;  
 $S_{\text{МГ}}$  - площа міделевого перерізу циліндричної мотогондолои двигуна;  $\lambda=l_0/d_0$   
 – подовження циліндричної мотогондолои силової установки.

Значення коефіцієнта зовнішнього опору мотогондолои  $C_{X_{\text{МГ}}}$  визначалися на основі результатів експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик вісесиметричних тіл [39, 72, 115, 133, 134, 154, 166, 173, 182].

За умови оптимального розподілу роботи циклу між контурами можна вважати, що швидкості на виході з контурів  $c_{c1}=c_{c2}=c_c$ .

У цьому випадку внутрішня тяга ТРДД з роздільним виходом потоків визначається за формулою

$$G_{\text{вн}} = G_{\text{вн}}(1+m)(C_c - V),$$

$$\text{де } G_{\text{вн}} = \rho V F_1 = \rho V \frac{\pi D_0^2}{4}.$$

$$R_{\text{вн}} = \rho V \frac{\pi D_0^2}{4} (1+m)(C_c - V). \quad (1.3)$$

Зовнішній опір силової установки визначається в основному профільним опором мотогондолои ( $C_{X_{\text{фМГ}}}$ ). Опором сил тиску, хвильовим опором і донним опором при дозвукових швидкостях польоту можна знехтувати [156].

Для циліндричної мотогондолои

$$X_{\text{МГ}} = C_{X_{\text{ф}}} \frac{\rho V^2}{2} \pi D_0 l_0.$$

Ефективна тяга двигуна з циліндричною мотогондолою при дозвукових швидкостях польоту може визначатися за формулою

$$R_{\text{еф}} = \rho V \frac{\pi D_0^2}{4} (1+m)(C_c - V) - C_{X_{\text{ф}}} \frac{\rho V^2}{2} \pi D_0 l_0. \quad (1.4)$$

Відносний вплив зовнішнього аеродинамічного опору мотогондолои на ефективну тягу силової установки оцінимо як відношення ефективної тяги

двигуна до його внутрішньої тяги

$$\bar{R}_{\text{еф}} = R_{\text{еф}} / R. \quad (1.5)$$

Підставивши в ( 1.5) значення  $R$  (1.3) і  $X_{\text{мг}}$  ( 1.4) отримаємо

$$\bar{R}_{\text{еф}} = 1 - \frac{2C_{x_{\text{фмг}}} \lambda V}{(1+m)(C_c - V)},$$

де  $m$  - ступінь двоконтурності двигуна;  $C_{x_{\text{фмг}}}$  – коефіцієнт профільного аеродинамічного опору мотогондоли.

На рис.1.12 і 1.13 показано вплив зовнішнього опору мотогондоли на ефективну тягу двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту.

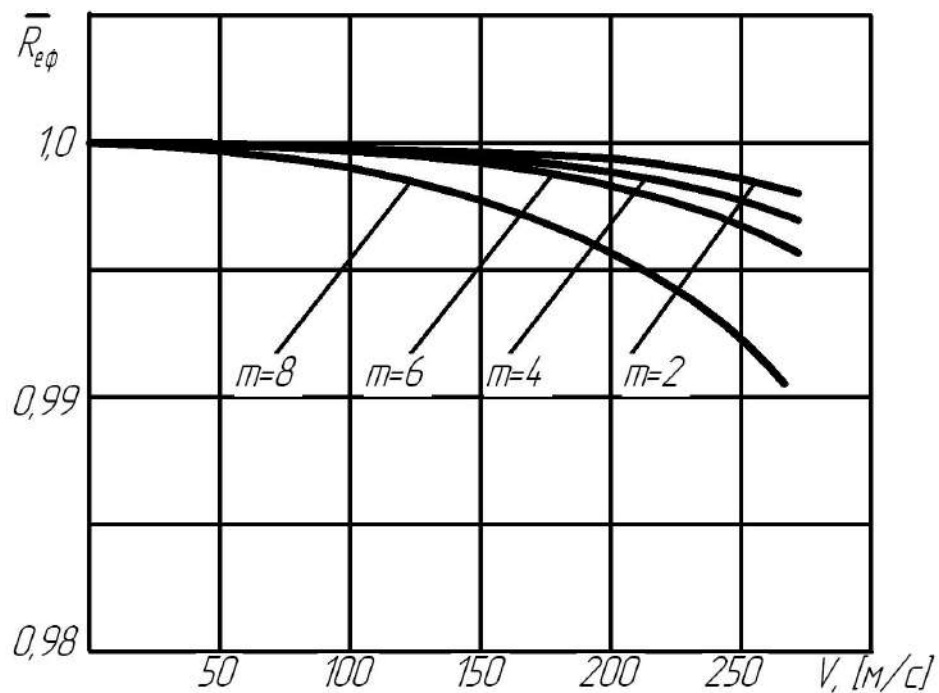


Рис.1.12. Вплив зовнішнього опору мотогондоли на ефективну тягу двоконтурного двигуна (подовження мотогондоли  $\lambda=4$ )

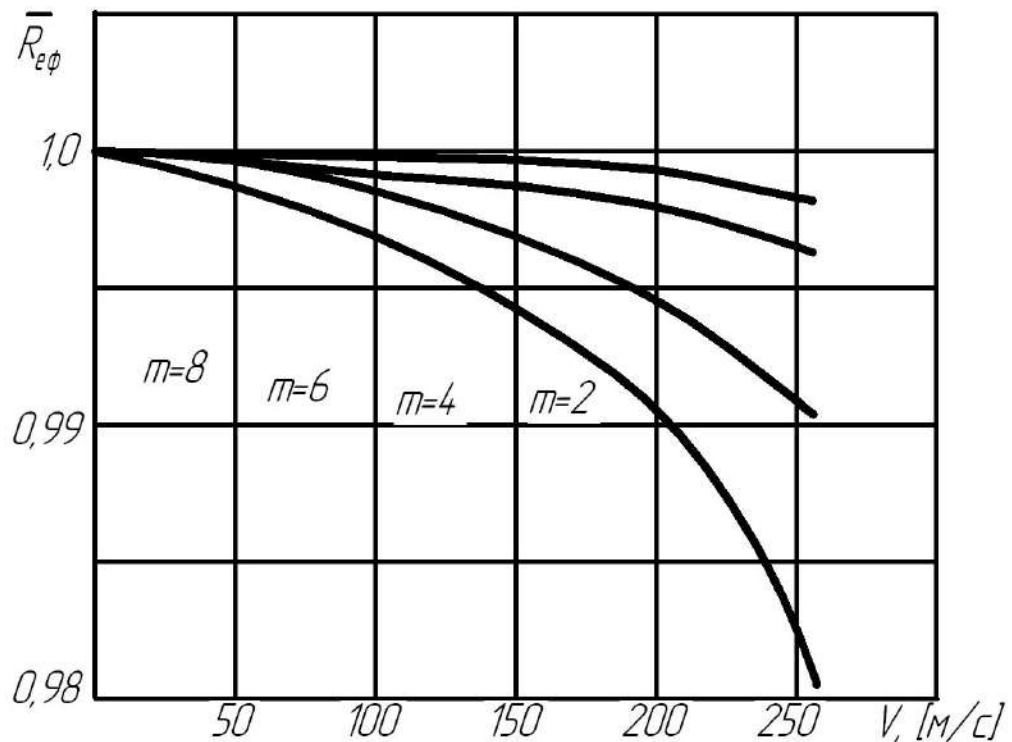


Рис.1.13. Вплив зовнішнього опору мотогондолою на ефективну тягу двоконтурного двигуна (подовження мотогондолою  $\lambda=8$ )

Аналіз залежностей, наданих на рис 1.12 та рис.1.13 свідчить про суттєвий вплив профільного опору мотогондолою на ефективну тягу ТРДД традиційних схем з великим ступенем двоконтурності.

Зменшення негативного впливу модуля мотогондолою на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива є актуальною проблемою, яка може бути вирішена на підставі отримання результатів досліджень узгодження параметрів та характеристик мотогондолою газогенераторного модуля та газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки, а саме з реалізацією конструктивно-компонувальної схеми з газотурбінного двигуна модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки. Наукове обґрунтування концепції інтеграції газотурбінних двигунів нових схем із турбовентиляторною приставкою і мотогондолою силової установки літального апарату та визначення умов оптимізації їх параметрів та характеристик є актуальною проблемою сучасного двигунобудування.



Важливе місце в цьому комплексі займає проблема оптимального узгодження параметрів і характеристик мотогондоли та газотурбінного двигуна, що складається з модуля універсального газогенератора і модуля турбовентилятора, що забезпечує отримання якнайкращих параметрів газотурбінного двигуна.

Аеротермогазодинамічна інтеграція газотурбінного двигуна і літального апарату передбачає узгодження параметрів робочого процесу і характеристик газотурбінного двигуна та параметрів і характеристик мотогондоли літального апарату з метою отримання найкращих параметрів та характеристик 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.

Зменшення негативного впливу модуля мотогондоли на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива авіаційного газотурбінного двигуна є актуальною науково-технічною проблемою сучасного двигунобудування.

Наукове обґрунтування концепції інтеграції газотурбінних двигунів нових схем із турбовентиляторною приставкою і мотогондоли силової установки літального апарату та визначення умов оптимізації їх параметрів та характеристик є завданням даного наукового дослідження.

## **Висновки за розділом 1**

1. 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. Важливе місце в цьому комплексі займає проблема отримання максимальної ефективної тяги та силової установки на підставі інтеграції параметрів і характеристик мотогондоли та газотурбінного двигуна, що складається з модуля універсального газогенератора і модуля

турбовентилятора.

2. Зменшення негативного впливу модуля мотогондолою на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива є актуальною проблемою, яка може бути вирішена на підставі отримання результатів досліджень узгодження параметрів та характеристик мотогондолою газогенераторного модуля та газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки, а саме з реалізацією конструктивно-компонувальної схеми з газотурбінного двигуна модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки.

3. Наукове обґрунтування концепції інтеграції газотурбінних двигунів нових схем із турбовентиляторною приставкою і мотогондолою силової установки літального апарату та визначення умов оптимізації їх параметрів та характеристик є актуальною проблемою сучасного двигунобудування.

## **РОЗДІЛ 2. КОНЦЕПЦІЯ ІНТЕГРАЦІЇ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ І СТУПІНЧАСТОЇ МОТОГОНДОЛИ АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА**

### **2.1. Ефективна тяга авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою**

Аеротермогазодинамічна інтеграція газотурбінного двигуна і літального апарату передбачає узгодження параметрів робочого процесу і характеристик газотурбінного двигуна та параметрів і характеристик мотогондолою літального апарату з метою отримання найкращих параметрів та характеристик літального апарату в розрахункових умовах польоту [156,157].

Зменшення негативного впливу модуля мотогондолою на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива є актуальною проблемою, яка може бути вирішена на підставі отримання результатів досліджень параметрів та характеристик ступінчастої мотогондолою силової установки та газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки, а саме з реалізацією конструктивно-компонувальної схеми з газотурбінного двигуна модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки.

Наукове обґрунтування концепції інтеграції газотурбінних двигунів нових схем із турбовентиляторною приставкою і мотогондолою силової установки літального апарату та визначення умов оптимізації їх параметрів та характеристик є актуальною проблемою сучасного двигунобудування.

Важливе місце в цьому комплексі займає проблема оптимальної інтеграції ступінчастої мотогондолою та газотурбінного двигуна, що складається з модуля універсального газогенератора і модуля турбовентилятора, що забезпечує отримання якнайкращих параметрів газотурбінного двигуна.

Розглянемо визначення ефективної тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою, що розташована в окремій мотогондолі, при таких допущеннях:

- двигун обтікається зовнішнім потоком повітря при нульовому куті атаки;
- потік, оточуючий двигун, – сталий, рівномірний;
- мотогондола газогенератора складається з головної частини (обичайки повітрязабирача), центральної циліндрової і кормової частин.
- мотогондола турбовентиляторної приставки складається з головної частини (обичайки), центральної циліндрової і кормової частин.

Розрахункова схема ступінчастої мотогондоли силової установки з турбовентиляторною приставкою наведена на рис. 2.1.

Виділимо контрольною поверхнею (штрихова лінія) об'єм, який обмежується перерізом н-н на вході (у незбуреному потоці), на виході перерізом с-с і корпусом мотогондоли. Тоді потік повітря, що набігає на силову установку, ділиться на зовнішній, оточуючий силову установку ззовні, і внутрішній, такий, що проходить через модуль газогенераторного контуру.

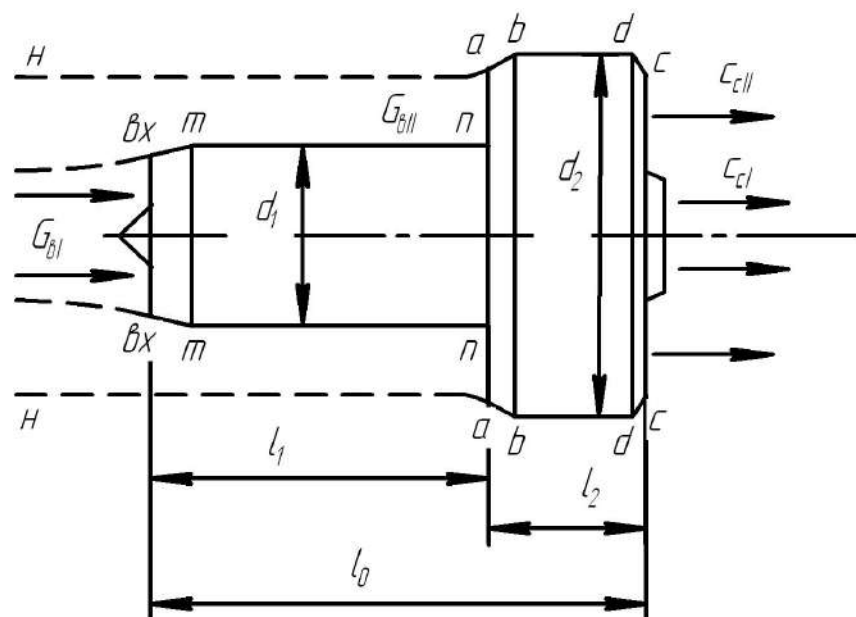


Рис.2.1. Схема ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою

Формула для визначення ефективної тяги силової установки має вигляд

$$R_{\text{эф}} = R - X_{\text{зовн}},$$

де  $R$  – проекція на вісь двигуна рівнодіючої сил тиску і тертя, які діють на внутрішні поверхні двигуна;  $X_{\text{зовн}}$  – проекція на вісь двигуна рівнодіючою сил тиску і тертя, які діють на зовнішню поверхню мотогондоли.

Визначимо внутрішню силу тяги  $R$  двигуна з турбовентиляторною приставкою, користуючись рівнянням Ейлера про кількість руху для потоку, який проходить через контрольні поверхні внутрішнього та зовнішнього контурів, в проекції на вісь двигуна.

Турбовентиляторна приставка виконується у вигляді двоярусного робочого колеса, внутрішня частина якого працює в турбінному режимі, зовнішня частина виконує функції вентилятора. Потужність, яку розвиває турбіна вентиляторної приставки передається у зовнішній контур для підвищення енергії повітря, яке проходить через зовнішній контур.

Витрата повітря через внутрішній (газогенераторний) контур –  $G_{\text{вІ}}$ , витрата повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки –  $G_{\text{вІІ}}$ . Відношення витрати повітря через вентиляторний контур  $G_{\text{вІІ}}$  до витрати повітря через внутрішній контур  $G_{\text{вІ}}$  характеризує теоретичний ступінь двоконтурності двигуна:

$$m = G_{\text{вІІ}} / G_{\text{вІ}}.$$

Тяга двигуна визначається як сума тяг його внутрішнього (газогенераторного -  $R_{\text{гг}}$ ) і зовнішнього (вентиляторного -  $R_{\text{вл}}$ ) контурів:

$$R = R_{\text{гг}} + R_{\text{вл}}.$$

Для внутрішнього контура тяга двигуна визначається наступним виразом

$$R' + p_n F_n - p_c F_c + X_{\text{дод}} = G_r c_c - G_b V ,$$

де  $R'$  – рівнодіюча сил тиску і тертя, які діють на виділений контрольний об'єм газу з боку внутрішніх елементів авіаційної силової установки;

$p_c F_c$  і  $p_n F_n$  – сили тиску, прикладені до торцевих поверхонь контрольного об'єму газу в перерізах с-с і н-н;

$X_{\text{дод}}$  – рівнодіюча сил тиску, які діють на контрольний об'єм зі сторони зовнішнього потоку на ділянці між перерізами н-н і вх-вх;

$G_b, G_r$  – масові витрати повітря через двигун;

$c_c$  – середня швидкість потоку газу в перетині с-с;

$V$  – швидкість польоту літального апарату.

Для зовнішнього контуру (турбовентиляторної приставки)

$$R' + p_n F_n - p_c F_c + X_{\text{дод}} = G_b c_c - G_b V ,$$

де  $R'$  – рівнодіюча сил тиску і тертя, які діють на виділений контрольний об'єм газу з боку вентиляторного контуру;

$p_c F_c$  і  $p_n F_n$  – сили тиску, прикладені до торцевих поверхонь контрольного об'єму газу у вентиляторному контурі;

$X_{\text{дод}}$  – рівнодіюча сил тиску, які діють на контрольний об'єм зі сторони зовнішнього потоку на ділянці між перерізами н-н і вх-вх;

$G_b$  – масова витрата повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки двигуна;

$c_c$  – середня швидкість потоку газу на виході з вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки;

$V$  – швидкість польоту літального апарату.

При повному розширенні газу тяга кожного контуру визначається виразами

$$R_{\text{гт}} = G_{\text{вг}} \left[ (1 + g_{\text{г}}) c_{\text{сг}} - V \right];$$

$$R_{Bl} = G_{Bl} [(1 + m)c_{cII} - V],$$

а питомі тяги кожного контуру – виразами:

$$R_{GTT} = [(1 + g_T) c_{cIT} - V];$$

$$R_{G.Bl} = (c_{cII} - V),$$

де відносна витрата палива

$$g_T = \frac{c_{II} (T_{\Gamma}^* - T_{\kappa}^*)}{\eta_{\Gamma} H_u} (1 - g_{ox}).$$

Сумарна питома тяга триконтурного двигуна з двоконтурним газогенератором

$$R_G = R/G_{B\Sigma} = \frac{R_{z2} G_{Bl} (1 + m_1) + m_{111} R_{Bl} G_{Bl}}{G_{Bl} (1 + m_1 + m_{11})} = \frac{R_{z2} (1 + m_1) + m_{111} R_{Bl}}{(1 + m_1 + m_{11})}.$$

Питома витрата палива

$$C_R = G_{IT} / R = \frac{3600 G_T}{R_G G_{B\Sigma}} = \frac{3600 G_T}{R_G G_{Bl} (1 + m_1 + m_{11})} = \frac{3600 g_T}{R_G (1 + m_1 + m_{11})}.$$

## 2.2. Профільний опір ступінчастої мотогондоли ТРДД з турбовентиляторною приставкою

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

Зовнішній опір мотогондоли газогенератора є наслідком дії на її

зовнішню поверхню сил тиску і тертя зовнішнього потоку повітря, що проходить через зовнішній контур ( через турбовентиляторну приставку):

$$X_{г.г.} = X_{мгг} + X_{гг},$$

де  $X_{мгг}$  – рівнодіюча сил тиску на зовнішню поверхню мотогондולי газогенератора в проекції на вісь двигуна;

$X_{гг}$  – сила тертя зовнішнього потоку повітря о поверхню мотогондולי газогенератора.

Зовнішній опір мотогондולי 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 мотогондולי турбовентиляторної приставки в проекції на вісь двигуна;

$X_{гтп}$  – сила тертя зовнішнього потоку повітря о поверхню мотогондולי 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

$$X_{зовн} = X_{гг} + X_{тп} = X_{мгг} + X_{гг} + X_{мтп} + X_{гтп}. \quad (2.8)$$

Враховуючи, що витрата газу через газогенератор двигуна  $G_{г} = G_{в} + G_{п}$ , де  $G_{п}$  – витрата палива, і позначивши  $g_{п} = G_{п} / G_{в}$ , де  $g_{п}$  – відносна витрата палива, внутрішня сила тяги визначається за формулою:



$$R = G_{B1}(1 + g_{п}) c_{c1} - V + F_{c1}(p_{c1} - p_{н}) + G_{B2}(c_{c2} - V) + F_{c2}(p_{c2} - p_{н}). \quad (2.9)$$

Як зазначалося, обтікання авіаційної силової установки потоком повітря у польоті веде до появи зовнішнього опору. Розглянемо задачу визначення сумарного зовнішнього опору авіаційної силової установки дозвуковим потоком (рис.2.1) з двигуном, розташованим в окремій мотогондолі.

Формула (2.8) для розрахунку зовнішнього опору після простих перетворень має такий вигляд:

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

де  $X_{\text{об.гг.р}}$  – опір обичайки повітрязабирача газогенератора, обумовлений дією сил тиску на зовнішню поверхню головної частини мотогондолої (на ділянці  $vx-m$ );

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

$X_{\text{об.гг.}}$  – опір обичайки повітрязабирача газогенератора, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондолої (на ділянці  $vx-m$ );

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

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

$X_{\text{об.тп.}}$  – опір обичайки повітрязабирача турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондолої (на ділянці  $a-b$ );

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

$X_{\text{мг.тп.}}$  – опір центральної частини мотогондолої турбовентиляторної

приставки, обумовлений дією сил тертя на ділянці b-d;

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

При розрахунках за формулою (2.9) сили, що діють в напрямках польоту, є додатніми, а сили, що діють в протилежному напрямі, – від’ємними.

Опір тертя повітря, обумовлений силами в’язкості на межі потоку з зовнішнім корпусом авіаційної силової установки, визначається розподілом дотичного напруження тертя на поверхні мотогондоли. На дозвукових швидкостях польоту зовнішній опір авіаційної силової установки, обумовлений дією сил тиску, порівняно невеликий. Основну частину зовнішнього опору авіаційної силової установки складає опір тертя. Підвищення ефективності авіаційної силової установки може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх задач, що визначають інтеграцію параметрів і характеристик авіаційної силової установки та літального апарату.

Проведемо порівняльну оцінку профільного опору мотогондоли з турбовентиляторною приставкою і мотогондоли двигуна з традиційним розташуванням вентилятора на розрахунковому режимі. Для цього скористаємось відносним параметром аеродинамічного опору як відношення профільного опору мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою і мотогондоли двигуна з традиційним розташуванням вентилятора

$$\bar{X}_{\text{ТВП}} = X_{\text{ТРДн}} / X_{\text{ТРДД}},$$

де  $X_{\text{ТРДн}}$  – профільний опір мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою;  $X_{\text{ТРДД}}$  – профільний опір мотогондоли двигуна 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.

Примежовий шар, який формується на поверхні мотогондолои газогенераторного контуру перед входом у вентиляторний контур турбовентиляторної приставки і на поверхні мотогондолои турбовентиляторної приставки визначає профільний опір (опір тертя) мотогондолои газогенераторного контуру і мотогондолои турбовентиляторної приставки. Для визначення профільного опору використовуються аеродинамічні коефіцієнти профільних втрат (аеродинамічні коефіцієнти втрат тертя):

$C_{xf_{гг}}$  – аеродинамічний коефіцієнт профільних втрат мотогондолои газогенератора ТРТД;

$C_{x_{гтвп}}$  – аеродинамічний коефіцієнт профільних втрат мотогондолои турбовентиляторної приставки;

$C_{xf_{ТРДД}}$  – аеродинамічний коефіцієнт профільних втрат мотогондолои двоконтурного двигуна.

Цими коефіцієнтами враховуються лише втрати в примежовому шарі, який формується на поверхні мотогондолои газогенераторного контуру і на поверхні мотогондолои турбовентиляторної приставки.

Профільний опір мотогондолои триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою  $X_{ТРТД}$  визначається за параметрами мотогондолои газогенератора і параметрами турбовентиляторної приставки:

$$X_{ТРТД} = X_{гг} + X_{гтвп},$$

де опір газогенераторного модуля

$$X_{гг} = C_{xf_{гг}} \frac{\rho V^2}{2} S_{гг} = C_{xf_{гг}} \frac{\rho V^2}{2} \pi d_1 l_1 = 2C_{xf_{гг}} \rho V^2 S_{мгг} \lambda_{гг}.$$

Опір модуля турбовентиляторної приставки

$$X_{\text{ТВП}} = C_{X_{\text{ТВП}}} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{ТВП}} = C_{X_{\text{ТВП}}} \frac{\rho V^2}{2} \pi d_2 l_2 = 2C_{X_{\text{ТВП}}} \rho V^2 S_{\text{МТВП}} \lambda_{\text{ТВП}}.$$

Сумарний профільний опір мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою

$$\begin{aligned} X_{\text{ТРТД}} &= C_{X_{\text{ТРТД}}} \frac{\rho V^2}{2} \pi d_1 (l_0 - l_2) + C_{X_{\text{ТВП}}} \frac{\rho V^2}{2} \pi d_2 l_2 = \\ &= \frac{\pi \rho V^2}{2} \left[ C_{X_{\text{ТРТД}}} d_1 (l_0 - l_2) + C_{X_{\text{ТВП}}} d_2 l_2 \right] = \\ &= \frac{\pi \rho V^2}{2} l_0 d_2 \left[ C_{X_{\text{ТРТД}}} \frac{d_1}{d_2} \left(1 - \frac{l_2}{l_0}\right) + C_{X_{\text{ТВП}}} \frac{l_2}{l_0} \right]. \end{aligned}$$

Позначивши

$$\bar{d}_1 = \frac{d_1}{d_2}; \quad \bar{l}_1 = \frac{l_1}{l_0}; \quad \lambda_{22} = \frac{l_1}{d_1}; \quad \lambda_{\text{мвп}} = \frac{l_2}{d_2}; \quad \bar{l}_2 = \frac{l_2}{l_0} = 1 - \bar{l}_1,$$

отримуємо залежність для оцінки впливу відносних параметрів газогенератора на зовнішній опір мотогондоли силової установки.

$$X_{\text{ТРТД}} = \frac{\pi \rho V^2}{2} l_0 d_2 \left[ C_{X_{\text{ТРТД}}} \bar{d}_1 \bar{l}_1 + C_{X_{\text{ТВП}}} (1 - \bar{l}_1) \right].$$

Співвідношення  $\bar{d}_1$  еквівалентно ступеню двоконтурності турбовентиляторної приставки  $m_{\text{ТВП}}$ . На рис. 2.2 представлено залежності, які характеризують зв'язок між  $\bar{d}_1$  і  $m_{\text{ТВП}}$ . На цих графіках параметр  $\bar{d}_{\text{ВТ}}$  визначає відносний діаметр втулки вхідного перетину компресора газогенератора

$$\bar{d}_{\text{ВТ}} = \frac{d_{\text{ВТ}}}{d_1}$$

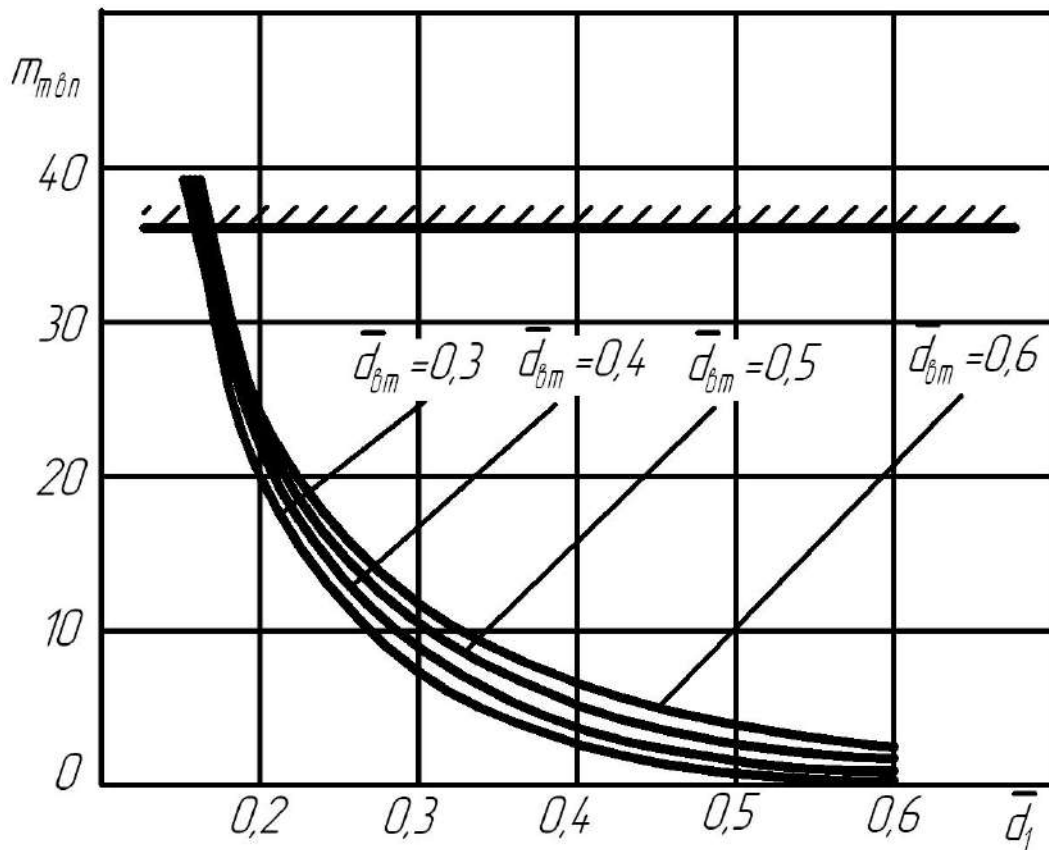


Рис. 2.2. Залежності, які характеризують зв'язок між  $\bar{d}_1$  і  $m_{\dot{m}}$ .

Для порівняльної оцінки зовнішнього опору мотогондолої двоконтурного (або триконтурного) двигуна з турбовентиляторною приставкою (ТРТД) і зовнішнього опору мотогондолої силової установки зі звичайним двоконтурним двигуном (ТРДД) розглянемо відношення зовнішнього опору ступінчастої мотогондолої двоконтурного (триконтурного) двигуна з турбовентиляторною приставкою ( $X_{\text{ТРТД}}$ ) і зовнішнього опору мотогондолої силової установки зі звичайним двоконтурним двигуном ( $X_{\text{ТРДД}}$ ).

Параметри газогенераторних модулів ТРТД та ТРДД, що порівнюються, вважаються ідентичними.

$$\bar{X}_{\text{ТРТД}} = \frac{X_{\text{ТРТД}}}{X_{\text{ТРДД}}}.$$

Профільний опір мотогондолої двоконтурного газотурбінного двигуна з традиційним розташуванням вентилятора ( $X_{\text{ТРДД}}$ ) визначається за формулою:

$$X_{\text{ТРДД}} = C_{X_0} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{м}} = C_{X_0} \frac{\rho V^2}{2} \pi d_0 l_0 = 2C_{X_0} \rho V^2 S_{\text{мид}} \lambda_0.$$

Профільний опір ступінчастої мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою ( $X_{\text{ТРГД}}$ ) визначається за формулою

$$X_{\text{ТРГД}} = \frac{\pi \rho V^2}{2} l_0 d_2 \left[ C_{X_{\text{фг}}} \bar{d}_1 \bar{l}_1 + C_{X_{\text{фвп}}} (1 - \bar{l}_1) \right].$$

Після перетворень отримуємо вираз, який дозволяє проводити аналіз впливу на зовнішній опір мотогондоли триконтурного двигуна параметрів турбовентиляторної приставки і параметрів модуля газогенератора.

$$\bar{X}_{\text{ТРГД}} = \frac{X_{\text{ТРГД}}}{X_{\text{ТРДД}}} = \left[ \frac{C_{X_{\text{фг}}} \bar{d}_1 \bar{l}_1 + C_{X_{\text{фвп}}} (1 - \bar{l}_1)}{C_{X_0}} \right].$$

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.

На рис.2.3 - 2.6 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.

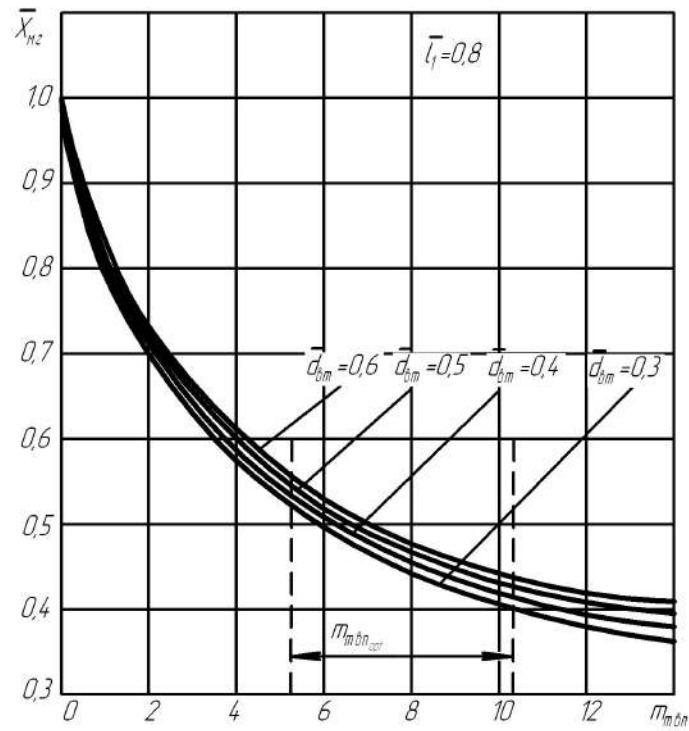


Рис.2.3. Вплив співвідношення геометричних параметрів мотогондолои газогенератора і ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки на відносну зміну зовнішнього опору мотогондолои силової установки

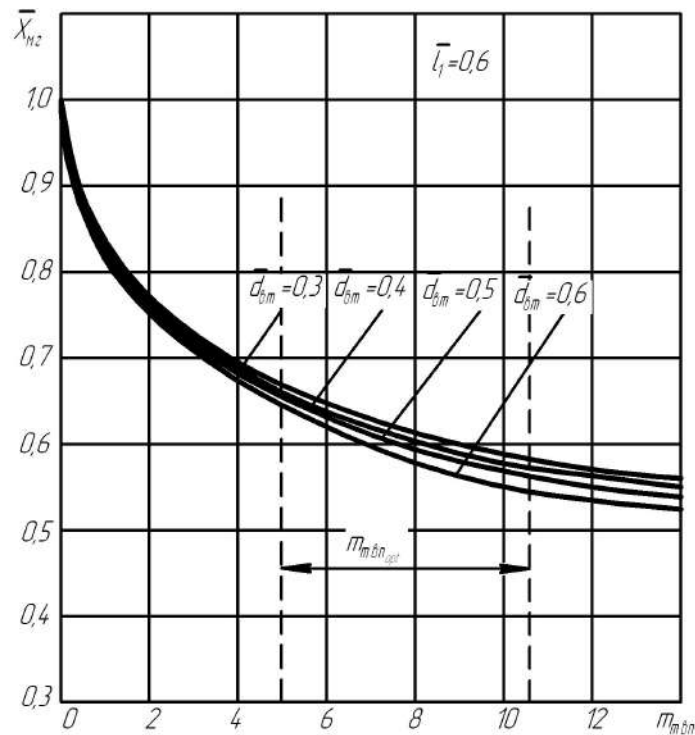


Рис.2.4. Вплив співвідношення геометричних параметрів мотогондолои газогенератора і ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки на відносну зміну зовнішнього опору мотогондолои силової установки

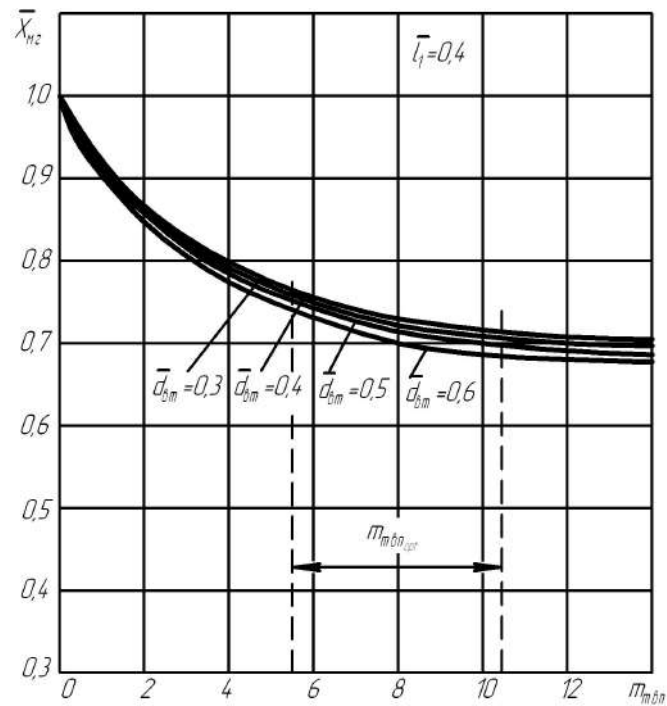


Рис.2.5. Вплив співвідношення геометричних параметрів мотогондолои газогенератора і ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки на відносну зміну зовнішнього опору мотогондолои силової установки

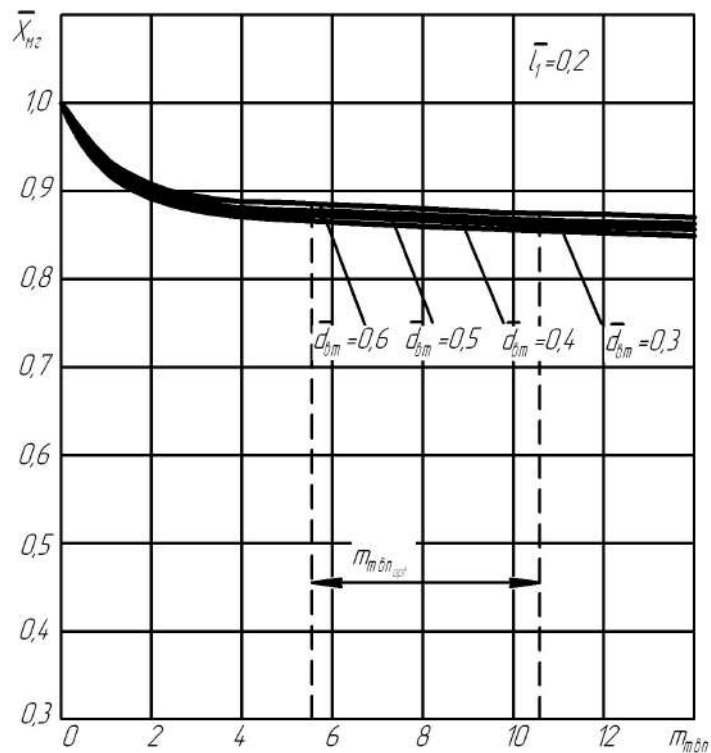


Рис.2.6. Вплив співвідношення геометричних параметрів мотогондолои газогенератора і ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки на відносну зміну зовнішнього опору мотогондолои силової установки



Як слід з аналізу результатів досліджень впливу геометричних параметрів мотогондолои газогенератора на сумарний зовнішній опір мотогондолои авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою, наведених на рис. 2.3-2.6, співвідношення геометричних параметрів мотогондолои газогенератора і ступеня триконтурності турбовентиляторної приставки суттєво впливає на зовнішній опір мотогондолои силової установки.

На рис. 2.7 та рис. 2.8 наведено результати розрахунково - експериментальних досліджень впливу геометричних параметрів мотогондолои газогенератора на сумарний зовнішній опір мотогондолои авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою.

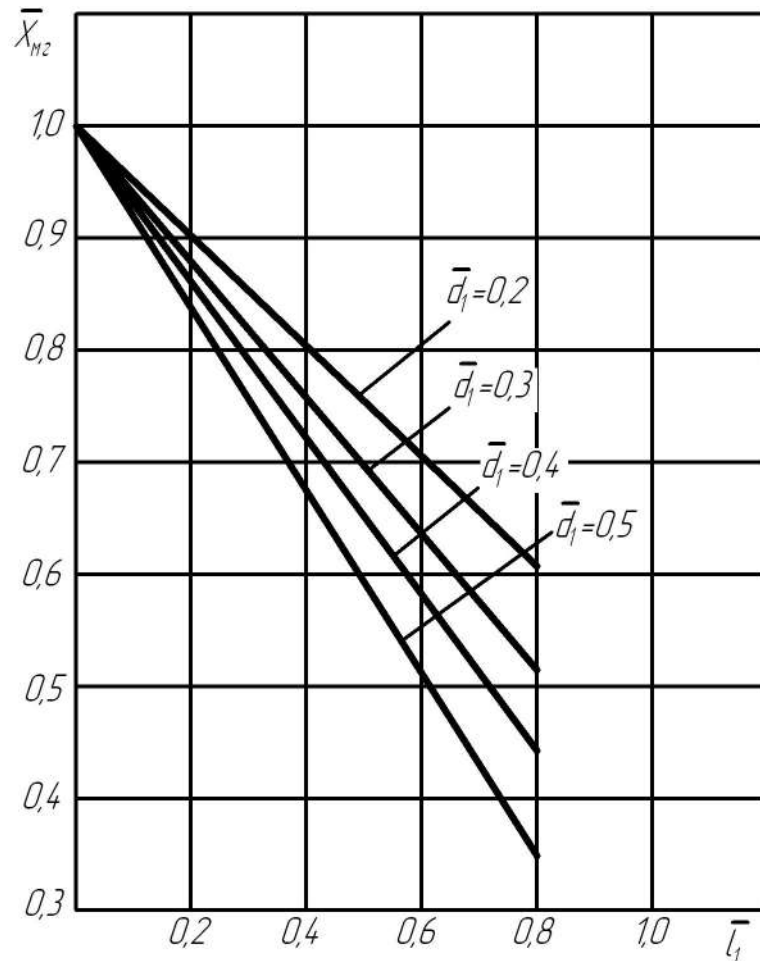


Рис.2.7. Вплив геометричних параметрів мотогондолои газогенератора на сумарний зовнішній опір мотогондолои авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою

Аналіз графіків на рис.2.7 – 2.8 показує, що збільшення відносної довжини газогенератора приводить до зниження зовнішнього опору мотогондолої авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою в порівнянні з аеродинамічним опором ТРДД звичайного компоновання.

При фіксованому значенні сумарної витрати повітря через двигун збільшення ступеня двоконтурності призводить до більш істотного зниження сумарного зовнішнього опору мотогондолої авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою. Це пояснюється перерозподілом аеродинамічного опору між складовими елементами поверхні мотогондолої при зміні основних геометричних параметрів силової установки.

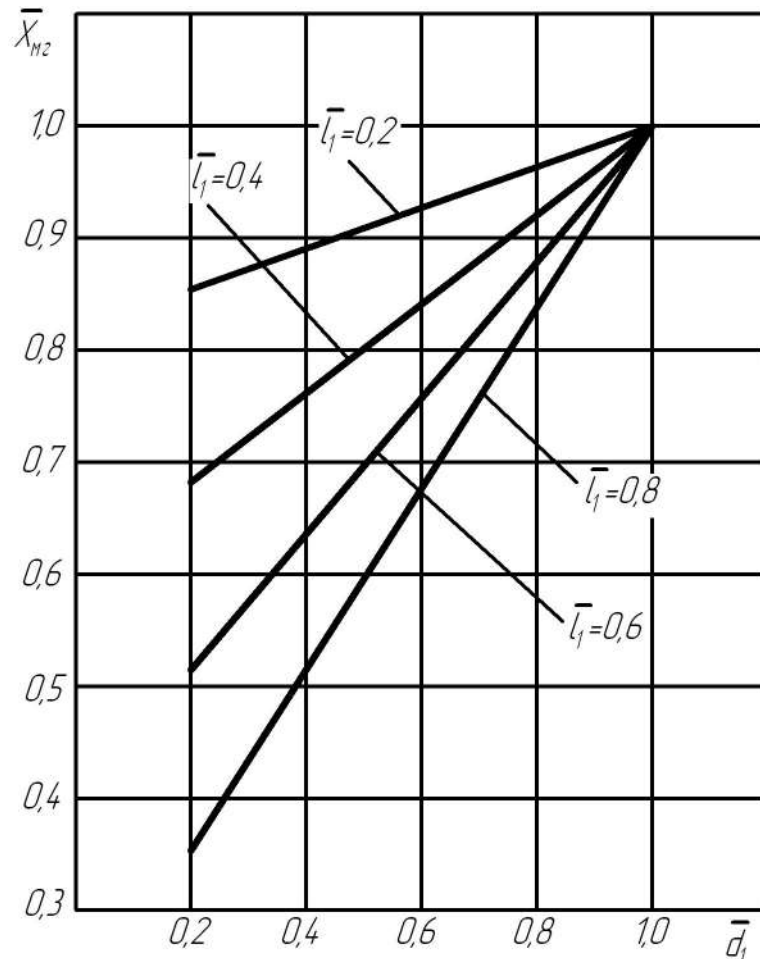


Рис. 2.8. Вплив геометричних параметрів мотогондолої газогенератора на сумарний зовнішній опір мотогондолої авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою

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  $m = 4 \dots 6$  і відносній довжині газогенератора  $\bar{l}_1 = 0,6 \dots 0,8$  зменшення зовнішнього опору ТРТД пропорційно зменшенню площі змочуваної поверхні мотогондоли газогенератора. Відповідно, зовнішній опір мотогондоли ТРТД зменшується в 2...3 рази.

Як показали результати досліджень [21, 38, 50, 106] зовнішній опір авіаційної силової установки з двигунами, встановленими в окремих мотогондолах під крилом або біля фюзеляжу, еквівалентний 2...3% від сумарної тяги авіаційних двигунів на крейсерському режимі польоту.

Тому 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.

Зменшення негативного впливу модуля мотогондоли на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива авіаційного газотурбінного двигуна є актуальною проблемою. Для вирішення цієї проблеми необхідно проведення досліджень щодо визначення оптимальних умов інтеграції параметрів та характеристик газотурбінного двигуна з модулем мотогондоли.

## **Висновки за розділом 2**

1. Запропоновано аеродинамічну компоновку ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки з багатоконтурним турбореактивним двигуном та турбовентиляторною приставкою, що складається з мотогондоли модуля

газогенератора та мотогондоли модуля турбовентиляторної приставки.

2. Результати розрахунково-експериментальних досліджень показали, що зовнішній опір ступінчастої мотогондоли двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою суттєво менший за опір мотогондоли двоконтурного двигуна традиційної компоновки з переднім розташуванням вентилятора. При ступені триконтурності турбовентиляторної приставки  $m = 4 \dots 6$  і відносній довжині модуля газогенератора  $l = 0,6 \dots 0,8$  зовнішній опір силової установки з триконтурним турбореактивним двигуном менший за зовнішній опір силової установки мотогондоли ТРТД традиційної компоновки з переднім розташуванням вентилятора в 2-3 рази.

3. Зменшення зовнішнього аеродинамічного опору силової установки за рахунок заміни двоконтурного двигуна на триконтурний із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки та застосуванням ступінчастої мотогондоли еквівалентно збільшенню ефективної тяги силової установки на 1,5...2,2% при незмінних параметрах робочого процесу і габаритних розмірах силової установки.

4. Запропоновано концепцію інтеграції силової установки з турбовентиляторною приставкою і літального апарату, що ґрунтується на аеротермогазодинамічній інтеграції газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою та ступінчастої мотогондоли силової установки.

### **РОЗДІЛ 3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОТОГОНДОЛ АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ**

#### **3.1. Експериментальна установка і методика проведення досліджень**

Розділ присвячений виконанню експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик мотогондולי двокотурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою в аеродинамічній трубі АТ-1 Державного науково-дослідного інституту авіації. Наведено опис аеродинамічної установки і експериментальних моделей, розроблених в процесі відпрацювання методики експериментів. Надано опис методик і програм проведення експерименту, наведено геометричні характеристики експериментальних моделей. Представлені результати експериментальних досліджень та аналіз отриманих результатів.

Теоретичні основи сучасної газової динаміки авіаційних силових установок закладені Н. Є. Жуковським і С. О. Чаплигиним. Вони визначають сучасні методи аеродинамічних вимірювань в аеродинамічних трубах. Ефективний розвиток теоретичної аеродинаміки завжди вимагає достатнього обсягу коректних експериментальних даних. Основи експериментальної аеродинаміки авіаційних двигунів сформулювали Ф. Ланкастер, Г. Глаурт, С. О. Християнович, П. П. Фарбарів, К. А. Ушаков, С. М. Горлін, І. В. Остославський, Г.Ф. Бураго, Н. А. Закс, К.П. Петров, Ф. П. Курочкін, Х. Драйден, Т. Карман, Р. Пенкхерст, Д. Холдер, і багато інших.

Методи експериментальних досліджень в аеродинамічних трубах засновані на вимірі сил, тисків при різних швидкостях потоку. За принциповою схемою аеродинамічні труби являють собою канали, в яких за допомогою вентилятора створюється штучний повітряний потік. В даний час

експериментальні дослідження в аеродинамічних трубах набули широкого поширення і аеродинамічні труби стали основним апаратом цих досліджень [88].

Сучасні аеродинамічні труби можна розбити на два наступних класи: перший - труби з незамкнутим потоком і другий - труби із замкнутим потоком. За пристроєм робочої частини розрізняють труби із закритою робочою частиною і труби з відкритою робочою частиною. Труби з відкритою робочою частиною часто називаються трубами з вільною струменем, так як робоча частина цих труб не має стінок.

Класичним типом аеродинамічної труби малих швидкостей є труба із закритою робочою частиною (рис.3.1.).

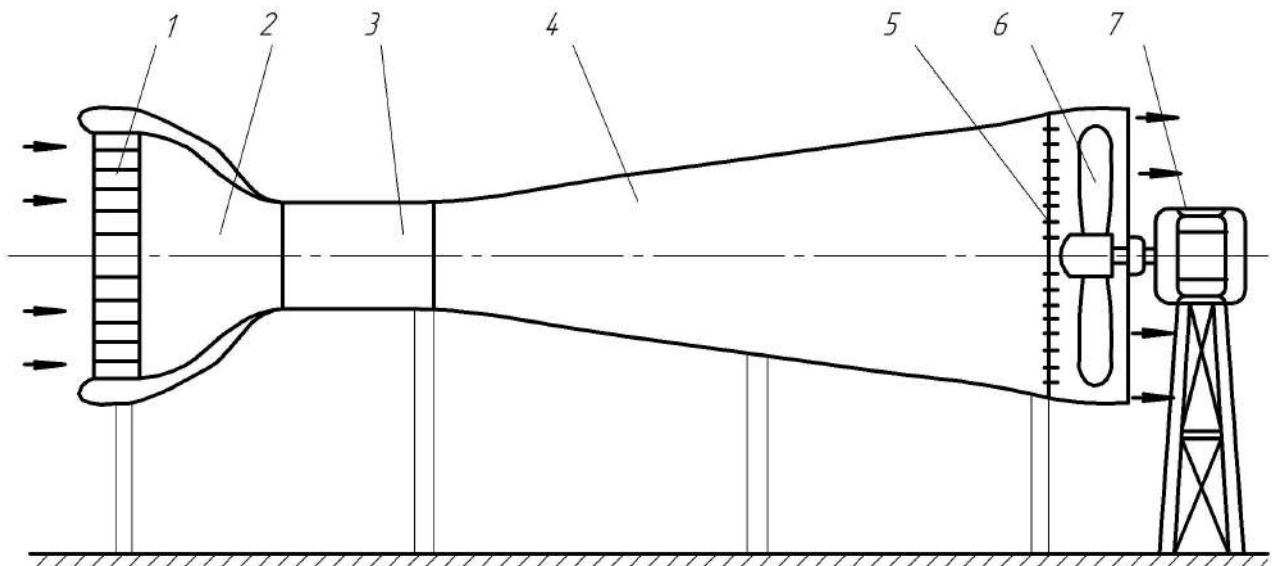


Рис. 3.1 Схема аеродинамічної труби із закритою робочою частиною

У цій трубі, як і в більшості інших труб малих швидкостей, є наступні основні частини: 1 – спрямляюча решітка (хонейкомб), 2 – конфузорний вхідний канал; 3 – робоча частина; 4 – дифузорний канал; 5 – запобіжна сітка; 6 – вентилятор; 7 – електродвигун постійного струму.

Достовірність результатів, отриманих при дослідженнях моделі в аеродинамічній трубі АТ-1, забезпечувалась дотриманням параметрів подібності при проведенні експериментів та узгодженням отриманих

результатів з відомими даними [20, 21, 35, 40, 55, 65, 66, 69, 82, 103, 118, 127, 129, 171, 174, 179, 181, 194].

Результати експериментальних досліджень, що одержані у роботі, дозволяють розрахувати вплив на основні льотно-технічні характеристики літальних апаратів застосування силових установок із турбовентиляторною приставкою.

На рис. 3.2 представлена експериментальна установка для аеродинамічних досліджень моделей мотогондол авіаційних силових установок АТ-1. Робоча частина труби - місце, де кріпиться на аеродинамічних вагах модель випробуваного тіла. До потоку в робочій частині пред'являються особливо серйозні вимоги [1, 8, 29, 40, 45, 49, 55, 56, 65, 66, 69, 83, 93, 94, 95, 99, 102, 109, 114, 115, 127, 136, 193, 194]. При відсутності моделі він повинен бути рівномірним; пульсації і скоси потоку в робочій частині повинні бути зведені до мінімуму. Розміри моделі повинні бути, як правило, менше відповідних розмірів робочої частини, для того щоб границі потоку не впливали на обтікання моделі.

Аеродинамічна труба забезпечена необхідним для досліджень обладнанням, що включає в себе різні насадки статичного і динамічного тиску з координатними пристроями та ін. Установка дозволяє визначати розподілені і сумарні аеродинамічні характеристики моделей літальних апаратів та їх елементів.

Лемніскатна конфузورها ділянка труби, що звужується, перед робочою частиною, необхідна для формування потоку в робочій частині.

Дифузор - ділянка труби за робочою частиною, що розширюється, призначена для зменшення швидкості та підвищення тиску перед вентилятором.



Рис.3.2. Експериментальна установка для аеродинамічних досліджень моделей мотогондол авіаційних силових установок АТ-1

Вентилятор аеродинамічної труби приводиться в обертання електродвигуном постійного струму. Хонейкомб і сітки встановлюються в форкамері аеродинамічної труби перед колектором для вирівнювання потоку і розбиття великих вихорів на дрібні.

Аеродинамічна труба АТ-1 із закритою робочою частиною сконструйована в 1957 році в ЦАГІ ім. М.Є.Жуковського. Аеродинамічна установка АТ-1 складається з наступних основних елементів:

- 1 – лемніскатний вхідний конфузор;
- 2 – хонейкомб;
- 3 – робоча частина;
- 4 – вентилятор;
- 5 – електродвигун;
- 6 – дифузор;
- 7 – аеродинамічні ваги;
- 8 – система вимірювань і реєстрації.

Характеристики аеродинамічної труби АТ-1.

Поздовжня база – 1000 мм;



Поперечна база – 500 мм;

Довжина робочої частини – 1,2 м;

Діапазон зміни швидкостей – 10 ... 50 м / с;

Ступінь початкової турбулентності – 0,8%;

Аеродинамічні ваги – 2-компонентні;

Потужність двигуна – 32кВт.

Аеродинамічна труба дозволяє виконувати аеродинамічні дослідження для визначення розподілених і сумарних аеродинамічних характеристик моделей літальних апаратів та їх елементів. Система вимірювань забезпечена необхідним для досліджень обладнанням, в тому числі різні насадки статичного і динамічного тиску з координатними пристроями.

### **Аеродинамічні ваги КВТ-1**

Найбільш точним і надійним є безпосередній метод вимірювання сил і моментів за допомогою аеродинамічних ваг. Аеродинамічні ваги розрізняються за кількістю вимірюваних ними компонентів результуючої аеродинамічної сили і результуючого аеродинамічного моменту, а також за конструктивною ознакою. За кількістю вимірюваних компонентів ваги підрозділяють на однокомпонентні, двокомпонентні, трикомпонентні, чотирьохкомпонентні і шестикомпонентні. Важливою умовою правильного конструювання багатоконпонентних аеродинамічних ваг є незалежність вимірювань компонентів. На практиці зазвичай користуються трикомпонентними або шестикомпонентними вагами.

Трикомпонентні ваги дозволяють заміряти підйомну силу, лобовий опір і момент тангажа, тобто досить коректно визначають взаємодію моделі мотогондолі силової установки з повітряним середовищем.

Залежно від розташування аеродинамічних ваг їх поділяють на два типи: ваги, що розташовані поза моделлю і робочою частиною (ваги механічного типу), і ваги, розташовані всередині моделі або всередині стійок, що підтримують модель в потоці. Класифікація аеродинамічних ваг за конструктивним принципом, в першу чергу, визначається способом

приєднання моделі до вагової системи і способом відліку вимірюваних величин.

За способом приєднання моделі розрізняють ваги на нитяній підвісці, тобто такі, у яких модель кріпиться до динамометричної системи за допомогою нитей - дротів, тросів, стрічок, які натягуються за допомогою допоміжних вантажів і пружин, і жорсткі, у яких модель кріпиться до динамометру жорсткими стійками або державками. В сучасних аеродинамічних вагах в якості динамометрів використовують найрізноманітніші пристрої. Ці пристрої є в більшості випадків механічними системами, в яких зусилля від моделі передаються за допомогою тяг, балансірів і проміжних важелів до вагових елементів, призначених для безпосереднього вимірювання зусиль.

Опис аеродинамічних ваг КВТ-1.

В аеродинамічній трубі АТ-1 в якості вимірювальної системи сил і моментів використовуються двокомпонентні аеродинамічні ваги КВТ-1 (рис.3.3).



Рис.3.3. Двокомпонентні аеродинамічні ваги КВТ-1

Весь комплекс повністю відповідає вимогам до процесу наукового дослідження.

На рис. 3.4 представлена кінематична схема аеродинамічних ваг АТ-1. Модель мотогондолі кріпиться до підвіски в трьох точках. Пристрій, що підтримує модель, складається з двох передніх стійок, жорстко пов'язаних з плаваючою рамою, і однією задньою тягою, яка кріпиться до повідця механізму зміни кута атаки. Для зменшення опору передня державка укладена в обтічник.

Конструкція ваг допускає зміну поздовжньої (вздовж осі труби) і поперечної бази для кріплення моделей різних форм і розмірів. Механізм зміни кута атаки встановлений на плаваючій рамі і дозволяє змінювати кут атаки в межах  $\alpha = \pm 20^\circ$ .

Плаваюча рама призначена для кріплення підтримуючих пристроїв і для сприйняття діючих на модель сил  $X$  та  $Y$ . Під дією підйомної сили плаваюча рама прагне піднятися вгору і через проміжні важелі відхиляє важіль підйомної сили 2. Для утримання рами в вихідному рівноважному положенні необхідно вантаж 3 пересунути вліво. Переміщення вантажу на одну поділку забезпечує первинну зміну підйомної сили на  $Y = 5\text{Н}$ . Точніше урівноваження проводиться динамометром 1, у якого ціна ділення по лімбу становить  $\Delta Y = 0,05 \text{ Н}$ . Після врівноваження важіль фіксується і вважається підготовленим до виконання відліків.

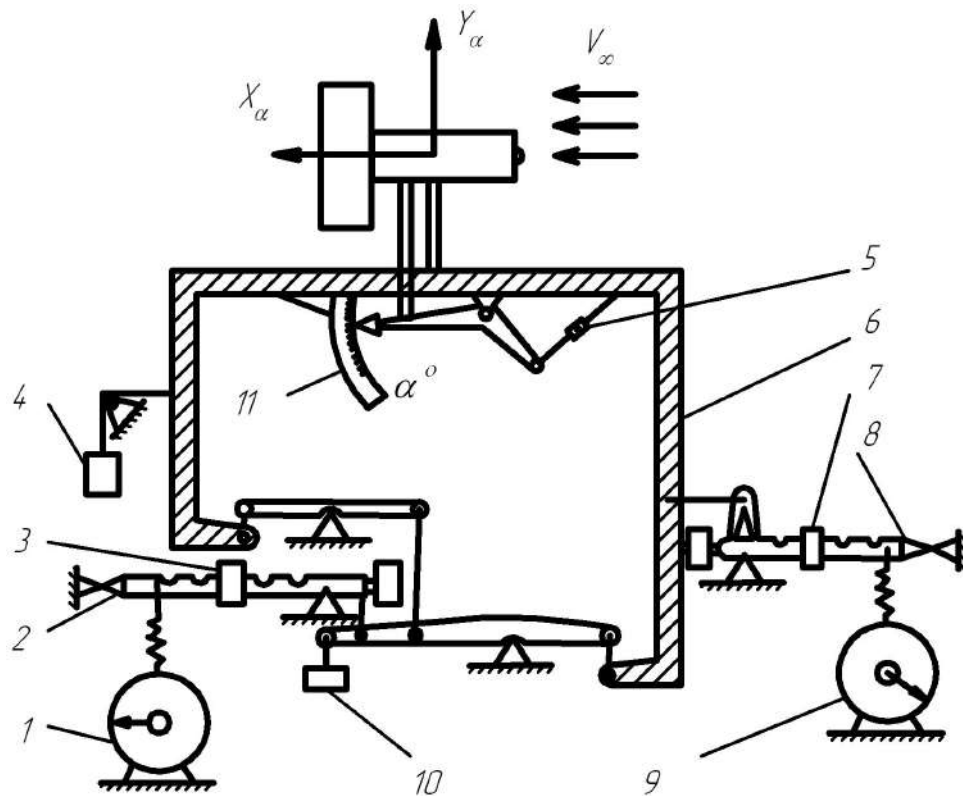


Рис. 3.4. Кінематична схема аеродинамічних ваг АТ-1:

1 – динамометр підйомної сили; 2 – важіль підйомної сили; 3 – вантаж важеля; 4 – контрвантаж; 5 – тендер; 6 – плаваюча рама; 7 – вантаж важеля; 8 – важіль сили лобового опору; 9 – динамометр сили лобового опору; 10 – контрвантаж

Крім зв'язків у вертикальному напрямку плаваюча рама має зв'язок і в горизонтальній площині, що представляє собою систему важелів. Важелі з'єднані з вантажем, що створює попередній натяг в даній системі. Замір сили лобового опору  $X$  здійснюється аналогічно вимірюванню сили  $Y$ .

Під дією сили  $X$  плаваюча рама 6 пересувається вліво і відхиляє ваговий важіль 8. Для утримання рами у вихідному рівноважному положенні необхідно перемістити вантаж 7 на важелі 8 вправо і при необхідності використовувати динамометр 9. Переміщення вантажу на одну поділку відповідає зміні сили лобового опору  $Y$  на 1Н. Ціна поділки на лімбі динамометра 9 становить  $\Delta Y = 0,01\text{Н}$ . Після врівноваження важіль 8 фіксується.

Плечі проміжних важелів підібрані так, що передають підйомну силу  $Y$  до важеля 2 без спотворення незалежно від дії сили  $X$  і поздовжнього моменту досліджуваного об'єкта. Контрвантаж 10 врівноважує вагу рами разом з досліджуваною моделлю і попередньо навантажує ваговий важіль 2. Інший контрвантаж 4 навантажує ваговий важіль 8. Попереднє навантаження вагових важелів забезпечує усунення люфтів у важельній системі ваг.

Аеродинамічна труба і система вимірювань сертифіковані і забезпечують точність вимірюваних параметрів 0,5 ... 1%. Установка моделей мотогондол в робочій частині аеродинамічної труби АТ-1 показано на рис. 3.5 та рис.3.6.



Рис.3.5. Установка моделі мотогондолі в робочій частині аеродинамічної труби АТ-1



Рис.3.6. Установка моделі ступінчастої мотогондолі в робочій частині аеродинамічної труби АТ-1

Матеріал моделей - полістирол. Експериментальна модель конструктивно і за геометричними параметрами ідентична моделям, що застосовуються в експериментальних натурних дослідженнях [69, 88].

#### **Планування експерименту в аеродинамічній трубі**

Результати фізичного моделювання обтікання моделей мотогондол повинні дати матеріали для відповідей на основні питання в проблемі інтеграції мотогондолі авіаційної силової установки і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

1. Оцінка можливостей зниження профільного опору мотогондолі з турбовентиляторною приставкою в порівнянні з мотогондолою двигуна з традиційним розташуванням вентилятора при нульовому куті атаки.

2. Оцінка можливостей зниження аеродинамічного опору мотогондолою з турбовентиляторною приставкою в порівнянні з мотогондолою двигуна з традиційним розташуванням вентилятора при безвідривному обтіканні до кутів атаки до  $20^{\circ}$ .

3. Оцінка можливостей зниження аеродинамічного опору мотогондолою силової установки з турбовентиляторною приставкою при використанні відбору примежового шару з поверхні мотогондолою газогенератора.

Найбільш цікавим, з точки зору інтеграції мотогондолою і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою, є визначення і порівняння аеродинамічного опору мотогондолою силової установки з газотурбінним двигуном традиційної схеми і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

Важливою науковою задачею є дослідження ефективності відбору примежового шару з поверхні мотогондолою газогенератора при різних значеннях чисел Маха, Рейнольдса і різних кутах атаки літального апарату.

Швидкість потоку в аеродинамічній трубі і геометричні параметри моделей визначили діапазон зміни числа Рейнольдса в процесі досліджень  $Re=10^5 \dots 10^6$ . Значення числа Рейнольдса в ході експериментів забезпечували коректність моделювання обтікання циліндричних мотогондол газотурбінних двигунів дозвуковим потоком.

Експериментальні дослідження у дозвуковій аеродинамічній трубі АТ-1 проводяться з метою отримання коефіцієнтів підйомної сили ( $C_y$ ) та лобового опору ( $C_x$ ) моделі мотогондолою газотурбінного двигуна для порівняльного аналізу ефективної тяги авіаційних силових установок звичайної компоновки та компоновки з турбовентиляторною приставкою.

### **Основні характеристики експериментальної установки АТ-1**

Експериментальна установка АТ-1 входить до складу аеродинамічного комплексу ДНДІА на базі дозвукових, надзвукових та гідродинамічної труб, що становить статус національного надбання (розпорядження Кабінету Міністрів України від 28.01.2015 № 59-р). Вона являє собою дозвукову

аеродинамічну трубу розімкнутого типу із закритою робочою частиною розмірами  $0,8 \times 0,8 \times 1,2$  м. Для вирівнювання потоку перед робочою частиною встановлено вирівнювачу решітку (хонейкомб) (рис.3.7). Швидкість потоку в робочій частині складає  $V_{\infty} = 5 \dots 30$  м/с, критичне число Рейнольдса відповідає  $Re_{кр} = 2,1 \cdot 10^5$ .



Рис.3.7 Дозвукова аеродинамічна труба АТ-1

Для проведення експериментальних досліджень аеродинамічна труба АТ-1 обладнана:

автоматичною системою підтримки постійної швидкості течії повітря;

двокомпонентними аеродинамічними вагами КВТ-1 (рис.3.3);

спеціалізованим робочим місцям (рис. 3.8);

оптичним кутоміром;

комплектом спеціалізованих змінних бічних стінок робочої частини труби та інше.



Експериментальна установка забезпечує:

- визначення розподілених і сумарних аеродинамічних характеристик літальних апаратів, повітряних гвинтів, твердих тіл, об'єктів, споруджень;
- визначення характеристик примежового шару, полів збурених швидкостей навколо вільних твердих тіл і при наявності екранів розділу середовищ.



Рис.3.8. Спеціалізоване робоче місце

Експериментальна установка дозволяє:

- досліджувати особливості практичної аеродинаміки ЛА у широкому діапазоні кутів атаки й ковзання;
- отримувати значення коефіцієнтів підйомної сили ( $C_y$ ) та лобового опору ( $C_x$ ) для подальшого їх використання у розрахунках льотно-технічних характеристик ЛА;
- оптимізувати аеродинамічне компонування літальних апаратів та

інших об'єктів.

### **Опис експериментальних моделей для досліджень**

Для експериментальних досліджень були створено моделі мотогондол авіаційної силової установки з переднім розташуванням модуля вентилятора та з заднім розташуванням турбовентиляторної приставки. На рис. 3.9 – 3.11 приведено фотографії розроблених і створених в процесі роботи над дисертацією експериментальних моделей мотогондол авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою.

Для проведення експерименту в аеродинамічній трубі АТ-1 були виготовлені моделі мотогондол з традиційним переднім розташуванням вентилятора (рис.3.10) і моделі ступінчастих мотогондол авіаційних газотурбінних двигунів турбовентиляторною приставкою (рис.3.11 ).



Рис.3.9.Моделі мотогондол для експериментальних досліджень



Рис.3.10. Модель мотогондoli ТРДД с традиційним переднім розташуванням вентилятора

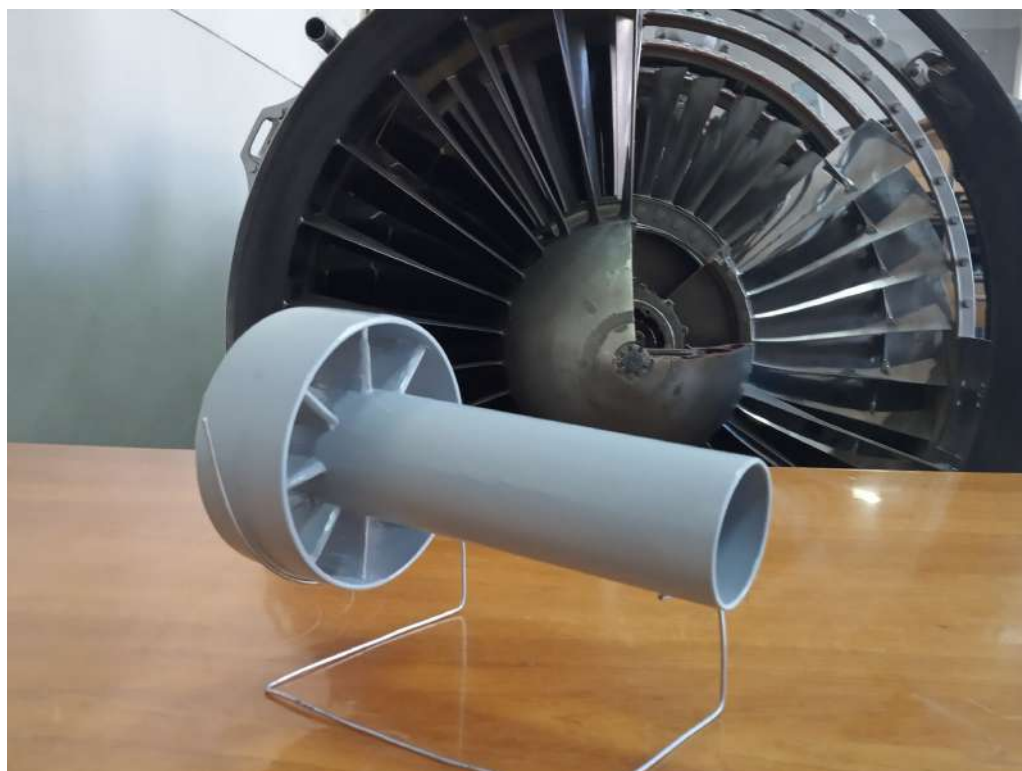


Рис. 3.11 Модель ступінчастої мотогондoli авіаційного двигуна із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки

Поверхня моделі відповідає вимогам [88], для моделей що досліджуються в аеродинамічних трубах. У таблиці 3.1 наведено основні геометричні характеристики моделі.

Таблиця 3.1 – Геометричні характеристики моделей мотогондол

Назва об'єкту дослідження	Значення
Модель ступінчастої мотогондолої	
Загальна довжина $l_0$ , мм	200
Довжина модуля мотогондолої газогенератора $l_1$ , мм	160,0; 120,0; 80,0;
Довжина модуля мотогондолої турбовентиляторної приставки $l_2$ , мм	40,0; 80,0; 120,0;
Діаметр модуля мотогондолої газогенератора $d_1$ , мм	50,0
Діаметр модуля мотогондолої турбовентиляторної приставки $d_2$ , мм	150,0
Відносні параметри	
Відносна довжина мотогондолої газогенератора, $\bar{l}_1 = l_1/l_0$	0,4;0,6;0,8

Схеми і основні геометричні параметри моделей мотогондол авіаційних силових установок, що порівнюються, приведено на рис. 3.12.

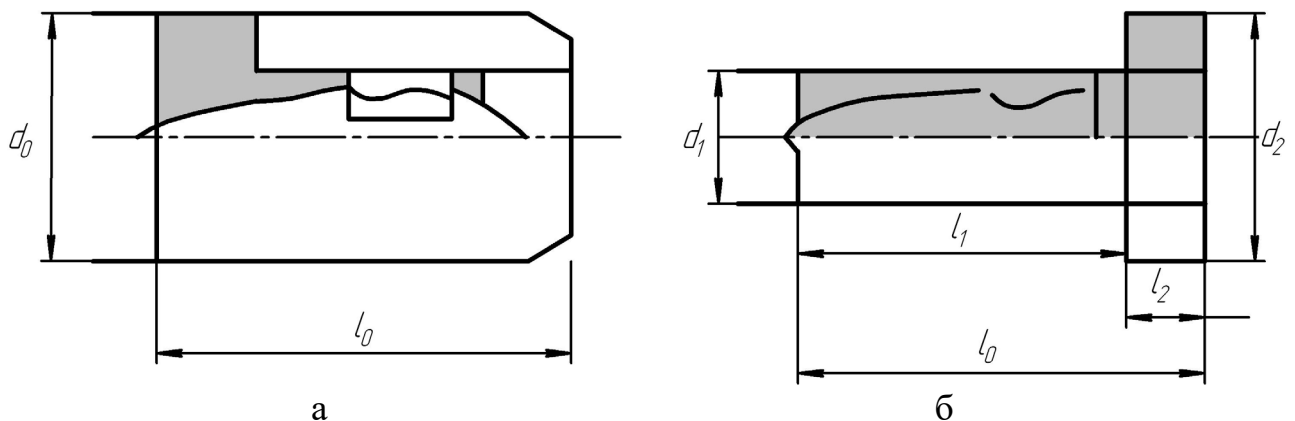


Рис.3.12. Схеми і основні геометричні параметри мотогондол силових установок:

а – ТРДД; б – ТРТД

Моделі виготовлено із твердого полістиролу. Вузли кріплення моделі на державці аеродинамічних ваг встановлені у нижній частині мотогондолої в

районі можливого положення центра мас.

Предмет дослідження – коефіцієнти підйомної сили ( $C_y$ ) та лобового опору ( $C_x$ ) моделей мотогондолі з переднім розташуванням вентилятора та заднім розташуванням турбовентиляторної приставки.

### **Програма та умови проведення експерименту**

Програма експерименту передбачає визначення для моделі безрозмірних коефіцієнтів сил, приведення їх до натурних умов і отримання таких залежностей:

коефіцієнту підйомної сили від кута атаки –  $C_y = f(\alpha)$ ;

коефіцієнту лобового опору від кута атаки –  $C_x = f(\alpha)$ ;

Під час проведення експерименту на підставі програми досліджень змінювалися кути атаки  $\alpha$ . Експеримент проводився шестиразово, показання ваг оброблялися на ЕОМ з видачею розрахованих аеродинамічних параметрів.

Дослідження проводилися в аеродинамічній трубці АТ-1 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 мотогондолі  $l_o = 200$  мм.

На початку експериментів було отримано значення підйомної сили та лобового опору державки моделі на кутах атаки від  $-2^\circ$  до  $14^\circ$  при швидкості потоку повітря 24 м/с. Модель встановлюється в робочій частині АТ-1 та визначаються її аеродинамічні характеристики згідно з послідовністю, що передбачена програмою дослідження.

Отримані характеристики підйомної сили і лобового опору підтримуючого пристрою наведено на графіках (рис. 3.13 та 3.14.).

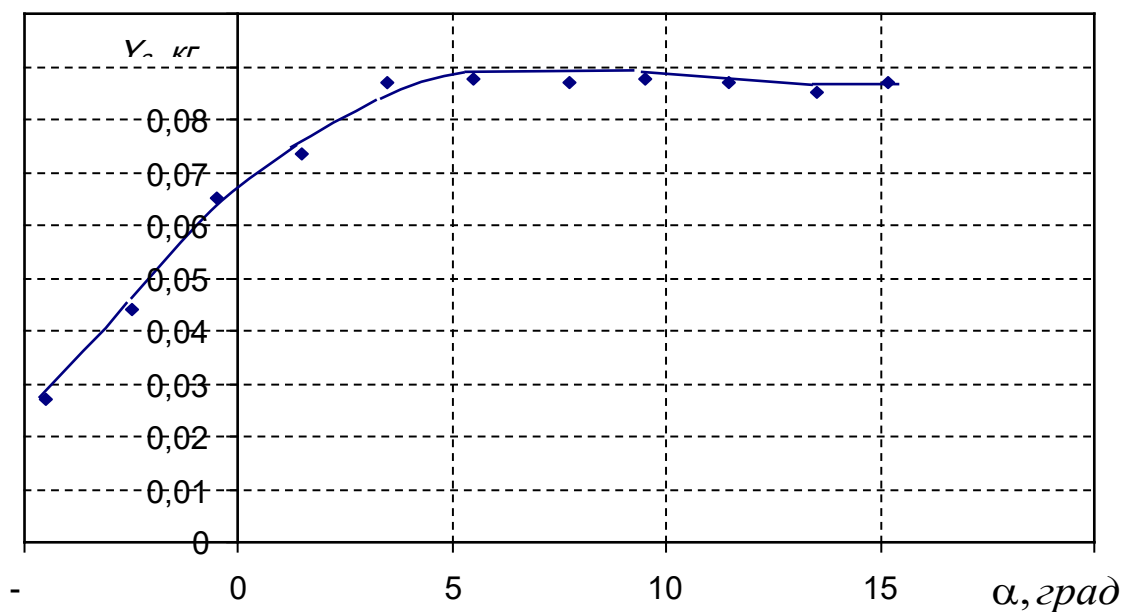


Рис. 3.13. Характеристика підйомної сили підтримуючого пристрою

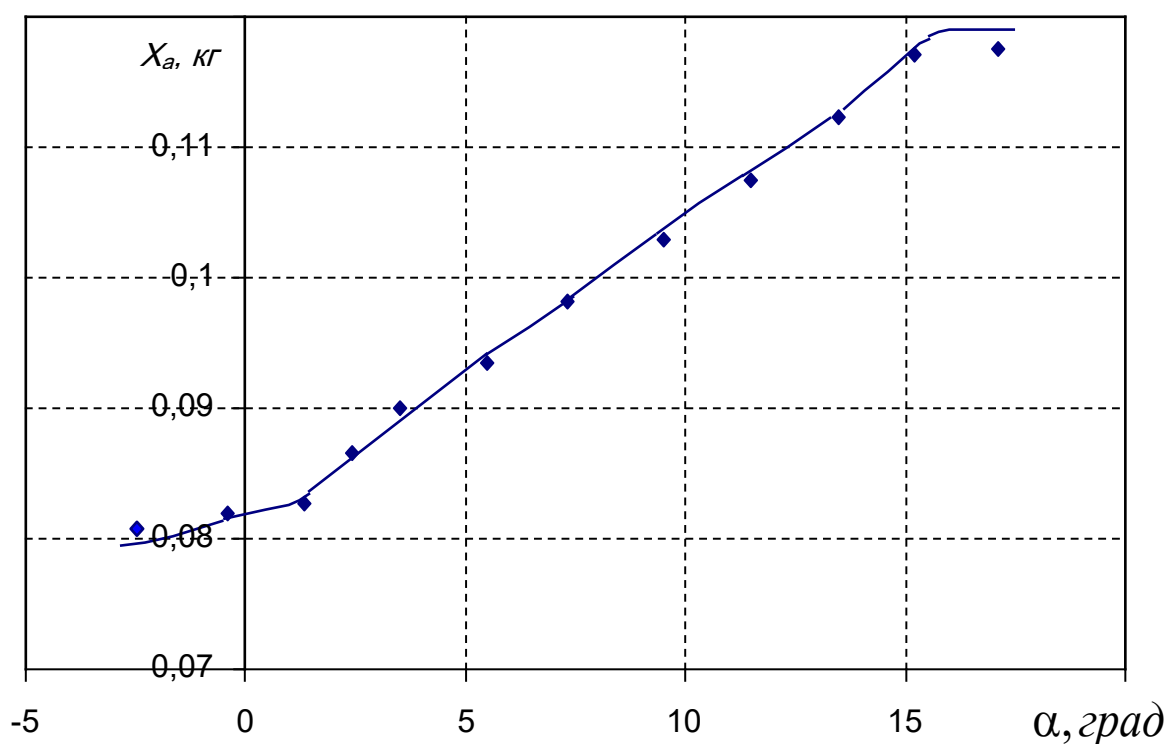


Рис.3.14. Характеристики лобового опору підтримуючого пристрою

Кожний експеримент проводиться шестиразово. Показання вагів усереднюються з урахуванням величини підйомної сили і лобового опору

підтримуючого пристрою та обробляються на ПЕОМ. Коефіцієнти  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  обчислюють у швидкісній системі координат.

Після проведення кожної серії експериментів враховуються поправки і похибки при вимірюваннях згідно методик [59, 69, 88, 92] і результати випробувань приводяться до натурних умов польоту.

### **Урахування поправок і похибок при вимірюваннях аеродинамічних сил**

При визначенні коефіцієнту лобового опору моделі  $C_x$ , було розраховано поправки, які враховують загромадження робочої частини аеродинамічної труби моделлю ( $\varepsilon_m$ ) та супутнім струменем ( $\varepsilon_{стр}$ ).

Названі поправки для моделі у закритій круглій робочій частині труби визначено за формулами:

$$\varepsilon_m = 1,356\lambda \left(\frac{c}{d}\right)^2,$$

$$\varepsilon_{стр} = 0,321 \frac{b}{d} c_x,$$

де  $\lambda = 3,5$  – коефіцієнт, що залежить від геометрії мотогондоли;  $d$  – діаметр робочої частини труби;  $c$  – товщина стінки моделі;  $l$  – довжина мотогондоли;  $C_x$  – коефіцієнт лобового опору моделі у діапазоні швидкостей  $V_{\square} = 23 \dots 25$  м/с.

При непрямому вимірюванні коефіцієнту  $C_x$  було визначено систематичні похибки, які пов'язані із: неточністю початкового встановлення окремих елементів системи розкладання сил; переміщенням та деформацією ланок терезів під дією змінних навантажень і тисків; похибками передаточних відношень важільних ланок; деформацій підтримуючого пристрою моделі. Ці похибки вимірювань були враховані при тарюванні аеродинамічних терезів КВТ-1 (рис. 3.4).

За результатами тарювання ваг визначалася середня квадратична похибка одиночного вимірювання зусилля, яка характеризує точність терезів

у каналі лобового опору

$$\sigma_m = \pm \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n v_i^2}{n-2}},$$

де  $v_i = U_i - kX_i$  – остаточні похибки вимірювання, що визначені з тарировочного графіка;  $n$  – кількість навантажень ( $n = 3 \dots 5$ ). Розрахунок величини похибки кутового коефіцієнта  $k$  виконувався за допомогою виразу

$$\sigma_k = \pm \frac{6\sigma_m}{X_{\max} - X_0} \frac{1}{\sqrt{3p}},$$

де  $p$  – кількість експериментальних точок тарирування ( $p = 18$ ).

Порядок розрахунків похибок оснований на припущенні про нормальний закон їхнього розподілу, коли систематичні похибки вже враховані при тарируваннях приладів.

*Похибки прямих багаторазових вимірювань* зусилля, що еквівалентне навантаженню на аеродинамічні терези, оцінювалися відповідно до описаної нижче послідовності.

За результатами експерименту обчислювалося середнє значення вимірюваного терезами зусилля

$$\bar{P} = \frac{\sum_{i=1}^n P_i}{n},$$

де  $n$  – кількість вимірювань ( $n = 3 \dots 5$ ).

Визначалося стандартне відхилення результатів окремих вимірювань від середнього

$$\Delta P_i = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (P_i - \bar{P})^2}{n-1}}.$$



Відкидалися вимірювання, у яких відхилення результатів від середнього значення перевищували потроєне стандартне відхилення  $P_i = 3\Delta P_i$ , та знову повторювалися розрахунки середнього значення і стандартного відхилення від середнього.

Середнє квадратичне відхилення остаточного результату оцінювалося за формулою

$$\Delta S_{\bar{P}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (P_i - \bar{P})^2}{n(n-1)}}.$$

Після завдання довірчої ймовірності ( $\beta = 0,95$ ) визначався коефіцієнт Стьюдента  $t_{\beta}(n)$  і обчислювалися границі довірчого інтервалу випадкової похибки  $\Delta P_{\text{вин}} = t_{0,95}(n)\Delta S_{\bar{P}}$ .

Для визначення повної похибки остаточного результату  $\Delta P$  враховувалася приладова похибка  $\sigma_p$  і похибка кутового коефіцієнта тарування  $\sigma_k$ :

$$\Delta P = \sqrt{(\Delta P_{\text{вин}})^2 + (\sigma_p)^2 + (\sigma_k)^2}.$$

Повна похибка використовувалася при оцінюванні похибок непрямих вимірювань коефіцієнта сили лобового опору  $C_x$ .

Похибки непрямих вимірювань розраховуються на основі знайдених похибок попередніх прямих вимірювань.

При виконанні вагових експериментів величина коефіцієнту сили лобового опору  $C_x$  визначалася непрямыми вимірюваннями за результатами серій вимірювань зусилля  $P$  у каналі лобового опору.

За аналогічною методикою визначалися значення коефіцієнтів підйомної сили моделі.

Максимальні відносні похибки серед усіх вимірювань коефіцієнтів сили лобового опору  $C_x$  та підйомної сили  $C_y$ , які визначені за виразами  $\varepsilon_m = \Delta c_x / \bar{c}_x$  та  $\varepsilon_m = \Delta c_y / \bar{c}_y$  дорівнюють  $\varepsilon_m = \pm 4,6\%$ , що є припустимим при виконанні вагових експериментів в аеродинамічних трубах.

### **Проведення експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик мотогондол в аеродинамічній трубі АТ-1**

Експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик проводилися на експериментально-дослідній базі Державного науково-дослідного інституту авіації, а саме на аеродинамічній установці АТ-1.

Метою досліджень є вимірювання підйомної сили та лобового опору моделі мотогондол та визначення аеродинамічних коефіцієнтів цих сил для натурних умов. Попередня оцінка зміни аеродинамічних характеристик була виконана за наступною методикою.

Для дослідження було взято для моделі з геометричними характеристиками які означені в Табл 3.1.

Отримані значення коефіцієнтів лобового опору моделі під час експериментів в аеродинамічній трубі АТ-1 приводяться до натурних умов шляхом врахування таких поправок:

- на зміну коефіцієнтів опору тертя;
- на опір виробничих нерівностей та дрібних деталей, що виступають;
- на зміну коефіцієнта опору із-за специфіки моделі.

Поправки до коефіцієнтів опору тертя виникають в результаті наявності різниці у числах  $Re$  моделі в аеродинамічній трубі та реальної мотогондолі у польоті. На висоті  $H = 11$  км для ряду заданих чисел  $M$  поправки визначаються за формулою

$$\Delta c_{x_{нат}} = c_{x_{тр.нат}} - c_{x_{тр.мод}} = -f_{Re} c_{F_{11}} k_c \frac{S_{ом}}{S}; \quad (3.13)$$

де  $f_{Re} = \left(\frac{Re_{nam}}{Re_{mod}}\right)^{1/6} - 1$  – є функцією відношення чисел Рейнольдса моделі мотогондולי в аеродинамічній трубці ( $Re_{mod}$ ) та мотогондולי силової установки літального апарату в польоті ( $Re_{nam}$ ) на висоті  $H = 11$  км ( $Re_{nam} = 7,57 \cdot 10^6$ );  $c_{F11}$  – середній коефіцієнт опору турбулентного тертя пластини на висоті  $H = 11$  км;  $k_c$  – множник, що враховує товщину елементів мотогондולי та обчислюється за формулою:

$$k_c \approx 1 + 8,5 \frac{\bar{c}}{S_{om} / S}, \quad (3.14)$$

де  $\bar{c}$  – середня відносна товщина мотогондולי;  $S_{om}$  – площа поверхні мотогондולי, що омивається потоком;  $S$  – площа поверхні мотогондולי з урахуванням площі пілонів або вузлів кріплення до фюзеляжу або крила літального апарату.

У якості характерного лінійного розміру береться довжина еквівалентного циліндру  $l_{екв} = S_{plan} / l$  (де  $S_{plan}$  – площа поверхні мотогондולי, що омивається потоком, площа планової проекції;  $l$  – довжина окружності мотогондולי).

Поправка  $\Delta c_{x_{нам}}$  додається до коефіцієнту опору моделі, геометрично подібної натурному варіанту мотогондולי.

В подальшому здійснюється перерахунок поправок коефіцієнту опору тертя від висоти  $H = 11$  км до іншої висоти за формулою:

$$\Delta c_{x_{mp}}(H) = c_{x_{mp}}(H) - c_{x_{mp}}(H = 11 \text{ км}) = \Delta f_H c_F k_c \frac{S_{om}}{S}, \quad (3.15)$$

де  $\Delta f_H = f_H - 1$  – функція висоти польоту.

Поправки  $\Delta c_{x_{mp}}(H)$  додаються до коефіцієнта опору ЛА, який

розраховано для висоти польоту  $H = 11$  км.

Розрахунок приросту коефіцієнта опору моделі, який обумовлений виробничими нерівностями та дрібними деталями, що виступають у потік, здійснюється за статистичними даними. Для розрахунків використовуються графіки, які обчислені при припущенні, що висоти виробничих нерівностей однакові за всією поверхнею моделі.

Для кількості та висоти виступів нерівностей і деталей, які відповідають середньому рівню стану зовнішньої поверхні, приросту коефіцієнта опору моделі при нульовій піднімальній силі може бути визначено в залежності від умов польоту ( $H$ ,  $M$ ) та відношення площі, яка омивається потоком до площі поверхні мотогондолі  $S_{om} / S$  за формулою:

$$\Delta c_{x_{н.д}} = \Delta c'_{x_{н.д}} \frac{S_{om} / S}{4} k_s, \quad (3.16)$$

де  $\Delta c'_{x_{н.д}}$  – прирост коефіцієнта опору, який обумовлено усіма видами нерівностей;  $k_s = 1 - 0,0375 \operatorname{tg}(S/50)$  – функція площі моделі мотогондолі.

Розрахована величина приросту коефіцієнта опору моделі мотогондолі додається до коефіцієнта опору моделі із умовно гладкою аеродинамічною поверхнею.

### **3.2. Узагальнення і аналіз результатів експериментальних досліджень**

Дослідження аеродинамічних характеристик моделей було виконано з метою визначення вірогідності результатів, що можуть бути отримані при проведенні експериментів в аеродинамічній трубі. Результати досліджень моделей порівнювались із аеродинамічними характеристиками мотогондол реальних силових установок.

Підсумкові результати експериментальних досліджень представлені у

вигляді залежностей коефіцієнту підйомної сили та коефіцієнта лобового опору від кута атаки  $C_{ya} = f(\alpha)$ ,  $C_{xa} = f(\alpha)$  відповідно для досліджених моделей мотогондол на рис. 3.15 та рис. 3.16. На рис. 3.15 наведено залежності коефіцієнту підйомної сили від кута атаки  $C_{ya} = f(\alpha)$  для досліджених моделей мотогондол.

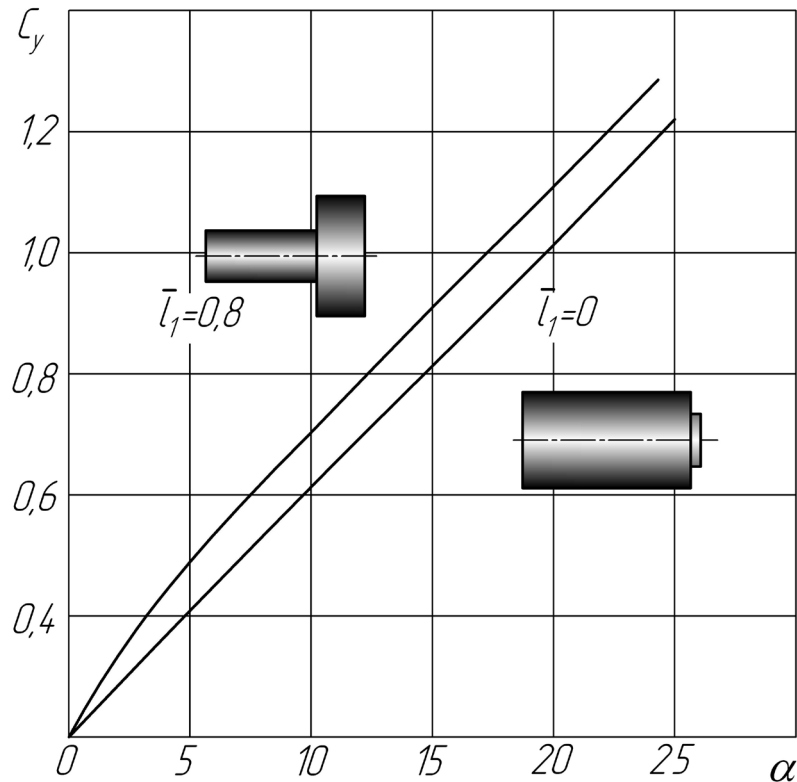


Рис.3.15. Залежність  $C_{ya} = f(\alpha)$  від кута атаки для моделей досліджених мотогондол

На рис. 3.16 наведено залежності коефіцієнта лобового опору від кута атаки  $C_{xa} = f(\alpha)$  для досліджених моделей мотогондол.

Аналіз графіків на рис.3.15 та рис. 3.16 показує, що при кутах атаки силової установки в діапазоні від  $\alpha = 0^\circ$  до  $\alpha = 20^\circ$  значення коефіцієнту зовнішнього опору ступінчастої мотогондолі триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності  $m = 5$ ) менше на 1...10 % у порівнянні зі значеннями коефіцієнту зовнішнього опору мотогондолі двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки.

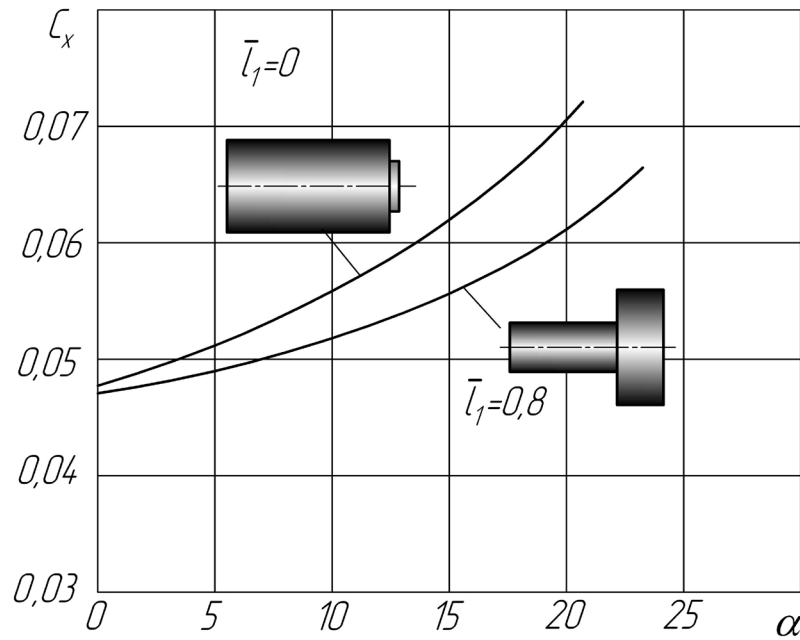


Рис.3.16. Залежність коефіцієнту лобового опору  $C_{xa}$  від кута атаки

Значення коефіцієнту підйомної сили ступінчастої мотогондолої триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності  $m = 5$ ) більше на 5...10 % у порівнянні зі значеннями коефіцієнту підйомної сили мотогондолої двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки.

Достовірність результатів, отриманих при дослідженнях моделі в аеродинамічній трубі АТ-1, забезпечувалась дотриманням параметрів подібності при проведенні експериментів та узгодженням отриманих результатів з відомими даними [49, 173, 174, 179].

Результати фізичного моделювання обтікання моделей мотогондол повинні дати матеріали для відповідей на основні питання в проблемі інтеграції мотогондолої авіаційної силової установки і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

1. Оцінка можливостей зниження профільного опору мотогондолої з турбовентиляторною приставкою в порівнянні з мотогондолою двигуна з традиційним розташуванням вентилятора при нульовому куті атаки.

2. Оцінка можливостей зниження аеродинамічного опору мотогондолої з

турбовентиляторною приставкою в порівнянні з мотогондолою двигуна з традиційним розташуванням вентилятора при безвідривному обтіканні до кутів атаки до  $20^{\circ}$ .

3. Оцінка можливостей зниження аеродинамічного опору мотогондолою силової установки з турбовентиляторною приставкою при використанні відбору примежового шару з поверхні мотогондолою газогенератора.

Найбільш цікавим, з точки зору інтеграції мотогондолою і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою, є визначення і порівняння аеродинамічного опору мотогондолою силової установки з газотурбінним двигуном традиційної схеми і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

Швидкість потоку в аеродинамічній трубі і геометричні параметри моделей визначили діапазон зміни числа Рейнольдса в процесі досліджень  $Re=10^5 \dots 10^6$ . Значення числа Рейнольдса в ході експериментів забезпечували коректність моделювання обтікання циліндричних мотогондол газотурбінних двигунів дозвуковим потоком.

Аеродинамічні характеристики експериментальних моделей показують, що профільний опір мотогондол з турбовентиляторною приставкою істотно менше в порівнянні з опором мотогондол двоконтурних двигунів традиційної компоновки при нульовому куті атаки.

При кутах атаки літального апарату до  $20^{\circ}$  аеродинамічний опір мотогондолою з турбовентиляторною приставкою істотно менше в порівнянні з мотогондолою двигуна з традиційним розташуванням вентилятора при безвідривному обтіканні.

Аеродинамічний зовнішній опір мотогондолою авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою розраховувався за таких умов.

Профільний опір мотогондолою авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою  $X_{\text{мг}}$  визначається профільним опором мотогондолою модуля газогенератора  $X_{\text{гг}}$  і профільним опором модуля турбовентиляторної приставки  $X_{\text{твп}}$

$$X_{\text{мг}} = X_{\text{твп}} + X_{\text{твп}}.$$

В даному дослідженні сумарний опір мотогондолои силової установки визначався без урахування інтерференції несучих поверхонь крила, фюзеляжу, пілонів кріплення двигунів з мотогондолою силової установки як задача в'язкого обтікання тіла обертання.

$$X_{\text{мг}} = C_{X_{\text{мг}}} \cdot \frac{\rho V^2}{2} S_{\Sigma},$$

де  $C_{X_{\text{мг}}}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондолои силової установки;  $S_{\Sigma} = S_{\text{гг}} + S_{\text{твп}}$  сумарна площа змочуваної поверхні циліндричної мотогондолои силової установки;  $S_{\text{гг}}$  - площа змочуваної поверхні циліндричної мотогондолои модуля газогенератора;  $S_{\text{твп}}$  – площа змочуваної поверхні циліндричної мотогондолои модуля турбовентиляторної приставки.

Профільний опір мотогондолои модуля газогенератора без урахування інтерференції з крилом, фюзеляжем, пілоном кріплення двигуна і мотогондолою модуля турбовентиляторної приставки визначається формулою:

$$X_{\text{гг}} = C_{X_{\text{гг}}} \cdot \frac{\rho V^2}{2} S'_{\text{гг}}$$

де  $C_{X_{\text{гг}}}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондолои модуля газогенератора;  $S'_{\text{гг}}$  – площа змочуваної поверхні мотогондолои модуля газогенератора.

Профільний опір мотогондолои модуля турбовентиляторної приставки без урахування інтерференції з крилом, фюзеляжем, пілонами кріплення двигуна і мотогондолою модуля газогенератора визначається за формулою:

$$X_{\text{гг}} = C_{X_{\text{гг}}} \cdot \frac{\rho V^2}{2} S'_{\text{гг}},$$



де  $C_{x_{твп}}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондолої модуля турбовентиляторної приставки;  $S_{твп}$  – площа змочуваної поверхні мотогондолої модуля турбовентиляторної приставки.

Значення коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондолої модуля газогенератора і мотогондолої модуля турбовентиляторної приставки визначалися на основі порівняння результатів експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик вісесиметричних тіл, виконаних в інших наукових установах, з результатами наукових досліджень автора.

На рис.3.17 та рис.3.18 показано вплив на коефіцієнт сумарного профільного опору та коефіцієнт тертя циліндричних мотогондол в залежності від числа Рейнольдса, отриманих за результатами експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик вісесиметричних тіл, виконаних в ЦАГІ [173, 174].

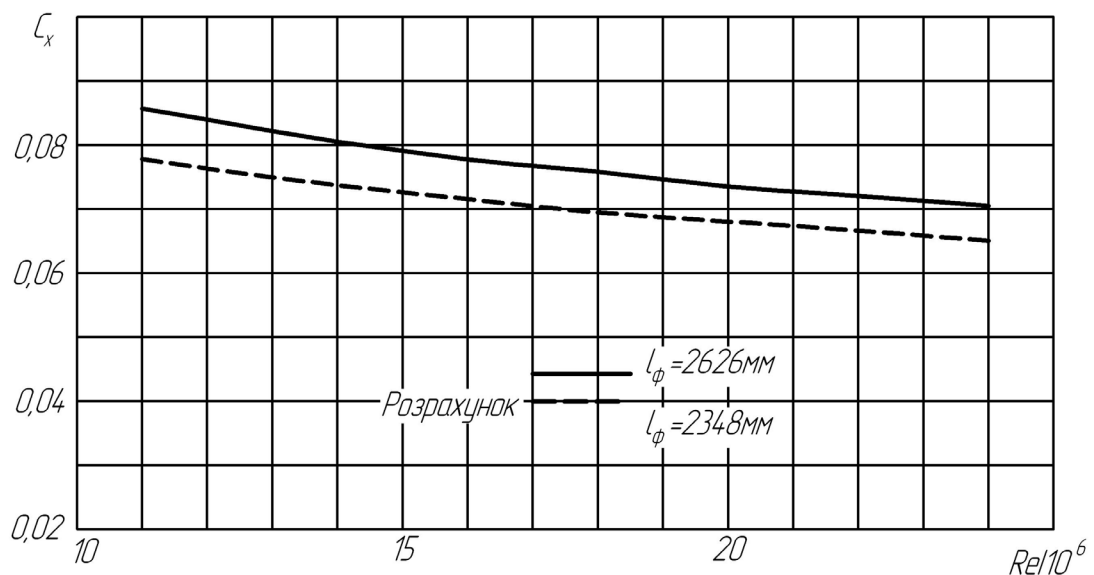


Рис.3.17. Залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол в залежності від числа Рейнольдса

На рис.3.19 показано залежності коефіцієнта сумарного профільного опору моделей циліндричних мотогондол в залежності від числа Рейнольдса, які отримано в результаті експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі АТ-1.

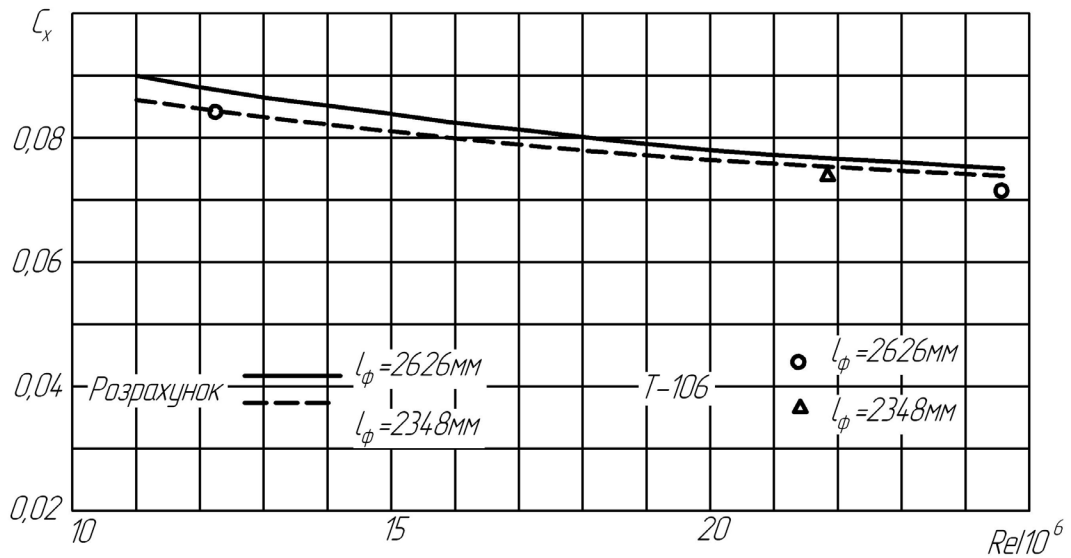


Рис.3.18. Залежності коефіцієнту тертя циліндричних мотогондол в залежності від числа Рейнольдса

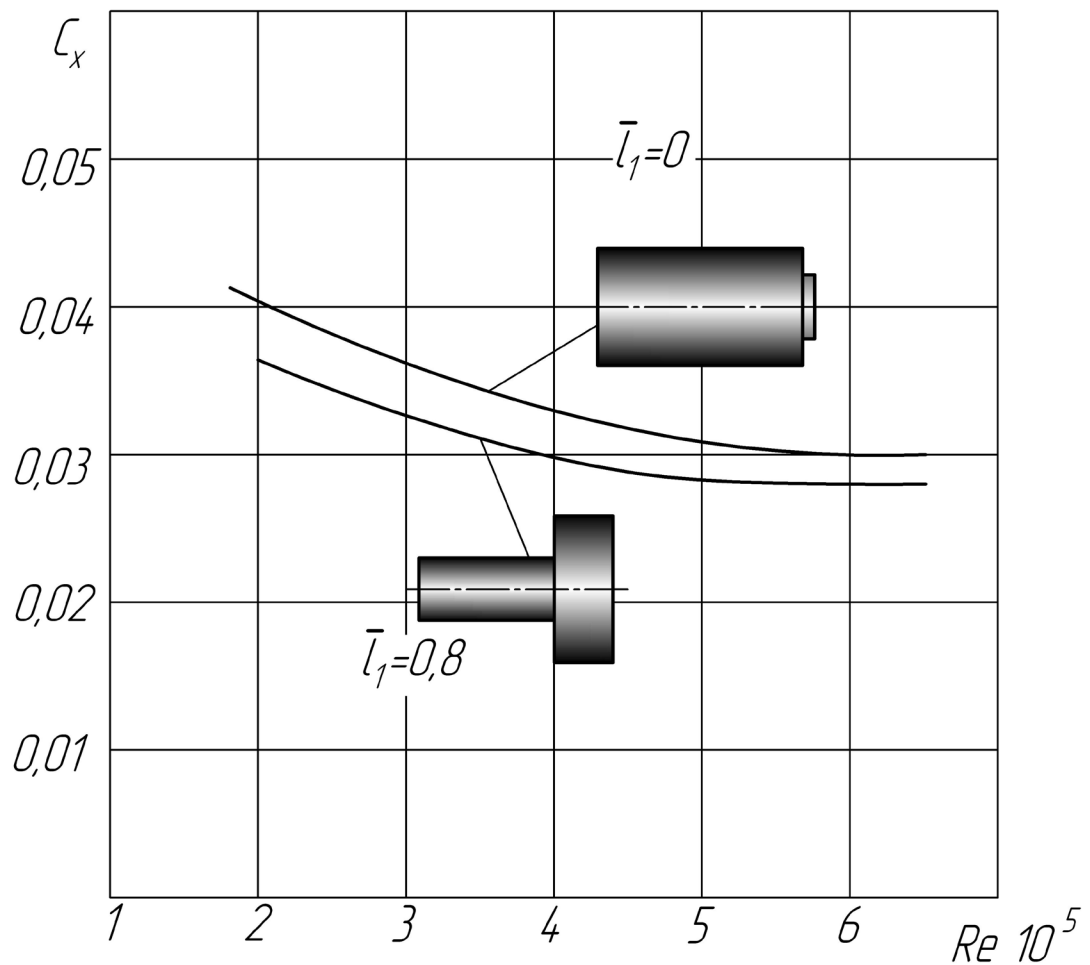


Рис.3.19. Залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол в залежності від числа Рейнольдса

Аналіз графіків на рис. 3.20 показує, що при нульовому куті атаки силової установки значення коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондолої триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності  $m = 5$ ) зменшується у порівнянні зі значеннями коефіцієнту зовнішнього опору мотогондолої двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки (зі ступенем триконтурності  $m = 5$ ) на 8...12% у всьому дослідженому діапазоні чисел Рейнольдса.

Співставлення цих залежностей показує, що опором, обумовленим дією сил тиску на зовнішню поверхню мотогондолої, можна нехтувати під час порівняння аеродинамічних характеристик мотогондол ТРДД традиційного компонування та мотогондол силових установок з турбовентиляторною приставкою.

На рис.3.20 показано залежності коефіцієнта сумарного профільного опору моделей циліндричних мотогондол в залежності від числа Маха, які отримано в результаті експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі АТ-1.

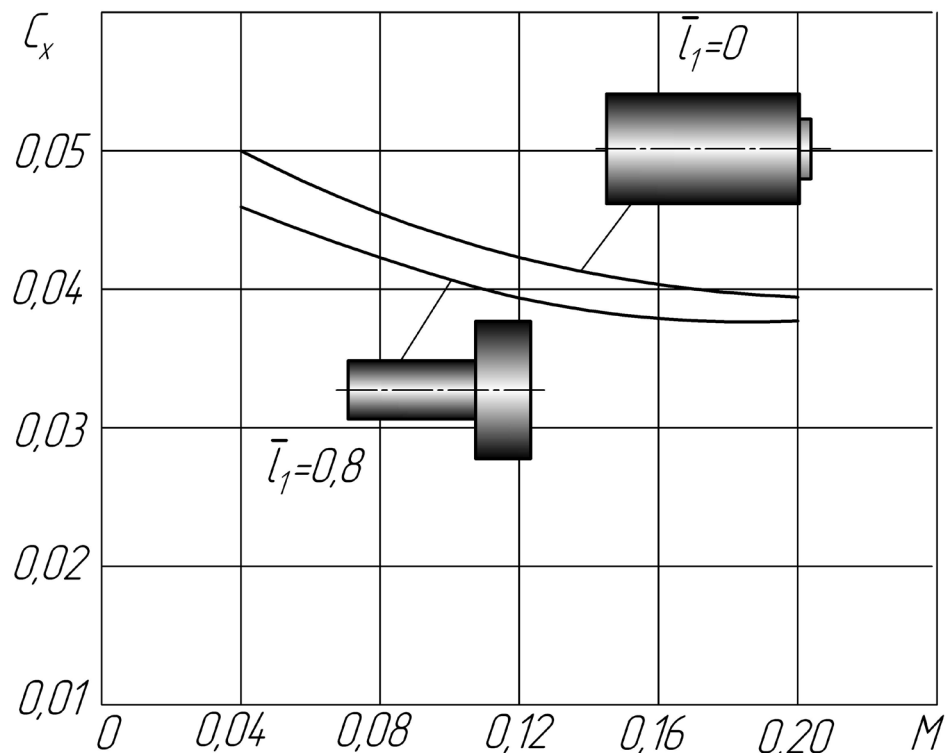


Рис.3.20. Залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол в залежності від числа Маха

Аналіз результатів досліджень показав, що при нульовому куті атаки силової установки значення коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності  $m=5$ ) зменшується 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.

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  $\alpha=0^\circ$  до  $\alpha=20^\circ$  призводить до збільшення зовнішнього опору циліндричної 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  $\alpha=0^\circ$  до  $\alpha=20^\circ$  призводить 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.

Результати експериментального дослідження показали, що при використанні в авіаційних силових установках триконтурних газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою можна очікувати істотне зниження профільного опору авіаційної силової установки в порівнянні з мотогондолю двигуна з традиційним розташуванням вентилятора при нульовому куті атаки.

У той же час, примежовий шар, який формується на поверхні газогенераторного контуру перед входом у вентиляторний контур турбовентиляторної приставки, призводить до зменшення площі «живого перетину» на вході у вентиляторний контур турбовентиляторної приставки на величину, пропорційну товщині витіснення примежового шару у вхідному перетині турбовентиляторної приставки, що призводить до зменшення витрати повітря через вентиляторний контур і, відповідно, зменшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру.

Як показали результати досліджень в ЦАГІ [173-180] при довжині мотогондолі газогенератора  $l_1 = 2600$  мм примежовий шар, який формується на поверхні мотогондолі газогенератора, призводить до зменшення витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки. Залежно від ступеня триконтурності двигуна зменшення витрати повітря може становити 0,2 ... 0,3%. Відповідно, внутрішня тяга вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки буде зменшуватися на 0,2 ... 0,3%.

Використання турбовентиляторної приставки призводить до зміни ефективної тяги авіаційної силової установки внаслідок протилежного впливу двох факторів.

- Зменшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки внаслідок зменшення витрати повітря через вентиляторний контур на величину, пропорційну товщині витіснення примежового шару на поверхні мотогондолі модуля газогенератора.

- Зменшення зовнішнього аеродинамічного опору силової установки за рахунок зменшення площі змочуваної поверхні мотогондоли газогенератора в порівнянні з площею змочуваної поверхні мотогондоли вихідного двоконтурного двигуна.

Як показали результати досліджень [113] зовнішній опір авіаційної силової установки з двигунами, встановленими в окремих мотогондолах під крилом або біля фюзеляжу, еквівалентний 2...3% від сумарної тяги авіаційних двигунів на крейсерському режимі польоту.

Тому 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 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  $l_{г.г.} \leq 0,7...0,75$

Найбільш цікавими, з точки зору особливостей інтеграції мотогондоли і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою, можуть бути результати порівняння значень аеродинамічного опору мотогондоли силової установки зі звичайним газотурбінним двигуном і газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою при використанні відбору примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора. Це є предметом наступного етапу досліджень.

### **Висновки за розділом 3**

1. Вперше проведено експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

Результати дослідження показали можливість зниження профільного опору ступінчастої мотогондоли двигуна з турбовентиляторною приставкою в порівнянні з мотогондолою двигуна з традиційним розташуванням вентилятора.

2. Результати дослідження показали, що при кутах атаки літального апарату в діапазоні від  $\alpha = 0^\circ$  до  $\alpha = 20^\circ$  коефіцієнт аеродинамічного опору ступінчастої мотогондоли двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності  $m = 5$ ) менше на 1...10% у порівнянні зі значеннями коефіцієнту зовнішнього опору мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки.

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

## РОЗДІЛ 4. УПРАВЛІННЯ ПРИМЕЖОВИМ ШАРОМ І ЗОВНІШНІЙ ОПІР СТУПІНЧАСТОЇ МОТОГОНДОЛИ АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ

### 1.4. Методи зменшення аеродинамічного опору літального апарату

В польотній (крейсерській) конфігурації літак представляє собою стійку в польоті і складну технічну систему, яка управляється, що включає в себе в традиційних компоновочних рішеннях крило, горизонтальне і вертикальне оперення, фюзеляж і мотогондолою. Основна задача при проектуванні під час формування крейсерської конфігурації складається в створенні літака, який має на крейсерських (основних) режимах польоту максимальне можливе значення аеродинамічної якості  $K=Y/X$ ,

$$\text{де} \quad Y = Y_{\text{кр}} \pm Y_{\text{Г.о}} + Y_{\text{ф}} + Y_{\text{М.Г}} \pm Y_{\text{інт}},$$

$$X = X_{\text{кр}} + X_{\text{Г.о}} + X_{\text{В.о}} + X_{\text{ф}} + X_{\text{М.Г}} \pm X_{\text{інт}}.$$

$Y_{\text{кр}}$  і  $X_{\text{кр}}$  – відповідно підйомна сила і лобовий опір крила;

$Y_{\text{Г.о}}$  і  $X_{\text{Г.о}}$  – підйомна сила і лобовий опір горизонтального оперення;

$X_{\text{В.о}}$  – лобовий опір вертикального оперення;

$Y_{\text{ф}}$  і  $X_{\text{ф}}$  – підйомна сила і лобовий опір фюзеляжу;

$Y_{\text{М.Г}}$  і  $X_{\text{М.Г}}$  – підйомна сила і лобовий опір мотогондол;

$Y_{\text{інт}}$  і  $X_{\text{інт}}$  – додаткова підйомна сила і лобовий опір від взаємного впливу (інтерференції) частин літака.

Загальний лобовий опір літака може бути менше суми сил опору окремих його частин (отриманих в результаті розрахунків або продувки в аеродинамічних трубах), а підйомна сила – більше за рахунок взаємної аеродинамічної інтерференції агрегатів, створення зализів, тобто плавних переходів в місцях стиковки агрегатів і т.д. [63, 217, 253, 262].



Необхідно розглядати всі можливі шляхи забезпечення високої аеродинамічної досконалості літака, що проектується.

Для вантажопасажирських літаків, які мають за основний (крейсерський) режим довгий горизонтальний політ, збільшення швидкості або аеродинамічної якості дозволяє збільшити дальність польоту і, отже, продуктивність при збереженні незмінних інших параметрів (польотної маси, параметрів силової установки і запасів палива). Однак головною перешкодою до збільшення швидкості польоту є явище хвильової кризи на несучих поверхнях літака. Застосування несучої поверхні стріловидної форми дозволяє відсунути начало хвильової кризи до швидкостей, що відповідають числу Маха  $M=0,8\dots 0,95$  (при умові вибору відповідних аеродинамічних профілів).

При застосуванні стріловидного крила при обтіканні потік розкладається на дві частини: потік, що рухається по нормалі до передньої кромки і потік, що рухається вздовж розмаху крила [119, 209].

Потік, який рухається вздовж розмаху, не змінюється за величиною і не впливає на розподілення тиску по крилу і призведе тільки до поверхневого опору.

Швидкість потоку, що рухається по нормалі до передньої кромки, буде змінюватися внаслідок гальмування і розгону при обтіканні профілю, та буде визначати і поверхневий опір і розподілення тиску по перерізу крила, тобто несучу здатність стріловидного крила.

Хвильова криза при обтіканні стріловидного крила настає при більших швидкостях, ніж при обтіканні прямого крила. Однак несуча здатність стріловидного крила менше, ніж прямого, оскільки в створенні підйомної сили у стріловидного крила бере участь тільки складова швидкості потоку, що рухається по нормалі до передньої кромки. До того ж, специфіка обтікання стріловидного крила при великих дозвукових швидкостях польоту призводить до явища стікання примежового шару вздовж розмаху до кінцевих перерізів крила і зриву потоку на кінцях крила (кінцевий зрив). Це

призводить до зростання лобового опору і, як наслідок, зменшення аеродинамічної якості, а також несприятливо впливає на стійкість і керованість літака зі стріловидним крилом.

З метою зниження впливу цих несприятливих явищ на стріловидних крилах застосовується геометрична і аеродинамічна крутка, а також застосовують управління примежовим шаром.

Основними складовими повного опору при наборі висоти і крейсерському режимі польоту, на подолання якого витрачається до 90% споживаного палива дозвукового транспортного літака, є опори: тертя, індуктивний, хвильовий, обумовлений інтерференцією і викликаний нерівностями (рис. 4.1).

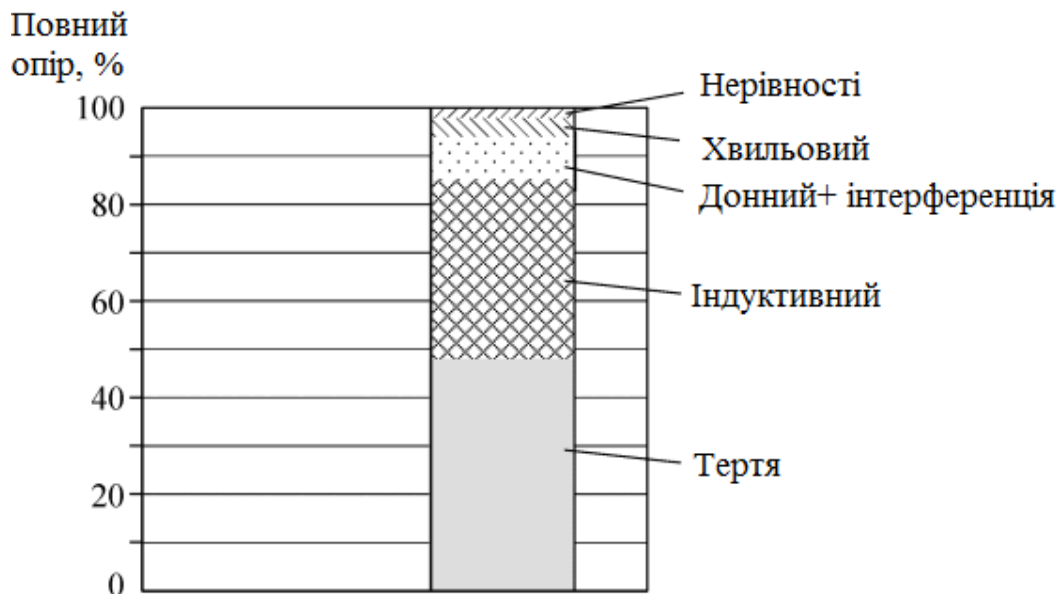


Рис. 4.1. Внесок різних складових опору в загальний баланс опору мотогондולי магістрального дозвукового пасажирського літака [281]

Неважко помітити, що внесок перших двох складових в діапазоні навколосонічних швидкостей досягає відповідно близько 48 і 37% повного опору дозвукового магістрального пасажирського літака. Зменшення опору тертя літального апарату представляє собою один з найбільш великих резервів економії енергоресурсів.

Тож не дивно, що пошук шляхів і методів впливу на структуру

пристінної течії з метою зниження поверхневого тертя літального апарату і його елементів продовжує залишатися однією з основних задач прикладної аеродинаміки. Згідно з даними NASA, навіть невелике зменшення опору тертя дозволило б істотно знизити витрати на паливо, що забезпечило б економію, що обчислюється сотнями мільйонів доларів на рік [182]. Крім того, це дало б можливість підвищити швидкість і дальність польоту літаків без істотного збільшення їх злітної маси.

Для досягнення цієї мети були розроблені наукові програми, проекти і навіть спільноти. Досить послатися на відому Європейську програму DragNet, яка здійснювалася протягом декількох років, програму DARPA АТО Friction Drag Reduction Program, Європейське дослідницьке співтовариство European Research Community on Flow, Turbulence and Combustion (ERCRAFT) та ін. Подібні проблеми стали предметом розгляду на міжнародних тематичних конференціях, симпозіумах, робочих зустрічах і нарадах, таких як IUTAM Symposium on Mechanics of Passive and Active Flow Control; IUTAM Symposium on Structure of Turbulence and Drag Reduction; European Drag Reduction Conference; European Drag Reduction Working Meeting; IUTAM Congress on Flow Control; Flow Control Workshop: Theory, Experiment, and Applications; International Conference on Drag Reduction; International Conference on Turbulent Drag Reduction by Passive Means; International Symposium on Ship Viscous Resistance; International Symposium on Turbulent Shear Flow; AIAA Shear Flow Control Conference; ONR-NSSC-AFOSRNASA Symposium on Drag Reduction and Boundary Layer Control и др. Інтенсивно займаються цією проблемою у відомих зарубіжних науково-дослідних центрах, таких як NASA Langley (США), ONERA (Франція), DLR (Німеччина), а також в ряді провідних університетів США, Англії, Німеччини, Франції, Канади, Південної Кореї, Швеції, Швейцарії [99].

Існують два основні шляхи зменшення складової сил тертя. Один з них традиційно базується на вдосконаленні аеродинамічних форм і поліпшенні якості обробки поверхні літального апарата. По суті цей напрям має на меті

затягування ламінарного режиму течії вздовж обтічної поверхні. Однак при польоті звичайного транспортного літака число Рейнольдса досягає величин порядку  $10^8$  і навряд чи при таких умовах вдасться розробити економічний режим підтримки ламінарної форми обтікання. Це означає, що, всі великі резерви зниження опору тут практично вичерпані. Другий шлях заснований на використанні штучних методів управління структурою пристінної турбулентності. Зупинимося на цьому більш детально.

Безліч теоретичних і експериментальних робіт присвячено вивченню примежового шару [33, 34, 70, 117, 127, 193 та ін.]. З середини 70-х років накопичено чималий досвід з вивчення можливості зниження турбулентного тертя за допомогою різних як пасивних, так і активних методів управління турбулентними зсувними течіями, огляд яких наведено в роботах [9, 61, 102, 203, 212, 213, 214, 215, 279].

Класифікація методів управління примежовим шаром представлена на схемі (рис. 4.2, [259]). З цієї схеми, зокрема, випливає, що найбільший розвиток в даний час отримали активні методи, в основі яких в більшості випадків лежить або система, що відповідає на будь-які дії, або система зі зворотним зв'язком, або навіть найбільш досконала - самоналагоджувальна система.



Рис. 4.2. Класифікація методів управління примежовим шаром [259]

Однак і пасивні методи управління не втратили свого значення в основному з тієї причини, що при їх використанні не потрібно вкладати енергію для досягнення ефекту зменшення опору. Подібні методи пасивні в тому сенсі, що в них не передбачено ланцюг зворотного зв'язку для знаходження і маніпулювання тими структурами, які є об'єктом управління. Тому вартість таких способів управління набагато менше, ніж активних. Однак застосування активних методів може забезпечити більш істотне зниження опору, але при відповідному внеску енергії.

Процес породження енергії турбулентності в примежовому шарі може бути модифікований тільки в тому випадку, якщо хоча б частину циклу пристінної активності будь-яким способом змінити. Це означає, що для зниження турбулентного опору необхідно зменшити швидкість породження енергії турбулентності в пристінній частині течії шляхом порушення ланцюжка турбулентної активності, відповідальної за вказаний процес породження. Тим самим відкривається шлях до управління структурою турбулентного примежового шару. Зазначене штучне порушення послідовності активності пристінної турбулентності з метою зменшення турбулентного опору може бути досягнуто як пасивними, так і активними методами, які надзвичайно різноманітні [212, 218].

Можливі механізми впливу на структуру пристінної турбулентності різними методами управління можуть бути засновані, зокрема, на:

- зміні граничних умов на обтічній поверхні (ріблети, податливі покриття і т.д.);
- зміні граничних умов всередині примежового шару (вдув, відсмоктування, пристрої руйнування вихорів);
- придушенні турбулентних пульсацій швидкості і тиску (MEMC-датчики).

Перерахуємо коротко приклади, що характеризують спектр застосування таких методів управління. Як пасивних способів, які можуть забезпечити зменшення опору можуть служити маніпулятори примежового

шару типу пристроїв руйнування вихорів (ПРВ) [218] і ріблет [201], а також податливі (пружні) покриття (стілки) [210]. При формуванні образу перспективного літального апарату заслуговує також уваги розглянутий в книзі [171] спосіб активного управління потоком за допомогою так званих вихрових осередків на обтічній поверхні. Сенс його полягає в тому, що шляхом впливу на течію в малогабаритних вихрових осередках можна принципово перебудувати великомасштабну вихрову структуру за криловим профілем, зменшити лобовий опір і значно збільшити аеродинамічну якість при прийнятних енергетичних витратах.

Численні дослідження течії в околиці заглиблень на поверхні [17] показують, що організація великомасштабних вихрових структур в пристіночній області турбулентного примежового шару поблизу поверхні, що покрита сферичними лунками, дозволяє не тільки інтенсифікувати тепло- і масообмінні процеси, а й зменшити гідродинамічні втрати, пов'язані з рухом рідини, зокрема, за рахунок зниження опору тертя.

Встановлено, що генератори вихорів малого масштабу здатні істотно змінити характер течії в пристінній області обтічного тіла і зменшити його опір тертя [135]. Дослідженням генераторів вихорів присвячено безліч теоретичних і експериментальних робіт. Наприклад, в роботі [18] представлені результати експериментальних досліджень впливу генераторів вихорів дифузорного типу на аеродинамічні характеристики моделі літака Аеропракт А-20 в залежності від їх розміщення уздовж хорди крила при відхиленні закрилка на  $10^\circ$ .

В роботі [17] наведено результати експериментальних досліджень впливу генераторів вихорів, встановлених на моделі крила RSG-36, в розімкнутій аеродинамічній трубі. Досліджено вплив конструкції та різних варіантів розміщення генераторів вихорів, а також їх взаємного розташування в поздовжньому та трансверсальному напрямках на аеродинамічні характеристики моделі крила. Виявлені параметри генераторів вихорів, при яких знайдено найбільший вплив на аеродинамічні

характеристики наведеної моделі крила.

Робота [42] присвячена опису панельно-вихрового методу аеродинамічного розрахунку літака, необхідного для проведення дослідження та розробки методичних рекомендацій. В роботі показано, що найбільш вдалим поєднанням є комбінація напливів та генераторів вихорів. Вона дозволяє значно збільшити несучі властивості літака, особливо на критичних кутах атаки; критичний кут атаки; а також ефективність органів поперечного управління.

В роботах [170, 171, 183] розглядається спосіб поліпшення аеродинамічних характеристик за допомогою вихороутворювачів поздовжніх вихорів на передній кромці при прямому обтіканні, так і на задній кромці при зворотному обтіканні. Показано, що генератори вихорів збільшують підйомну силу і критичний кут атаки за рахунок впливу на великомасштабні вихори статичного або динамічного відриву потоку.

Одне з найважливіших напрямків досліджень, яке залишається актуальним і на сьогоднішній день, полягає в необхідності вивчення ефективності використання в турбулентному здвиговому потоці зовнішніх маніпуляторів, таких як пристрої руйнування вихорів і, зокрема, пристрої руйнування великих вихорів (LEBU - Large Eddy BreakUp Devices), які відносяться до класу пасивних методів управління течією. Відзначимо, що термін пристрою руйнування великих вихорів в певній мірі умовний, оскільки, як показують останні експерименти, основоположні механізми зменшення опору значно складніші, ніж просте руйнування великих вихорів. Сутність ідеї застосування пристрою руйнування вихорів полягає у використанні найчастіше горизонтальних тонких пластин (або інших елементів), розташованих в турбулентному примежового шарі в напрямку потоку або під невеликим кутом атаки і призначених для руйнування великих вихрових (когерентних) структур, масштаб яких можна порівняти з товщиною примежового шару [99].

Відомо, що великомасштабні когерентні структури переважають в

пристінній частини шару і обумовлюють до 80% породження турбулентних пульсацій. Хоча до теперішнього часу немає однозначного ставлення до механізму роботи пристрою руйнування вихорів, спрощена схема впливу таких пристроїв на структуру течії виглядає наступним чином. Зменшуючи характерний масштаб турбулентності, вони змінюють механізм передачі кількості руху з зовнішньої області течії до стінки, за рахунок чого може зменшитися число турбулентних викидів поблизу стінки і, як наслідок, знизитися поверхнєве тертя. В цілому ж, зменшення тертя вниз по потоку від пристрою руйнування вихорів можна пояснити сукупністю впливу ряду факторів, таких як [99]:

- зменшення імпульсу в сліді за елементом;
- спотворення поля швидкостей турбулентного зсувного потоку за рахунок перебудови осередненої течії;
- ослаблення інтенсивності вихорів в результаті їх взаємодії з вихорами протилежного напрямку обертання;
- розповсюджуваний вниз по потоку вплив вихорів, що збігають з задньої кромки елемента;
- великомасштабне перенесення імпульсу від стінки, обумовлене циркуляцією потоку біля елемента.

Основна складність полягає в тому, що, по крайній мірі, при великих числах Рейнольдса, неможливо створити мініатюрні пристрої руйнування вихорів, розміри яких можна було б порівняти з характерними масштабами турбулентності. Тому більшість зазначених пристроїв, створюючи корисний ефект, є джерелом додаткового аеродинамічного опору. Разом з тим досліді, виконані в більш ніж 40 організацій світу [50, 59, 66, 64, 85, 108, 170, 183, 201, 202, 209, 233, 236, 238, 247, 257, 270, 273, 297], дають підставу вважати, що зниження опору за рахунок застосування пристрою руйнування вихорів може становити десятки відсотків.

Ранні дослідження в основному обмежувалися номінально безградієнтними течіями і низькими числами Рейнольдса. Пізніше в ряді



робіт були проведені досить докладні параметричні дослідження, їх аналіз можна знайти в роботі [208], які, однак, виявили істотні розбіжності і навіть протиріччя в отриманих результатах. У ряді дослідів продемонстрована виключно висока ефективність таких пристроїв, використання яких в залежності від конкретних умов [50, 209, 273] дозволяє зменшити опір тертя до 10...40%. Більш того, в окремих випадках зниження поверхневого тертя досягає до 50% [281].

Разом з тим, при оцінці ефективності використовуваного пристрою руйнування вихорів слід розрізняти його здатність до зниження не тільки поверхневого тертя, але і повного опору, що, безумовно, є більш важливим завданням. Відомо, що ця величина складається з двох складових: різниці сил тертя, обумовленої впливом пристрою, і власного опору такого пристрою. З аналізу літературних джерел випливає, що в цьому випадку розкид експериментальних значень  $\Delta C_F$ , що характеризує відносну величину зниження повного опору за даними різних робіт, ще більш очевидний (рис. 4.3 [99], де  $\Delta x/\delta_0$  - безрозмірна відстань вниз по потоку від задньої кромки пристрою руйнування вихорів).

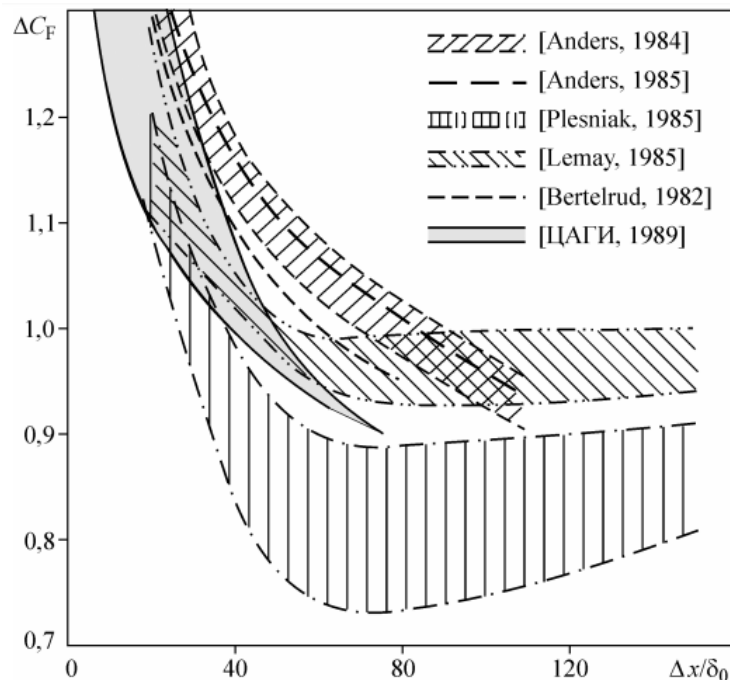


Рис. 4.3. Ефект зниження повного опору для тандемного ПРВ, встановленого на плоскій пластині [4]

Безсумнівно, що причини такої розбіжності зумовлені як складністю та недосконалістю методик вимірювання опору, так і сильним впливом на  $\Delta C_F$  відмінностей в геометрії, зокрема, можливого формування на них перехідного режиму течії, відриву примежового шару і т. д. Однак головна причина, мабуть, полягає в тому, що основні механізми, що керують течією в примежовому шарі при розміщенні в ньому пристроїв руйнування вихорів, до теперішнього часу залишаються не цілком ясними. Більш того, деякі з них носять гіпотетичний характер. Труднощі забезпечення малого опору самого пристрою руйнування вихорів призводять до того, що в більшості досліджень ефект від використання таких пристроїв з точки зору зниження повного опору рідко перевищує 7...8% [236,297], а в ряді випадків ніякого ефекту взагалі не було виявлено [280]. Інші труднощі, які практично завжди мають місце при проведенні такого роду експериментів, - проблема виконання точних вимірювань сил тертя і сумарного опору. Так чи інакше все це наводить на думку про неоднозначну ефективність таких пристроїв з точки зору зниження повного опору. У 1988 році вперше зроблена спроба оцінити ефективність ПРВ в льотних умовах. Дослідження проводилися на літаючій лабораторії, створеній на базі літака Боїнг 737 [260], однак з незрозумілих причин ці випробування закінчилися не зовсім вдало.

Окрему увагу заслуговують мікроелектромеханічні системи (MEMS), які інтенсивно розвиваються в останні роки [259] і є найбільш яскравим представником активного способу управління течією, застосування MEMS - великий резерв зменшення опору, проте їх можливості ще до кінця не розкриті.

MEMS - пристрої майбутнього і в той же час реалії сьогодення. Їх основними елементами є сенсори (мікродатчик), мікроактуатори (виконавчі механізми) і мікропроцесори. Зазначені елементи збираються в одному комп'ютерному чіпі, розміри якого змінюються від декількох мікрон до декількох міліметрів, причому з мінімальним енергоспоживанням [239, 240, 241, 259]. Створення таких мініатюрних елементів стало можливим

завдяки розробці сукупності технологічних процесів, які увібрали в себе "ноу-хау" мікроелектроніки, точної механіки і ряду інших специфічних технологій. Виконані за найвищими технологічними нормами, МЕМС можуть бути використані у вигляді автоматизованих мікроблоків, наприклад, з метою активного управління параметрами течії на обтічній конфігурації (зокрема, примежовим шаром) в реальному масштабі часу і в будь-якій точці простору.

Інерційні характеристики мікродатчиків і мікроактуаторів, внаслідок невеликої маси і низької теплопровідності, дуже малі. Тому задовольняється одна з головних вимог до цих елементів - здатність відкликатися на високі частоти. Отже, такі системи можуть з успіхом використовуватися для діагностики та управління найважливіших турбулентних величин, якими є миттєва швидкість, дотичне напруження, тиск та ін. Наприклад, для визначення пульсацій тиску в турбулентному примежовому шарі можна використовувати МЕМС-датчик тиску, просторова роздільна здатність якого на порядок менше, ніж у звичайного мікрофонного датчика [259].

Важливо підкреслити, що на базі МЕМС можна досягти інтерактивного розподіленого управління за рахунок з'єднання на єдиній поверхні мікродатчиків, мікроактуаторів і мікропроцесорів (нейрон мережу) і тим самим створити єдину інтегровану систему управління. Найпростіша схема управління таким процесом виглядає наступним чином. Сигнали, які поступають з датчиків, про характер збурень обробляються відповідно до алгоритмів розпізнавання образів, каталог яких зберігається на мікропроцесорі або в базі даних комп'ютера. Після розпізнавання виду збурення видаються керуючі сигнали на актуатори, які є виконавчими механізмами, призначеними для внесення необхідних змін до мікроструктури потоку. З'являється можливість глобального стеження за станом течії в просторі і часі і миттєвого реагування на ті чи інші негативні процеси. Це означає, що, в принципі, можна створити "мислячу", активну поверхню.

Наприклад, типова активна поверхня може складатися з мікродатчиків

напруження зсуву, що уловлюють локалізовані вихрові збурення в нелінійній області примежового шару, вбудованої нейрон мережі для обробки сигналів відповідно до алгоритму розпізнавання образів і набору магнітних (або інших) закриттів для управління вихорами. Одна з головних цілей управління потоком полягає в зниженні опору літальних апаратів, підвищення їх стійкості і керованості, запобігання відриву примежового шару. У роботі [241] наведені конкретні приклади успішної реалізації МЕМС для деяких газодинамічних течій. Таким чином, мікроелектромеханічні системи з інтегрованими датчиками "сенсор-актуатор" на силіконових чіпах відкривають обнадійливі перспективи для управління потоком з метою зниження турбулентного опору. Застосування таких датчиків уможливорює розвиток адаптивного управління, що має справу з індивідуальними збуреннями, що формуються в пристінній частині примежового шару. Переваги застосування МЕМС очевидні, однак істотним недоліком є надскладна реалізація таких систем.

У традиційних методах активного і пасивного управління неможливо ідентифікувати структури і здійснити вибіркоче управління ними в реальному масштабі часу. Однак їх застосування можна реалізувати з меншими витратами.

Метод вдуву заснований на тому, що в процесі вдуву додаткової маси газу або рідини, наприклад через щілину по дотичній до поверхні, швидкість вихідного потоку біля стінки на деякій ділянці вниз по потоку можна зменшити, що приведе до зниження поверхневого тертя [244]. Зокрема, регулюючи співвідношення між швидкістю набігаючого потоку і швидкістю вдуву, можна наблизитися до зривного режиму течії з малим поверхневим тертям або запобігти зриву потоку.

Найбільш ефективним активним методом зниження опору можна розглядати відсмоктування примежового шару, який дозволяє значно зменшити товщину примежового шару та істотно знизити опір, до того ж його застосування набагато простіше технічно виконати, ніж застосування

МЕМС.

За останнє сторіччя було докладено багато зусиль для зниження опору аеродинамічних профілів. Завдяки використанню передових методів проектування аеродинамічних профілів пасивні способи зменшення лобового опору шляхом формування передньої кромки зайшли в глухий кут через фізичні обмеження. Для подальшого зменшення опору необхідно використовувати активні методи управління примежовим шаром [9, 26, 50, 53, 54, 62, 82, 83, 99, 100, 101, 114].

Відсмоктування примежового шару є одним з таких активних методів, і його ефект є двояким. В процесі відсмоктування відбувається стабілізація ламінарного примежового шару, що, в свою чергу, запобігає переходу до турбулентного примежового шару. При цьому створюються великі області ламінарного потоку, які мають менший опір. З іншого боку, турбулізація примежового шару буде зменшена, що призведе до більш високого максимального коефіцієнта підйомної сили.

В роботах [53, 54, 62, 82, 83] представлені результати впливу відсмоктування примежового шару на крилі на характеристики літака. Показано, що використання відсмоктування примежового шару дозволяє прибрати примежовий шар на 80...90%, що спричиняє зниження опору і збільшення підйомної сили.

В роботах [82, 83, 99, 100] представлено широкий огляд опису використання управління примежовим шаром (вдув/відсмоктування) на різних літальних апаратах.

В роботах [9, 50, 54, 82, 83, 99, 100, 101, 114] представлено огляд теоретичних, експериментальних і чисельних досліджень в області відсмоктування примежового шару. Метою цього огляду є розуміння механізму відсмоктування примежового шару, його наслідків. За допомогою аналізу експериментів і чисельного аналізу було розглянуто вплив місця розташування відсмоктування, швидкості відсмоктування і ширини отворів відсмоктування на аеродинамічні характеристики. Виявлено, що

спостерігається значне зниження опору і втрат тиску, а також збільшення максимальної підйомної сили, що, в свою чергу, покращує загальні характеристики літака. Виявлено, що управління всмоктуванням з декількома отворами може знизити опір набагато ефективніше, ніж управління всмоктуванням з одним отвором, положення отвору всмоктування більше впливає на зниження втрат тиску, ніж швидкість всмоктування. Вище обговорювались чинники, що впливають на управління примежовим шаром і його вплив на аеродинамічні характеристики і загальні характеристики літака.

В роботах [4, 8, 19, 25, 29, 30, 31, 40, 41, 43, 47, 57, 79, 83, 93, 94] представлені теоретичні основи управління примежовим шаром на аеродинамічних профілях, представлені методики розрахунку для управління примежовим шаром за допомогою активних і пасивних методів (вдув, відсмоктування, шорсткість).

В роботах [9, 26, 50, 53, 54, 62, 82, 83, 99, 100, 101, 114] досліджені характеристики сліду за тілами з гладкою поверхнею. Вдування та відсмоктування примежового шару застосовується уздовж передньої частини, щоб модифікувати розвинутий примежовий шар. Спочатку ламінарний примежовий шар, схильний до відсмоктування, дає асимптотичний відсмоктуючий примежовий шар на задній кромці корпусу, в той час як досить високий коефіцієнт відсмоктування реламінізує спочатку турбулентний примежовий шар.

Критична швидкість відсмоктування, необхідна для досягнення цієї суттєвої модифікації властивостей примежового шару, зазвичай становить близько 1% від швидкості вільного потоку, де критичний коефіцієнт відсмоктування залежить від числа Рейнольдса. В роботі показано, що більш тонкий примежовий шар викликає більш високу частоту виділення вихорів. Крім того, стан примежового шару, ламінарний або турбулентний, значно впливає на слід. Наприклад, число Струхаля, розраховане за ефективною товщиною тіла, зменшується на 25% при різних умовах на вході.

Результати тестових польотних випробувань представлені в роботах [282, 246]. Проведені випробування показали високу ефективність застосування відсмоктування примежового шару на крилі літака.

Вплив відсмоктування примежового шару на аеродинамічний коефіцієнт опору за допомогою чисельного експерименту представлено в роботах [204, 205, 231, 245, 304, 305, 306]. Авторами обґрунтовуються методи чисельного моделювання для адекватного проведення чисельних експериментів і проводиться вибір моделі турбулентної в'язкості для замикання рівнянь Нав'є-Стокса. У роботах [200, 223, 243, 274, 304, 305, 307] представлені результати дослідження впливу розмірів отворів для відсмоктування і кутів відсмоктування на ефективність зниження опору.

Роботи [204, 205, 207, 220, 243, 282, 295, 304, 306] присвячені дослідженням оптимального розміщення отворів для відсмоктування примежового шару з метою зниження опору і підвищення підйомної сили. Вплив положення отворів для відсмоктування на розмах крила розглянуто в роботах [298, 306].

В роботах [221, 243, 267, 307] проаналізовані питання впливу амплітуди відсмоктування і швидкості відсмоктування.

Проведений огляд показує, що використання відсмоктування примежового шару з поверхні крила, фюзеляжу дозволяє істотно підвищити аеродинамічні характеристики літака.

Специфічна форма ступінчастої мотогондоли для триконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою дозволяє застосовувати активний метод управління примежовим шаром на поверхні газогенераторного контуру, однак це питання до теперішнього часу не досліджено. Тому з метою зниження аеродинамічного опору і покращення ефективної тяги актуальною проблемою є дослідження управління примежовим шаром метод відсмоктування на поверхні газогенераторного контуру.

## **4.2. Моделювання течії на поверхні мотогондоли з керуванням примежовим шаром**

Оптимальна інтеграція турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і мотогондоли складної форми (ступінчастої мотогондоли) є однією з актуальних проблем, вирішення якої значною мірою визначається узгодженням аеродинамічних характеристик мотогондоли і характеристик турбовентиляторної приставки, що використовує енергію примежового шару, який видаляється з поверхні мотогондоли газогенератора.

При вирішенні цієї проблеми виникають задачі інтеграції параметрів і характеристик основних функціональних елементів авіаційної силової установки і літального апарату.

1. Задача комплексного дослідження лобового опору і ефективної тяги авіаційної силової установки.

2. Вирішення концептуальних питань впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на зовнішній аеродинамічний опір (опір тертя) і ефективну тягу авіаційної силової установки з триконтурним газотурбінним двигуном.

3. Задачі узгодження аеродинамічних характеристик мотогондоли з характеристиками турбовентиляторної приставки, що використовує енергію примежового шару, який видаляється з поверхні мотогондоли газогенератора.

В даному розділі розглядаються питання оцінки впливу параметрів течії на зовнішній поверхні мотогондоли на формування примежового шару перед турбовентиляторною приставкою при обтіканні мотогондоли в'язким потоком.

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 мотогондоли турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою до теперішнього часу не досліджено. На рис.4.4 показана розрахункова схема формування примежового шару на поверхні мотогондоли газогенераторного модуля турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою.

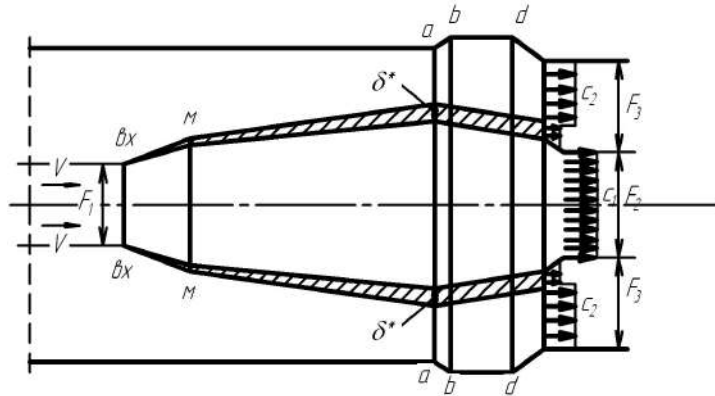


Рис.4.4. Схема формування примежового шару на поверхні мотогондоли газогенераторного модуля триконтурного турбореактивного двигуна

При обтіканні мотогондоли реальним газом завжди має місце прилипання потоку до стінок. Наявність опору мотогондоли викликає втрати енергії у примежовому шарі, що спричинює зменшення витрати повітря на вході в газотурбінному двигуні з турбовентиляторною приставкою, що, в свою чергу, впливає на зменшення реактивної сили тяги у вентиляторному контурі. Явище прилипання значно змінює картину ліній току, тому що воно визиває, внаслідок тертя, загальмованість прилеглого до стінок тонкого шару газу.

У тонкому шарі швидкість течії збільшується від нуля на стінці (прилипання) до свого повного значення у зовнішньому потоці, в якому течію можна розглядати без наявності тертя.

При задаванні профілю швидкості в примежовому шарі степенним законом найкращі характеристики системи «мотогондола газогенератора - турбовентиляторна приставка» забезпечуються при витраті повітря через пористу поверхню мотогондоли в кількостях, приблизно 1/3-1/5 частини

витрати через примежовий шар.

Для оцінки впливу відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора ТРДД на аеродинамічний опір силової установки і витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки скористаємося співвідношеннями, які пов'язують між собою аеродинамічний опір і товщину втрати імпульсу на поверхні мотогондоли газогенератора в перетині перед вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки.

Якщо вхід в мотогондолу газогенератора має циліндричну форму, то можна вважати, що швидкість поза примежового шару дорівнює швидкості зовнішнього потоку. Це дозволяє визначити ефективну площу входу в вентиляторний контур турбовентиляторної приставки.

Для розрахунку необхідної інтенсивності відсмоктування примежового шару використовується метод оцінки турбулентного примежового шару при заданні закону зміни його товщини уздовж хорди профілю залежністю виду

$$\delta = kx \frac{1}{\sqrt[3]{\text{Re}_x}},$$

де  $x$  – координата точки від носка мотогондоли;  $k$  – коефіцієнт, який характеризує геометричні параметри мотогондоли і визначається за даними експериментальних досліджень (для циліндричної мотогондоли коефіцієнт  $k$  може в першому наближенні прийматися, як для пластин, рівним  $k = 0,37$ );

$\text{Re}_x = \frac{Wx}{\nu}$  – критерій Рейнольдса, де  $x$  – координата, в якій визначається значення критерія.

При оцінці  $\delta_k$  на поверхні мотогондоли газогенератора перед входом у вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $x = b$ , тому критерій Рейнольдса записується у вигляді

$$\text{Re} = \frac{Wb}{\nu}$$

Для поверхні мотогондолои газогенератора точка переходу ламінарного примежового шару в турбулентний (визначається мінімальними значеннями числа Рейнольдса в точці переходу  $\text{Re}_{\text{кр}}^{**} = \frac{W\delta^{**}}{\nu} \approx 450$ ) розташовується поблизу вхідної кромки обичайки мотогондолои і тому розрахунок турбулентного примежового шару можна здійснювати практично по всій довжині поверхні мотогондолои газогенератора. Маючи на увазі, що інтегральні характеристики примежового шару зв'язані співвідношеннями:

$$\delta^* = \delta \frac{1}{n+1}; \quad \delta^{**} = \delta \frac{n}{(n+1)(n+2)}$$

формпараметр Е. Труккенбротта  $H = \delta^* / \delta^{**}$  визначається профілем швидкості, що задається у вигляді  $(\omega/W) = (y/\delta)^{1/n}$  и може бути записаний, як функція показника ступеня

$$H = \frac{\delta^*}{\delta^{**}} = \frac{2+n}{n}$$

За Е. Труккенброттом зрив потоку з поверхні мотогондолои настає при значеннях формпараметра  $H = \delta^* / \delta^{**} = 1,8 \dots 2,4$  [139, 140, 188, 196], що відповідає показникам ступеня  $n = 1,43 \dots 2,5$ . Відповідно отримуємо для точки відриву значення товщини втрати імпульсу

$$\delta^{**} = k_1 k_2 x \frac{1}{\sqrt[5]{\text{Re}_x}},$$

де  $k_1 \approx 0,37$  (для пластин);  $k_2 = 0,147 \dots 0,159$ ;  $Re_x = \frac{Wx_{\text{відр}}}{\nu}$ ;  $x_{\text{відр}}$  – координата точки відриву.

Вважаючи, що положення точки відриву збігається з координатою вхідного перерізу турбовентиляторної приставки, отримуємо значення товщини втрати імпульсу при критичному обтіканні поверхні мотогондолою

$$\delta^{**} = k_1 k_2 \frac{b}{\sqrt[3]{Re_x}},$$

де  $Re = \frac{Wb}{\nu}$ .

Для експериментально досліджуваних мотогондол, що мають слабку кривизну зовнішньої поверхні, товщина втрати імпульсу становила  $\delta^{**} = 0,30 \dots 0,40$  мм.

Таким чином, розрахунок мотогондолою з керуванням обтіканням поверхні можна умовно розділити на ряд етапів:

- Розрахунок вихідної мотогондолою з гладкою поверхнею (без управління обтіканням). Для таких розрахунків можуть бути використані рекомендації, викладені в роботах Шліхтинга [196], Чжена [188, 189], Абрамовича [1, 2, 3].

- Розрахунок характеру течії на поверхні мотогондолою і розрахунок параметрів примежового шару.

- Визначення теоретичного коефіцієнта відсмоктування, що забезпечує мінімальний аеродинамічний опір мотогондолою.

Інтегральні співвідношення для напівобмежених градієнтних потоків істотно відрізняються від інтегральних співвідношень примежового шару безградієнтних потоків і можуть бути використані лише для наближеного розгляду формування струменя на поверхні мотогондолою при використанні ряду емпіричних співвідношень, що визначають турбулентну в'язкість і теплопровідність. Таким чином, можна зробити висновок, що задача

розрахунку течії на поверхні мотогондולי з активним газодинамічним управлінням обтіканням не може бути вирішена простим додаванням рішень для струменевої взаємодії. Для спрощення аналітичного розрахунку характерних параметрів примежового шару на поверхнях з активним управлінням обтіканням мотогондולי методом відсмоктування повітря через щілини використовуємо систему рівнянь турбулентного примежового шару в припущенні, що поверхня мотогондולי має циліндричний форму [188, 189, 195]:

$$\frac{\partial(\omega)^2}{\partial x} + \frac{\partial(\omega, v)}{\partial y} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_\omega}{\partial y}; \quad (4.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x}(w_m \omega) + \frac{\partial}{\partial y}(w_m v) = w \frac{\partial w_m}{\partial x}. \quad (4.2)$$

Для вирішення цієї системи скористаємося методом, викладеним в [1, 2]. Вирішуючи спільно (4.1) і (4.2) і інтегруючи отримані вирази в межах від поверхні (від нуля) до границі пристінного примежового шару ( $\delta_m$ ) маємо:

$$\frac{\partial}{\partial x} \int_0^{\delta_m} \omega(W_m - \omega) dy - \frac{\partial W_m}{\partial x} \int_0^{\delta_m} \omega dy = \frac{\tau_\omega}{\rho}. \quad (4.3)$$

Використовуючи інтегральні характеристики примежового шару отримуємо:

$$\frac{d\delta_m^{**}}{dx} + \frac{W_m'}{W_m} (2\delta_m^{**} + \delta_m^* - \delta) = \frac{\tau\omega}{\rho W_m^2}. \quad (4.4)$$

Надалі рівняння (4.4) використовується для аналізу зміни товщини примежового шару уздовж поверхні. У пристінному примежовому шарі епюри швидкостей представляються у вигляді:

$$\frac{\omega}{W_m} = \left( \frac{y}{\delta_m} \right)^{\frac{1}{n}}. \quad (4.5)$$

Враховуючи рівняння (4.5), інтегральні характеристики примежового шару пов'язані з його товщиною  $\delta_m$  співвідношеннями

$$\delta_m^* = \delta_m \frac{1}{(n+1)}; \quad \delta_m^{**} = \delta_m \frac{n}{(n+1)(n+2)}.$$

Для визначення використовуються співвідношення, що зв'язують кінематичну ("уявну") в'язкість турбулентного тертя

$$\varepsilon = \frac{A\tau}{\rho}.$$

І кінематичну в'язкість ламінарної течії

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}.$$

Представлені рівняння дозволяють визначити інтегральні характеристики примежового шару на поверхні у вигляді функції щодо показників, що характеризують наповнення епюр швидкостей по координатним осях. Профілі швидкості можуть бути задані у вигляді [24, 196]:

$$W_m = \frac{2,17W_b h \left( \frac{1}{n} \right)^4}{x^\psi},$$

де  $\psi$  - показник, що характеризує зміну швидкості вздовж обтічної поверхні.

При обтіканні мотогондоли реальним газом завжди має місце прилипання потоку до стінок. Наявність опору мотогондоли викликає втрати

енергії у примежовому шарі, що спричинює зменшення витрати повітря на вході в газотурбінному двигуні з турбовентиляторною приставкою, що в свою чергу впливає на зменшення реактивної сили тяги у вентиляторному контурі.

В роботі [133] розглянуті деякі питання аеродинамічного узгодження мотогондоли з крилом дозвукового пасажирського літака. Приведено аналіз особливостей обтікання компонування крила, пілона і гондоли і намічені шляхи можливого зменшення шкідливої інтерференції. Основа підходу до вирішення цього завдання - відповідність поверхні елементів силової установки місцевим лініям струму поблизу крила, вибір розташування мотогондоли щодо крила і деформація поверхні крила для компенсацій збурень, що вносяться силовою установкою при обтіканні крила. Ефективність запропонованої теоретичної методики підтверджується результатами експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі на серії моделей, в тому числі з деформованими пілонами і крилами.

У роботах [127, 136, 112] розглянуті задачі моделювання обтікання мотогондоли. В роботі [127] описана методика моделювання обтікання трансзвуковом потоком мотогондоли авіаційного двигуна. Чисельна методика базується на нестационарних рівняннях Нав'є-Стокса. Для замикання вихідних рівнянь використовувалася однопараметрична диференціальна модель турбулентності Спаларта-Аллмараса. В роботі представлені результати розрахунків обтікання мотогондоли з працюючим двигуном.

Методи математичного моделювання дають можливість проводити дослідження течії в елементах газотурбінного двигуна при різних умовах роботи [147, 161, 288, 289 та ін.]. Основи математичного моделювання в лопаткових машинах викладено в роботах [6, 46, 58, 60, 84, 107, 106, 130-132, 190-192].

В роботі [136] методами математичного моделювання досліджуються особливості обтікання мотогондоли двигуна при запуску на аеродромі. В

роботі отримані вихрові структури, що виникають при наявності бокового вітру, вивчені траєкторії твердих частинок, підхоплені вітром з поверхні землі. Також в роботі запропоновані методи захисту двигуна від попадання сторонніх предметів. Авторами [136] було проведено дослідження можливості ослаблення або ліквідації вихрового обтікання перед входом повітрязбірника шляхом видування струменя газу в напрямку вихору. Для цього всередині мотогондולי слід передбачити спеціальний насадок, через який може видувати повітря, що відбирається за вентилятором. Насадок орієнтований таким чином, щоб потік повітря з нього був направлений до основи вихору на злітно - посадкову смугу.

В роботі [112] розглянуто вплив розміщення мотогондולי з працюючим двигуном та реактивного струменя на аеродинамічні характеристики крила на злітно-посадочному та крейсерському режимі польоту. Наведена методика розрахунку параметрів потоку біля поверхні компоновки літака (крило, мотогондола, закрилок) з урахуванням в'язко-нев'язкої взаємодії та турбулентного струменя від двигуна. Визначені раціональні параметри розміщення мотогондולי з двигуном відносно крила, які покращують аеродинамічні характеристики літака на різних режимах польоту.

В роботах [293, 308] описані розроблені методи щодо розрахунку аеродинамічного опору мотогондולי. В роботі [308] запропоновано метод розрахунку аеродинамічного опору мотогондולי на основі чисельного моделювання течії.

В роботі [293] описаний чисельний метод, який використовується для розрахунку опору в різних мотогондалах довгих і коротких каналів. Двовимірні і тривимірні обчислення були виконані за допомогою рішення рівнянь Рейнольдса, усереднених за Нав'є-Стокса з використанням комерційного коду для обчислювальної гідродинаміки.

В роботі [44] запропонований метод розрахунку навколосвукового вісесиметричного обтікання мотогондולי без центрального тіла з



урахуванням в'язкості. Як рівняння руху при розрахунку потенційного обтікання використовується повне рівняння щодо потенціалу. Вирішення завдання в меридіональній площині ведеться кінцево-різницеvim методом за допомогою алгоритму релаксації. Розрахункова область при цьому конформно відображається на кільце. Урахування в'язкості в припущенні безвідривності обтікання здійснюється в наближенні примежового шару. Для розрахунку ламінарного і турбулентного примежового шару використовується диференційний метод. В роботі представлені приклади розрахунку.

В роботі [276] детально розглянуті аспекти аеродинамічного опору мотогондоли для двоконтурного двигуна з різним ступенем двоконтурності, в тому числі і з ультрависоким значенням ступеня двоконструності з переднім розміщенням вентилятора. Таким чином, дослідження профільного опору мотогондоли – актуальне питання.

Забезпечення конкурентоспроможних двигунів вимагає освоєння нових конструкційних схем двигунів. Однією із таких перспективних схем є триконтурний турбореактивний двигун із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки. Теоретичні розрахунки показують, що він має високу ефективність і економічність в порівнянні з сучасними двоконтурними двигунами різного ступеня двоконтурності [157, 168]. Однак питання щодо дослідження профільного опору мотогондоли газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою до теперішнього часу не досліджено.

В розділі проведена оцінка впливу параметрів течії на зовнішній поверхні мотогондоли на формування примежового шару перед турбовентиляторною приставкою турбореактивного двигуна при обтіканні мотогондоли в'язким потоком.

При обтіканні мотогондоли реальним газом завжди має місце прилипання потоку до стінок. Явище прилипання значно змінює картину ліній току, так як воно визиває, внаслідок тертя, заторможення прилеглого до

стінок тонкого шару газу. В тонкому шарі швидкість течії збільшується від нуля на стінці (прилипання) до свого повного значення у зовнішньому потоці, в якому течію можна розглядати без наявності тертя.

При розрахунку обтікання мотогондולי в'язким потоком використовується теорія примежового шару, згідно з якою область завихрення течії рідини, в якій помітно проявляються сили в'язкості, зосереджена в тонкому примежовому шарі, що безпосередньо примикає до обтічного тіла.

Поза примежового шару з достатнім ступенем точності течію рідини можна вважати потенційною і нехтувати силами в'язкості. Для узгодження параметрів примежового шару і зовнішньої потенційної течії використовується інтегральне рівняння примежового шару, яке дозволяє знайти розподіл товщини втрати імпульсу, товщини витіснення і визначити збурення, що вносяться до потік дією витіснення примежового шару.

При обтіканні мотогондולי товщина примежового шару збільшується вздовж поверхні мотогондולי двигуна в напрямку до задньої кромки. Це пов'язано з тим, що кількість заторможеної речовини збільшується. Наявність опору мотогондולי викликає втрати енергії у примежовому шарі, що спричинює зменшення витрати повітря на вході в ГТД з турбовентиляторною приставкою, що в свою чергу, впливає на зменшення реактивної сили тяги у вентиляторному контурі.

Аналітично товщину примежового шару можна визначити за наступним рівнянням [196]:

$$\frac{\delta}{l} = 0,37(\text{Re}_l)^{-1/5},$$

де  $\delta$  - товщина примежового шару,  $l$  - довжина мотогондולי для якої розраховується примежовий шар,  $\text{Re}_l = \frac{V \cdot l}{\nu}$  - число Рейнольдса, де  $V$  - швидкість потоку,  $\nu$  - кінематична в'язкість повітря.

Однією з інтегральних характеристик примежового шару є товщина втрати імпульсу.

Чисельний експеримент дає можливість проводити дослідження опору мотогондоли ГТД 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. 4.5 представлена досліджувана модель мотогондоли. Максимальний діаметр мотогондоли для газогенератора складає – 0,6 м, довжина мотогондоли до турбовентиляторної приставки – 2,5 м, діаметр мотогондоли турбовентиляторної приставки – 1 м.

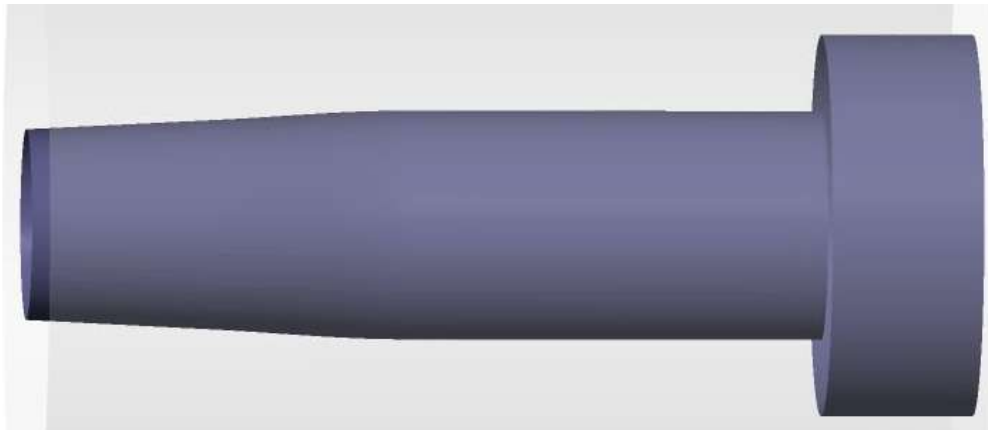


Рис. 4.5 Модель мотогондоли ГТД з турбовентиляторною приставкою

Була проведена серія розрахунків обтікання мотогондоли з турбовентиляторною приставкою при числах Маха  $M = 0,3 \dots 0,8$ .

На рис. 4.6 показане поле швидкостей на вході у вентиляторний контур мотогондоли ГТД з турбовентиляторною приставкою.

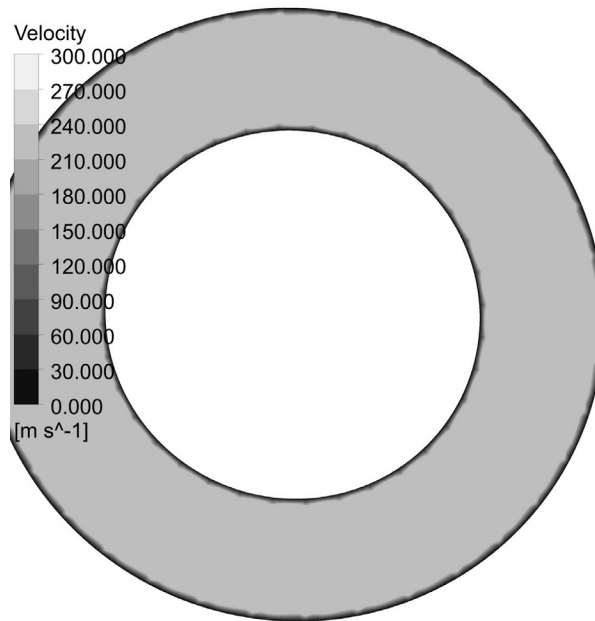


Рис. 4.6. Поле швидкостей на вході у вентиляторний контур мотогондоли ГТД з турбовентиляторною приставкою

Візуалізація обтікання мотогондоли ілюструє вплив примежового шару на поверхні мотогондоли на течію перед вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки. Для аналізу впливу параметрів течії на зовнішній поверхні турбовентиляторної приставки на формування примежового шару досліджувався вплив числа Рейнольдса на товщину витіснення  $\delta^*$  перед вхідним перерізом турбовентиляторної приставки.

За результатами розрахунків побудована залежність товщини витіснення примежового шару  $\delta^*$  від числа Рейнольдса (рис. 4.7). Крапками позначені результати чисельного експерименту, лінією з крапками – результати аналітичного розрахунку, отримані за рівнянням (4.13).

Залежність, що представлено на рис. 4.7 ілюструє характер зміни товщини витіснення примежового шару від зміни числа Рейнольдса. Результати аналітичних розрахунків добре узгоджуються з отриманими даними чисельного експерименту.

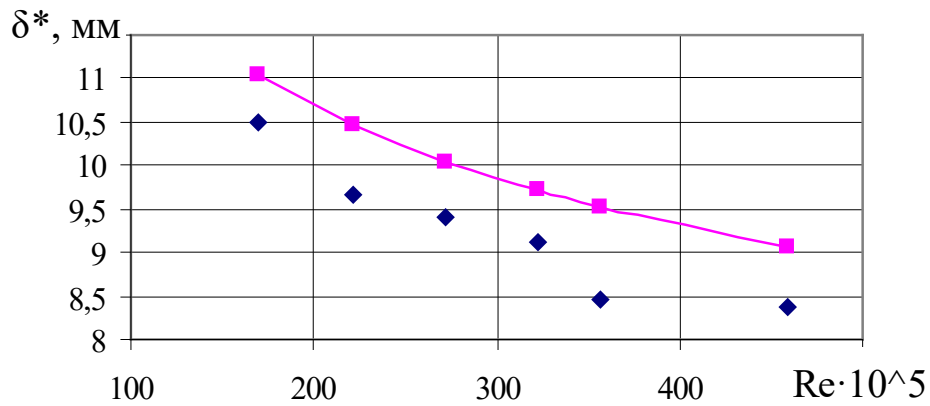


Рис. 4.7. Залежність товщини витіснення примежового шару від числа Рейнольдса

Результати досліджень показують, що товщина витіснення примежового шару може суттєво впливати на величину витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки при значеннях числа  $Re = 170 \dots 450 \cdot 10^5$ .

Розглянемо задачу моделювання течії на поверхні мотогондолои газогенераторного модуля з відсмоктуванням примежового шару з метою оцінки впливу параметрів течії на зовнішній опір мотогондолои та на витрату повітря у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки.

#### **4.3. Розрахунково-експериментальне дослідження впливу управління примежовим шаром на аеродинамічний опір ступінчастої мотогондолои газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою**

Задача розрахунково-експериментального дослідження впливу управління примежовим шаром на аеродинамічний опір ступінчастої мотогондолои газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою здійснювалась шляхом моделювання течії на поверхні моделей мотогондол з відсмоктуванням примежового шару.

При течії газу в каналі при обтіканні тіл різної форми на стінках

утворюється примежовий шар, викликаний наявністю сил тертя. Відсмоктування невеликої кількості загальмованого у стінки газу є одним із засобів ламінаризації течії в примежовому шарі і зменшення тертя.

При течії газу в каналі, при обтіканні тіл різної форми на стінках утворюється примежовий шар, який викликається наявністю сил тертя. Виникнення примежового шару призводить до збільшення гідравлічних втрат.

Управління примежовим шаром дозволяє знизити гідравлічні втрати. Одним із ефективних методів, який відноситься до активних методів, є відсмоктування примежового шару через спеціальні отвори [1, 83, 137, 139, 177, 181, 182, 188, 189, 196].

В роботах [152, 188, 189] показано, що використання відсмоктування примежового шару дозволяє знизити гідравлічні втрати і зменшити товщину примежового шару, а також запобігти небажаному відриву примежового шару. В роботах [140, 188, 189] розглядаються задачі оптимізації закону відсмоктування примежового шару. У роботі представлено вирішення двох завдань оптимального управління примежовим шаром: ламінаризація з найменшою витратою енергії і запобігання відриву з найменшою витратою енергії.

Ефективність застосування відсмоктування примежового шару досліджується за допомогою фізичного та чисельного експерименту. Кожен з методів дослідження має свої переваги і недоліки. Перевага чисельного експерименту є можливість проводити дослідження управління примежовим шаром за короткий час при будь-яких початкових і граничних умовах для тіл будь-якої форми. Однак чисельний експеримент доцільно використовувати на перших етапах дослідження. Аналіз літературних джерел з даної проблеми показав, що залишається не до кінця дослідженим питання про вплив форми каналів для здійснення відсмоктування примежового шару на поверхні мотогондолі.

В роботі ставиться завдання оцінити вплив форми вхідних кромek отворів на ефективність відсмоктування примежового шару на поверхні

МОТОГОНДОЛИ.

Поставлена задача вирішувалася методом чисельного моделювання. Розрахунок течії на поверхні мотогондולי проводився за допомогою осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса, які замикалися моделлю турбулентної в'язкості SST Ментера. Вибір саме цієї моделі турбулентної в'язкості ґрунтується на здатності даної моделі адекватно моделювати процеси в ядрі потоку та біля стінок. Для урахування примежового шару розрахункова сітка мала адаптацію примежового шару. Тип розрахункової сітки - неструктурована. Робоче тіло - повітря при стандартних атмосферних умовах. На вході задавалася осьова швидкість 100 м/с.

Об'єкт дослідження – модель циліндричної мотогондולי довжиною 100мм. На поверхні моделі мотогондולי виконано 15 рядів отворів для управління примежовим шаром, ширина яких 1мм, відстань між рядами 3 мм. Перший ряд отворів розташований в 20мм від вхідного перерізу моделі мотогондולי. Для дослідження обрані дві форми вхідних кромek отворів (рис.4.8). Висота отвору 1 мм.

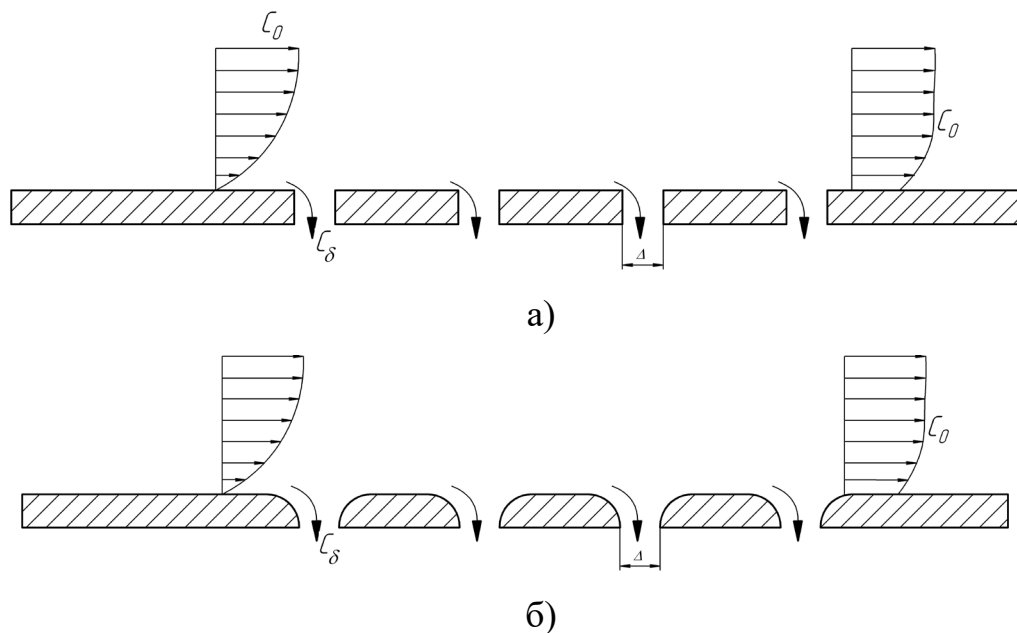


Рис. 4.8. Схема течії на поверхні моделі циліндричної мотогондולי з відсмоктуванням примежового шару через отвори:

а – отвори з прямокутними вхідними кромками, б – отвори з профільованими вхідними кромками

Для оцінки інтенсивності управління примежового шаром автор пропонує використовувати *коефіцієнт відсмоктування* у вигляді:

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

де  $\delta^*$  – товщина витіснення примежового шару;  $\rho_0$  – густина газу у ядрі потоку;  $c_0$  – швидкість газу у ядрі потоку;  $\Delta$  – лінійний розмір одиничного отвору для відсмоктування примежового шару;  $z$  – кількість отворів для відсмоктування примежового шару на поверхні моделі мотогондололи;  $c_s$  – швидкість газу в каналах для відсмоктування примежового шару;  $\rho_s$  – густина газу в каналах.

Першим етапом роботи був розрахунок примежового шару на поверхні моделі мотогондололи без використання управління примежовим шаром.

В ході наступного етапу роботи були проведені серії газодинамічних розрахунків течії на поверхні моделі мотогондололи з використанням відсмоктування примежового шару при різній інтенсивності.

На рис. 4.9 - 4.11 показані фрагменти візуалізації течії на поверхні мотогондололи без управління примежовим шаром і з відсмоктуванням примежового шару через отвори з різною формою вхідних кромок.

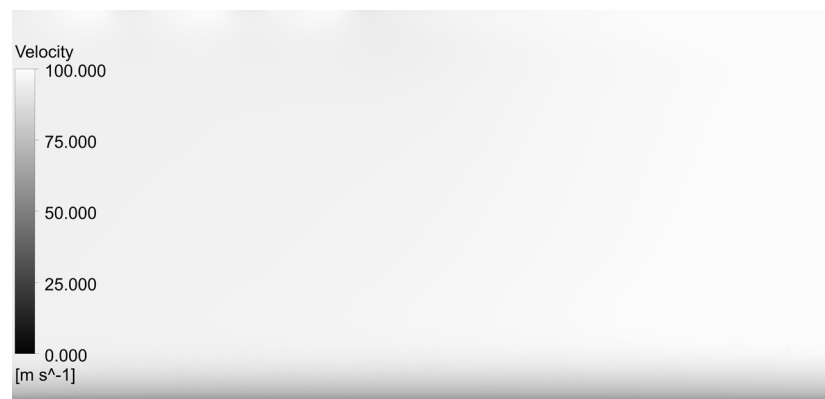


Рис.4.9. Примежовий шар на поверхні циліндричної мотогондололи





Рис. 4.10. Примежовий шар на поверхні циліндричної мотогондоли з відсмоктуванням (отвори з прямокутними вхідними кромками)



Рис.4.11. Примежовий шар на поверхні циліндричної мотогондоли з використанням відсмоктування (отвори з профільованими вхідними кромками)

Аналіз результатів дослідження показує, що зміна параметрів примежового шару на поверхні моделі циліндричної мотогондоли при відсмоктуванні примежового шару через отвори практично не залежить від форми вхідної кромки отворів.

За результатами дослідження побудований графік (рис.4.12), який показує

зміну товщини примежового шару  $\delta$  за довжиною моделі циліндричної мотогондоли при інтенсивності управління примежовим шаром коефіцієнтом відсмоктування  $C_\delta = 0,9...1,0$ .

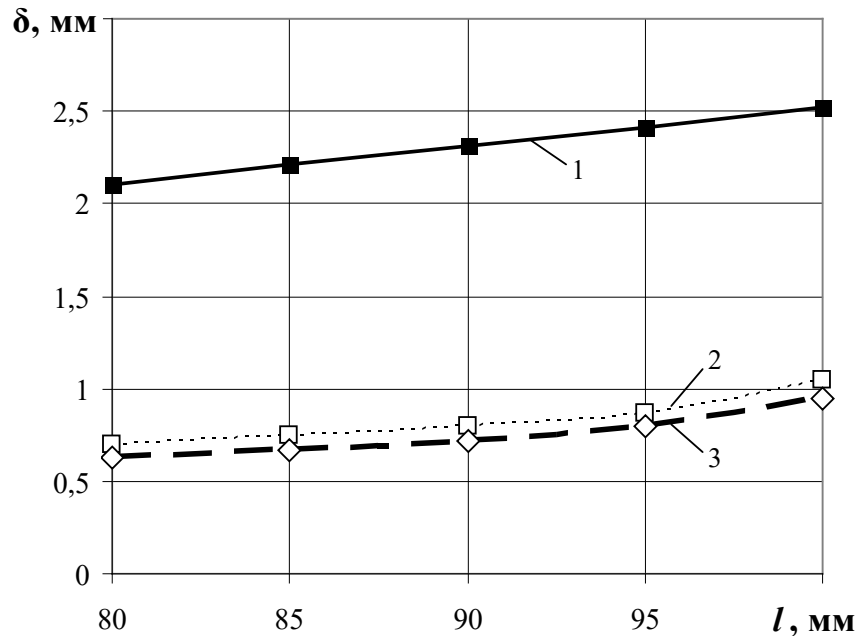


Рис.4.12. Зміна товщини примежового шару  $\delta$  за довжиною моделі циліндричної мотогондоли

1 – без управління примежовим шаром, 2 – з відсмоктуванням примежового шару через отвори з прямокутними вхідними кромками, 3 – з відсмоктуванням примежового шару через отвори з профільованими вхідними кромками

Аналіз графіка на рис. 4.12 показує, що форма вхідної кромки отворів для відсмоктування примежового шару не істотно впливає на ефективність управління примежовим шаром. При відсмоктуванні через отвори з прямокутними вхідними кромками товщина примежового шару зменшується на 58...65%, при застосуванні профільованих вхідних кромки - ефективність зростає до 63...70%.

Отримані результати чисельного дослідження з моделювання течії на поверхні циліндричної мотогондоли газогенератора є підґрунтям для

розрахунку профільного опору мотогондоли з відсмоктуванням примежового шару.

В даному дослідженні профільний опір  $X_{\text{TP}}$  мотогондоли силової установки з турбовентиляторною приставкою визначався без урахування інтерференції несучих поверхонь крила, фюзеляжу, пілонів кріплення двигунів з мотогондолою силової установки.

Метою роботи є аналіз шляхів вирішення сполученої задачі тертя і тепломасообміну на поверхні мотогондоли при управлінні примежовим шаром шляхом відсмоктування з поверхні мотогондоли примежового шару через пористу поверхню.

Основним параметром, який характеризує інтенсивність відсмоктування примежового шару є *коефіцієнт відсмоктування*, який є відношенням маси частини примежового шару, що відсмоктується, до маси повітря, що відповідає товщині витіснення примежового шару

$$C_{\delta} = \frac{m_c}{m_0},$$

де  $m_c$  - масова витрата примежового шару, що відсмоктується, через отвори в мотогондолі газогенератора;  $m_0$  - масова витрата повітря, яка відповідає товщині витіснення примежового шару у вихідному перерізі поверхні мотогондоли газогенератора.

Для оцінки впливу параметрів системи відсмоктування і визначення оптимальних значень *коефіцієнту відсмоктування* (цільовою функцією є мінімізація зовнішнього опору ступінчастої мотогондоли), використовується теорія примежового шару і відомі методи розрахунку турбулентних струменів. Більшість відомих методів розрахунку примежового шару [1, 83, 137, 139, 177, 181] базуються на результатах експериментальних досліджень пристінних струменів.

Розвиток методів розрахунку пристінних турбулентних струменів в градієнтному потоці [182, 188, 189, 196] дозволив розробити метод розрахунку *коефіцієнту відсмоктування* для випадків течії пристінного

струменя з довільним профілем швидкостей. Інтегральні методи дозволяють розрахувати розвиток пристінного струменя аж до точки відриву. При цьому використовується напівемпірична апроксимація профілю швидкостей, який складається з окремих частин, що мають окремі властивості примежового шару вільного струменя. Для кожного шару використовується інтегральне рівняння імпульсів і енергії, а також напівемпіричні вирази для дотичних напружень.

Задача визначення оптимальних значень *коефіцієнт у відсмокт ування* і оптимальних параметрів системи відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондולי передбачає порівняльну оцінку витрат енергії на відсмоктування примежового шару і ефектів зниження аеродинамічного опору мотогондולי і збільшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Даний метод дозволяє теоретично досліджувати оптимальні значення *коефіцієнт у відсмокт ування* і оптимальні параметри системи відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондולי з метою зниження аеродинамічного опору мотогондולי і збільшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Оптимальна інтеграція турбореактивного двигуна, мотогондולי і повітряного судна є однією з актуальних проблем, вирішення якої значною мірою визначає економічність, ефективність і надійність літальних апаратів.

При розрахунку обтікання мотогондולי в'язким потоком використовується теорія примежового шару, згідно з якою область завихрення течії рідини, в якій помітно проявляються сили в'язкості, зосереджена в тонкому примежовому шарі, що безпосередньо примикає до обтічного тіла. Поза примежового шару з достатнім ступенем точності течію можна вважати потенційною і нехтувати силами в'язкості.

Наступним етапом дослідження було визначення впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондולי газогенератора на аеродинамічні характеристики силової установки ТРДД з

турбовентиляторною приставкою.

На рис. 4.13 показана схема відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондолої газогенератора через перфорацію під дією перепаду тисків на зовнішній і внутрішній поверхнях мотогондолої.

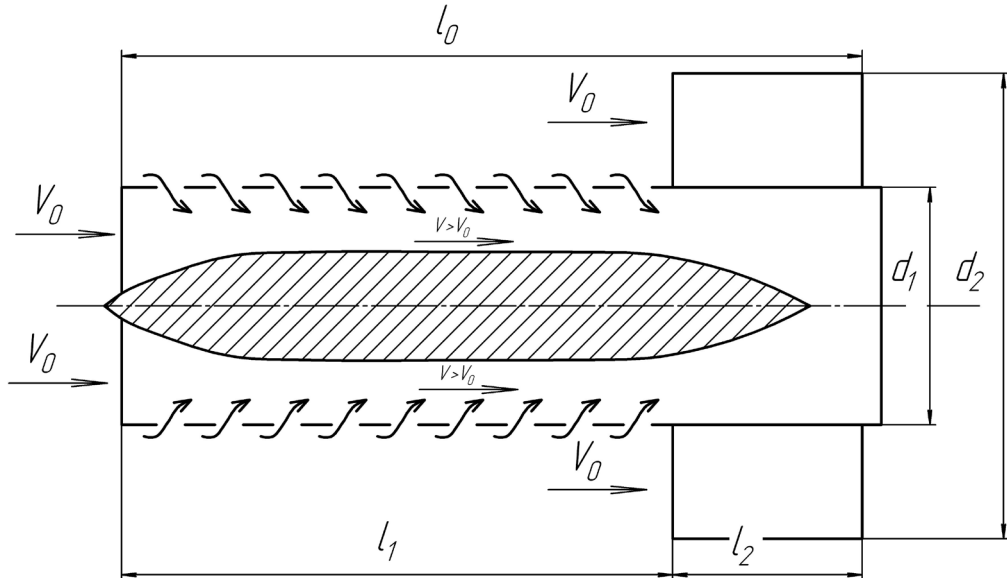


Рис.4.13. Схема мотогондолої з відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондолої газогенератора через перфораційні отвори

Зовнішній опір силової установки з турбовентиляторною приставкою при управлінні примежовим шаром на поверхні мотогондолої газогенератора визначався як:

$$X_{\text{ТРД}\delta} = \frac{\rho V^2}{2} \pi \left[ C_{\text{ХГ}\delta} d_1 l_1 + C_{\text{ХТВП}} d_0 l_0 (1 - \bar{l}_1) \right].$$

Зовнішній опір мотогондолої звичайного ТРДД

$$X_{\text{ТРДД}} = C_{X_0} \frac{\rho V^2}{2} \pi d_0 l_0.$$

Відносна зміна зовнішнього опору мотогондолої авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою при використанні відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондолої газогенератора

визначалася за формулою

$$\bar{X}_{\text{ТРГД}} = \frac{X_{\text{ТРГД}}}{X_{\text{ТРДД}}} = \left[ \frac{C_{X_{\text{ГГ}}} \bar{d}_1 \bar{l}_1 + C_{X_{\text{ТВП}}} (1 - \bar{l}_1)}{C_{X_0}} \right],$$

де  $\bar{d}_1 = \frac{d_1}{d_0}$ ;  $\bar{l}_1 = \frac{l_1}{l_0}$ ;  $C_{X_{\text{ГГ}\delta}} = f(C_\delta)$ .

В приведених формулах  $C_{X_{\text{ГГ}}}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора без управління примежовим шаром і  $C_{X_{\text{ГГ}\delta}}$  коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора з відсмоктуванням примежового шару. При  $C_\delta = C_{\delta_{\text{опт}}}$  профільний опір мотогондоли газогенераторного модуля  $X_{\text{ГГ}}=0$ . Тому відносний вплив відсмоктування примежового шару на зовнішній аеродинамічний опір мотогондоли можна оцінювати за формулою.

$$\bar{X}_{\text{ТРГД}\delta} = \frac{C_{X_{\text{ТВП}}}}{C_{X_0}} (1 + \bar{l}_1).$$

На рис. 4.14 показані залежності опору мотогондоли силової установки від інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора.

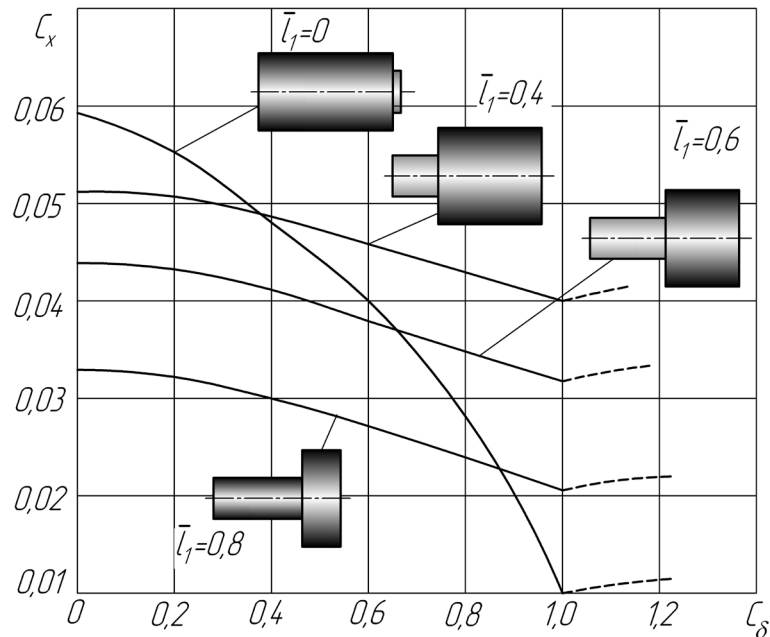


Рис. 4.14. Залежність аеродинамічного опору мотогондоли силової установки від інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора

Як видно з рисунка 4.14 відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора приводить до зменшення аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора.

При коефіцієнті відсмоктування примежового шару  $C_{\delta}=1,0$  практично весь опір мотогондоли визначається зовнішнім аеродинамічним опором мотогондоли турбовентиляторної приставки, тобто зовнішній опір силової установки досягає найменшої величини.

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

Примежовий шар з поверхні мотогондоли газогенератора поступає в проточну частину вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки мотогондоли і бере участь в робочому процесі турбовентиляторної приставки.

Тому, наступним етапом дослідження було визначення впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на тягово-економічні характеристики силової установки ТРДД з турбовентиляторною приставкою.

Для кількісної оцінки впливу відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора на параметри силової установки необхідно створення методики визначення параметрів турбореактивного двигуна і мотогондоли силової установки, що використовує ефект відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли модуля газогенератора.

Така методика дозволить теоретично визначати параметри системи відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли з метою зниження аеродинамічного опору мотогондоли і збільшення внутрішньої

тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Створення методики інтеграції турбореактивного двигуна і мотогондולי силової установки, що використовує ефект відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондולי модуля газогенератора є змістом наступних розділів дисертації.

### **Висновки за 4 розділом**

1. Проведена оцінка впливу параметрів течії на зовнішній поверхні мотогондולי на формування примежового шару перед турбовентиляторною приставкою турбореактивного двигуна при обтіканні мотогондולי в'язким потоком.

2. Досліджено залежність опору мотогондולי силової установки від інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондולי газогенератора методом чисельного експерименту. Результати розрахунків показали, що форма вхідної кромки отворів для відсмоктування примежового шару не істотно впливає на ефективність управління примежовим шаром. При прямокутних вхідних кромках отворів для управління примежовим шаром товщина примежового шару зменшується на 58...65%, при профільованих вхідних кромках ефективність зростає до 63...70%. Показано, що при коефіцієнті відсмоктування  $C_8 = 0,9...1,0$  зовнішній аеродинамічний опір силової установки наближається до найменшої величини.

3. Результати дослідження показали, що важливим етапом у вирішенні проблеми визначення оптимальних параметрів системи управління примежовим шаром є узгодження аеродинамічних характеристик мотогондולי з характеристиками турбовентиляторної приставки, що використовує енергію примежового шару, яка видаляється з поверхні мотогондולי газогенератора. Показано, що найкращі характеристики системи «мотогондола газогенератора - турбовентиляторна приставка» забезпечуються при витраті повітря через пористу поверхню мотогондולי в



кількостях, які приблизно відповідають величині відносної товщини витіснення примежового шару.

4. Запропоновано методику визначення параметрів системи управління примежовим шаром і узгодження аеродинамічних характеристик мотогондоли з характеристиками турбовентиляторної приставки, що використовує енергію примежового шару, який видається з поверхні мотогондоли газогенератора. Методика дозволяє теоретично досліджувати оптимальні значення коефіцієнта відсмоктування і оптимальні параметри системи відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли з метою зниження аеродинамічного опору мотогондоли і збільшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

## РОЗДІЛ 5. АЕРОТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНА ІНТЕГРАЦІЯ ДВОКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ ТА СТУПІНЧАСТОЇ МОТОГОНДОЛИ АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

### 5.1. Концепція аеротермогазодинамічної інтеграції ступінчастої мотогондолою і двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою

Концепція аеротермогазодинамічної інтеграції мотогондолою і двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою ґрунтується на використанні енергії примежового шару на поверхні мотогондолою газогенератора для збільшення ефективної тяги турбореактивного двигуна. Відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондолою газогенераторного модуля турбовентиляторною приставкою призводить до зниження аеродинамічного опору мотогондолою газогенератора і збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки. Збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки забезпечується тим, що примежовий шар, який відсмоктується під дією перепаду тиску на поверхні мотогондолою  $\Delta G_\delta$ , додається до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{II}$ . Турбовентиляторну приставку виконують у вигляді двоярусного робочого колеса. Внутрішня частина робочого колеса утворюється лопатками турбіни, а зовнішня – лопатками вентилятора.

Втулкова частина лопаткового вінця вентиляторного контуру забезпечує відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондолою газогенератора, як показано на рис.5.1. Під дією перепаду тисків примежовий шар з поверхні мотогондолою через перфоровані отвори відсмоктується у внутрішню порожнину мотогондолою газогенератора і надходить на вхід у вентиляторний контур турбовентиляторної приставки. Кількість повітря, яке відсмоктується з поверхні мотогондолою, визначається параметрами

примежового шару в перетині перед вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки.

Схему компоновки мотогондоли і ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки та позначення основних перерізів, в яких визначаються термогазодинамічні параметри потоку, зображено на рис 5.1.

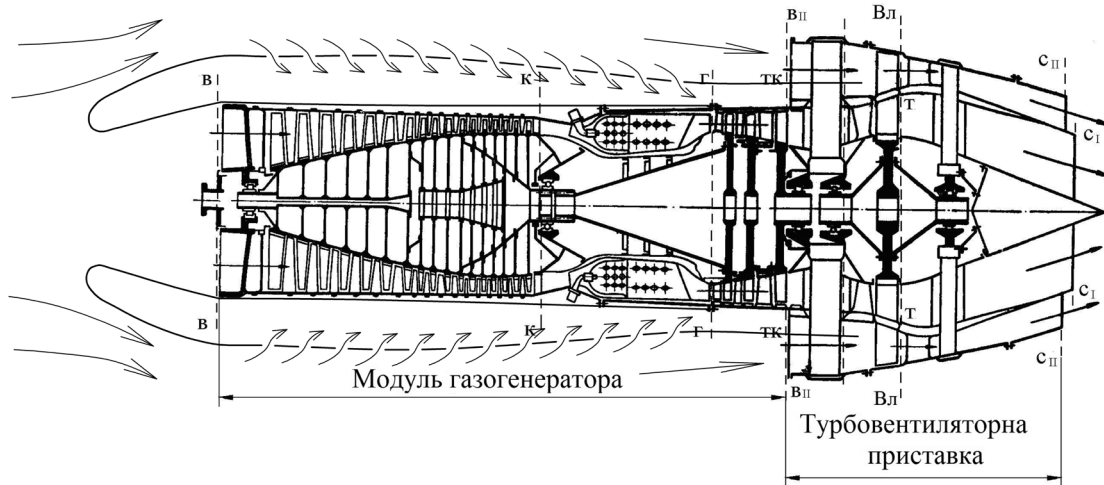


Рис. 5.1 Схема компоновки мотогондоли і ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки

Ефективна тяга силової установки з турбовентиляторною приставкою визначається як сума внутрішньої тяги газогенераторного контура та тяги, що створюється турбовентиляторною приставкою, з урахуванням негативного впливу зовнішнього аеродинамічного опору мотогондоли газогенераторного контуру та мотогондоли турбовентиляторної приставки.

$$R_{\text{еф}} = R_{\Sigma} - X_{\text{мг}},$$

$$R_{\Sigma} = R_I + R_{II},$$

$$X_{\text{мг}} = X_{\text{ГТ}} + X_{\text{ТВП}},$$

$$R_{\text{еф}} = (R_I + R_{II}) - (X_{\text{ГТ}} + X_{\text{ТВП}}).$$

Внутрішня тяга турбовентиляторної приставки буде зростати внаслідок додавання до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{II}$  додаткової маси повітря  $\Delta G_{\delta}$ , що відсмоктується з поверхні мотогондоли газогенератора.

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

Внаслідок додавання до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{II}$  додаткової маси повітря  $\Delta G_{\delta}$ , що відсмоктується з поверхні мотогондоли газогенератора, реальний ступінь двоконтурності буде визначатися як ефективний ступінь двоконтурності турбовентиляторної приставки

$$m_{\text{еф}} = (G_{II} + \Delta G_{\delta}) / G_I$$

або

$$m_{\text{еф}} = m (1 + K_{\delta}),$$

де  $K_{\delta} = \Delta G_{\delta} / G_{II}$  - *коефіцієнт впливу мотогондоли газогенератора* на витрату повітря у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки.

Аеротермогазодинамічний розрахунок силової установки з відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки складається з декількох розрахункових модулів.

- Модуля термогазодинамічного розрахунку одноконтурного газогенератора;
- Модуля термогазодинамічного розрахунку турбовентиляторної приставки;
- Модуля аеродинамічного розрахунку мотогондоли газогенератора;
- Модуля аеродинамічного розрахунку мотогондоли турбовентиляторної приставки;

- Модуля узгодження параметрів та характеристик мотогондолои газогенератора з відсмоктуванням примежового шару та параметрів турбовентиляторної приставки.

Витрата повітря через вентиляторну приставку в реальному процесі визначається з урахуванням примежового шару, який формується на поверхні мотогондолои газогенератора за виразом:

$$G_{ell} = G_{II} + \Delta G_{\delta} = G_{II}(1 + K_{\delta}).$$

Для урахування додавання додаткової маси повітря до вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки *коефіцієнт впливу мотогондолои газогенератора* на витрату повітря у турбовентиляторній приставці може бути представлено у наступному вигляді:

$$K_{\delta} = \frac{4\delta^* D_1}{D_1^2 \left[ \left( \frac{D_2}{D_1} \right)^2 - 1 \right]};$$

$$\delta^* = \delta \frac{1}{(n+1)},$$

$$\delta = kx \frac{1}{\sqrt{Re}} = \frac{kl_1}{\sqrt{Re}},$$

$$K_{\delta} = \frac{4k\bar{l}_1}{(n+1)(m-1)\sqrt{Re}}.$$

Для поверхні мотогондолои газогенератора можна вважати  $k=1,37$  при значеннях  $Re > 3 \cdot 10^5$ .

Для компресорів ТРДД з втулочним відношенням  $d_{вт} = 0,35 \dots 0,45$  має місце відповідність співвідношення діаметрів турбовентиляторної приставки і ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки:

при  $D_2/D_1=3$   $m=9 \dots 10$ ,

при  $D_2/D_1=3$   $m=5 \dots 6$ ,

при  $D_2/D_1=3$   $m=5\dots 6$ .

Ефективний ступінь двоконтурності турбовентиляторної приставки визначається за формулою

$$m_{ef} = \frac{G_{eII}}{G_I} = m(1 + K_\delta).$$

Таким чином, відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля та додавання його до вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки забезпечує підвищення тяги та економічність двигуна.

Термодинамічний розрахунок силової установки з відсмоктуванням примежового шару з поверхні газогенератора ТРДД із заднім розташуванням вентилятора (турбовентиляторної приставки) складається з аеродинамічного розрахунку мотогондоли газогенератора, розрахунку базового газогенератора та визначення оптимальних параметрів модуля турбовентиляторної приставки з відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора. Базовий газогенератор створюється за одновальною або двовальною конструкцією.

Термодинамічний розрахунок газогенератора проводиться з метою визначення параметрів газового потоку перед турбінним контуром турбовентиляторної приставки.

Розглянемо методику визначення роботи циклу газогенераторного модуля з урахуванням його розташування в мотогондолі. Роботу циклу визначають за формулою, отриманою на основі сумісного вирішення рівнянь енергії та витрати для газогенератора:

$$L_{цил} = \frac{k}{k-1} RT_H \frac{e_I - 1}{\eta_{cI}} \left( \frac{\bar{m} \Delta_I \eta_{cI} \eta_{pI}}{e_I} - 1 \right). \quad (5.1)$$

У цій формулі параметри  $e_I = \pi_{\kappa\Sigma}^* \frac{k-1}{k} = \left( p_{\kappa}^* / p_{\text{H}} \right)^{\frac{k-1}{k}}$ ,  $\Delta_I = T_{\Gamma}^* / T_{\text{H}}$ ,  $\eta_{\text{cI}}$ ,  $\eta_{\text{pI}}$  стосуються процесів у внутрішньому контурі двигуна.

Робота циклу внутрішнього контуру  $L_{\text{цI}}$  витрачається на збільшення кінетичної енергії газу, що проходить через внутрішній контур, і на роботу стиснення повітря у турбовентиляторній приставці:

$$L_{\text{цI}} = \frac{c_{\text{cI}}^2 - V^2}{2} + L_{eI} = \frac{c_{\text{cI}}^2 - V^2}{2} + m_{\text{ef}} L_{\text{ВлII}} (1 + K_{\delta}), \quad (5.2)$$

де  $L_{eI}$  – частина роботи турбіни внутрішнього контуру, яка передається зовнішньому контуру;  $L_{\text{ВлII}}$  – робота стиснення другого контуру;  $m_{\text{ef}}$  – ефективний ступінь двоконтурності турбовентиляторної приставки, який враховує додавання до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{\text{II}}$  додаткову масу повітря  $\Delta G_{\delta}$ , що відсмоктується з поверхні мотогондоли газогенератора. З урахуванням примежового шару, що формується на поверхні мотогондоли газогенератора, ступінь двоконтурності турбовентиляторної приставки визначається за виразом  $m_{\text{ef}} = m(1 + K_{\delta})$ , де  $K_{\delta}$  – коефіцієнт, що враховує зменшення витрати повітря через вентилятор внаслідок впливу примежового шару на поверхні мотогондоли газогенератора. На рис. 5.2 показана залежність  $K_{\delta}$  від ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки.

Співвідношення між  $L_{eI}$  та  $L_{\text{ВлII}}$  визначається з умови балансу потужностей з урахуванням додаткового підведення повітря  $\Delta G_{\delta}$  у вентиляторний контур

$$G_{\text{BI}} L_{eI} = G_{\text{BII}} L_{\text{ВлII}} \quad (\text{або } L_{eI} = m L_{\text{ВлII}} (1 + K_{\delta})).$$

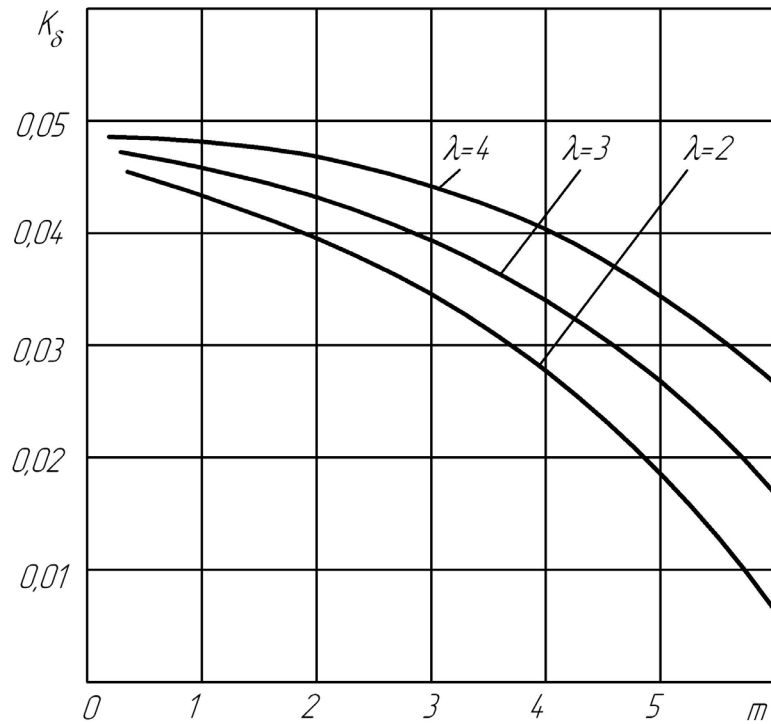


Рис.5.2. Залежність  $K_{\delta}$  від ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки

Роботу стиснення, що передається 1 кг повітря у внутрішньому контурі, визначають за виразом

$$L_{ВЛII} = \frac{k}{k-1} RT_{в}^* \left( \pi_{ВЛII}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{ВЛII}^*}. \quad (5.3)$$

При розширенні повітря у вихідному пристрої зовнішнього контуру робота стиснення  $L_{ВЛII}$  перетворюється на кінетичну енергію  $(c_{сII}^2 - V^2)/2$ . Гідравлічні втрати в цьому процесі враховують за допомогою ККД другого контуру

$$\eta_{II} = \frac{c_{сII}^2 - V^2}{2L_{ВЛII}}. \quad (5.4)$$

З урахуванням виразу (5.4) на підставі (5.2) запишемо рівняння, яке



показує перетворення роботи циклу внутрішнього контуру ТРДД з турбовентиляторною приставкою на зміну кінетичної енергії повітря, що проходить одночасно у двох контурах:

$$L_{цл} = \frac{c_{cI}^2 - V^2}{2} + \frac{c_{cII}^2 - V^2}{2} \frac{m(1 + K_{\delta})}{\eta_{II}}. \quad (5.5)$$

При незмінних параметрах робочого процесу  $\epsilon_I$ ,  $\eta_{cI}$ ,  $\eta_{pI}$ ,  $\Delta_I$  робота циклу внутрішнього контуру  $L_{цл}$  буде постійною, а її розподіл між контурами визначатиме питому тягу, яка створюється окремо у внутрішньому та зовнішньому контурах двигуна. Питома тяга ТРДД з турбовентиляторною приставкою залежить від питомих тяг кожного контуру, тобто

$$R_G = \frac{R_{GI} + mR_{GII}}{1 + m} = \frac{(c_{cI} - V) + m(c_{cII} - V)(1 + K_{\delta})}{1 + m(1 + K_{\delta})}. \quad (5.6)$$

Визначимо умову оптимального розподілу роботи циклу  $L_{цл}$  між зовнішнім і внутрішнім контурами, коли питома тяга двигуна у відповідних умовах польоту буде максимальною.

Для розв'язання цієї задачі визначимо похідну виразу (5.6) за  $L_{ВлII}$  при  $m = \text{const}$  та  $\eta_{II} = \text{const}$ :

$$\frac{\partial R_G}{\partial L_{ВлII}} = \left( \frac{\partial c_{cI}}{\partial L_{ВлII}} + m(1 + K_{\delta}) \frac{\partial c_{cII}}{\partial L_{ВлII}} \right) \frac{1}{(1 + K_{\delta})m + 1},$$

та отримаємо

$$\frac{\partial c_{cI}}{\partial L_{ВлII}} = -\frac{(1 + K_{\delta})m_{ef}}{c_{cI}};$$

$$\frac{\partial c_{cII}}{\partial L_{ВлII}} = \frac{\eta_{II}}{c_{cII}}.$$

Умовою оптимального розподілу роботи циклу першого контуру  $L_{ц1}$  між внутрішнім та зовнішнім контурами є реалізація співвідношення

$$\frac{c_{cII}}{c_{cI}} = \eta_{II}. \quad (5.7)$$

При  $\eta_{II} = 1$  оптимальний розподіл роботи циклу  $L_{ц1}$  відповідає умові

$$c_{cI} = c_{cII},$$

що передбачає рівність  $R_{G1} = R_{GII} = R_G$ .

У загальному випадку оптимальне значення  $\pi_{ВлIIopt}^*$  (або значення  $L_{ВлIIopt}$ ) для ТРДД з турбовентиляторною приставкою залежить від різних факторів. Для стендових умов (при  $V = 0$ ) на підставі (5.1), (5.2) та (5.7) отримаємо наступну формулу для визначення оптимальної роботи стиснення у другому контурі  $L_{ВлIIopt}$ :

$$L_{ВлIIopt} = \frac{L_{ц1} \eta_{II}}{m_{ef} \eta_{II} + 1} = \frac{L_{ц1} \eta_{II}}{m(1 + K_{\delta}) \eta_{II} + 1} \quad (5.8)$$

Значення  $L_{ВлIIopt}$ , визначають за формулою (5.8) для заданого значення  $L_{ц1}$  за значеннями швидкостей витікання потоків з контурів  $c_{cI}$  і  $c_{cII}$ , а також відношенням тисків за вентилятором та турбіною  $\frac{p_{ВлII}^*}{p_T^*}$ , а також ступенем підвищення тиску у другому контурі.

Температура повітря на виході із зовнішнього контуру набагато менша за температуру газу за турбіною  $T_T^*$ , тому для дотримання умови  $c_{cI} \approx c_{cII}$  тиск  $p_{ВлII}^*$  має бути більшим за тиск  $p_T^*$ .

Аналіз залежності  $L_{ВлIIopt}$  від ступеня двоконтурності  $m$  за різних

значень температури газу перед турбіною  $T_{\Gamma}^*$  показує, що підвищення ступеня двоконтурності (при заданих умовах польоту) веде до зменшення оптимального значення ступеня підвищення тиску у другому контурі.

Якщо швидкість польоту збільшується, то збільшується і співвідношення швидкостей  $c_{cII}/c_{cI}$ . Отже, розрахункові значення  $\pi_{ВлII}^*$  визначають з урахуванням розрахункових умов польоту літака.

Розглянемо вплив основних параметрів робочого процесу  $\pi_{к\Sigma}^*$  та  $T_{\Gamma}^*$  на значення.

$R_G$  та  $C_R$  при фіксованих значеннях ступеня двоконтурності двигуна  $m$ . Відомо, що при  $\eta_{II} = 1$  й оптимальному значенні  $\pi_{ВлII}^*$  швидкість течії газу на виході з внутрішнього і зовнішнього контурів визначають за формулою

$$c_{cI} = c_{cII} = \sqrt{\frac{2L_{цI}}{1 + (1 + K_{\delta})m} + V^2}. \quad (5.9)$$

Отже, при повному розширенні газу в контурах питома тяга ТРДД з турбовентиляторною приставкою та роздільним виходом потоків

$$R_G = R_{GI} = R_{GII} = \sqrt{\frac{2L_{цI}}{1 + (1 + K_{\delta})m} + V^2} - V, \quad (5.10)$$

а питома витрата палива двигуна

$$C_R = \frac{3600Q_I}{[1 + (1 + K_{\delta})m]\eta_{\Gamma}H_u R_G}, \quad (5.11)$$

де  $Q_I = c_{II}(T_{\Gamma}^* - T_{к}^*)$  – кількість теплоти, що передається повітрю в камері згоряння внутрішнього контуру.

Аналіз формул (5.10) і (5.11) свідчить про залежність  $R_G$  та  $C_R$  тільки від ступеня ефективної двоконтурності двигуна  $m$  і параметрів циклу

внутрішнього контуру в заданих умовах польоту.

Вплив ступенів підігрівання  $\Delta_I = T_I^*/T_H$  і підвищення тиску у внутрішньому контурі  $\pi_{\kappa\Sigma}^*$  при незмінному значенні  $m$  на значення  $R_G$  і  $C_R$  такий самий, як і в одноконтурному ТРД (при  $m = 0$  він є окремим випадком ТРДД). За заданих умов польоту ( $M_H = \text{const}$  та  $H = \text{const}$ ) максимальна питома тяга  $R_{G_{\max}}$  досягається за оптимального значення ступеня підвищення тиску у двигуні

$$e_{I_{\text{opt}}} = \sqrt{m \Delta_I \eta_{cI} \eta_{pI}}, \quad (5.12)$$

а мінімум питомої витрати палива  $C_R$  ТРДД з турбовентиляторною приставкою, як і ТРД, за умови

$$\pi_{\kappa\Sigma_{\text{ек}}}^* > \pi_{\kappa\Sigma_{\text{opt}}}^*. \quad (5.13)$$

Формули (5.10) та (5.11) вказують на те, що при збільшенні ступеня двоконтурності  $m$  питома тяга  $R_G$  і питома витрата палива  $C_R$  зменшуються.

Величини  $\bar{R}_G = R_G/R_{G0}$  та  $\bar{C}_R = C_R/C_{R0}$  характеризують відносні значення питомої тяги та питомої витрати палива, де  $R_G$  та  $C_R$  – значення питомих параметрів ТРДД з турбовентиляторною приставкою за різних значень  $m$ , а  $R_{G0}$  і  $C_{R0}$  – значення цих самих параметрів при  $m = 0$ , тобто для ТРД.

Отримані залежності свідчать про те, що у стендових умовах ( $M_H = 0$  та  $H = 0$ ) питома витрата палива ТРДД з турбовентиляторною приставкою безперервно зменшується при збільшенні ступеня двоконтурності  $m$ .

Якщо ТРДД з турбовентиляторною приставкою працює на висоті  $H = 11\text{км}$  і має число  $M_H = 0,9$ , то найменші витрати палива будуть при  $m = 6 \dots 10$ , а при  $M_H = 2$  значення ступеня двоконтурності ТРДД з турбовентиляторною приставкою, що забезпечують найменші питомі

витрати палива, зменшуються до  $m \approx 1,5$ .

Зазначимо, що ступінь двоконтурності двигуна вибирають за умови забезпечення найменшої питомої витрати палива  $C_{Rmin}$ . Від цього залежать розміри, зовнішній опір силової установки та масові характеристики двигуна. Двигуни для літаків з дозвуковими швидкостями польоту (700...800 км/год) мають  $m = 1...8$ , причому більш високим значенням параметрів робочого процесу ТРДД з турбовентиляторною приставкою відповідають більші значення ступеня його двоконтурності.

Тому, якщо на малих швидкостях польоту та нефорсованих режимах роботи збільшення ступеня двоконтурності сприяє поліпшенню економічності ТРДД з турбовентиляторною приставкою, то при польоті з великою надзвуковою швидкістю на форсованих режимах роботи доцільні значення ступеня двоконтурності не перевищують  $m = 0,5...2,0$ .

Економічні та ефективні газотурбінні двигуни можна створити лише при значному поліпшенні процесів, що відбуваються в елементах двигуна, зокрема процесу стиснення повітря у компресорі, а також розширення газу в газовій турбіні та реактивному соплі.

Розглянемо вплив ККД процесів стиснення і розширення на питому тягу та питому витрату палива на основі аналізу рівняння для роботи циклу внутрішнього контуру (газогенератора) ТРДД з турбовентиляторною приставкою будь-якої схеми. Одноконтурний ТРД можна розглядати при цьому як модуль газогенератора ТРДД з турбовентиляторною приставкою. Аналіз цього виразу вказує на збільшення роботи циклу внутрішнього контуру при зростанні ККД  $\eta_{cl}$  та  $\eta_{pl}$  і наближенні до ідеального циклу, коли  $\eta_{cl} = \eta_{pl} = 1$ . Водночас існують мінімальні значення ККД процесів стиснення  $\eta_{cl}$  та розширення  $\eta_{pl}$ , коли робота циклу не створюється  $L_{ци} = 0$ . Ці значення ККД можна визначити, виходячи з виразу роботи циклу внутрішнього контуру  $L_{ци}$ :

$$(\eta_{cI}\eta_{pI})_{\min} = \frac{e_I}{\bar{m}\Delta_I}. \quad (5.16)$$

Можна показати, наприклад, що при  $\pi_k^* = 15$  і  $T_r^* = 1500$  К для стендових умов ( $H = 0$ ,  $M_H = 0$ ) мінімальні значення коефіцієнтів корисної дії процесів стиснення та розширення  $\eta_{cI} = \eta_{pI} = 0,65 \dots 0,66$ .

При  $T_r^* = 1100$  К та  $\pi_k^* = 15$  ці значення ККД мають бути збільшеними до  $\eta_{cI} = \eta_{pI} = 0,75$ . Отже, чим менша температура  $T_r^*$ , тим більшими будуть мінімальні значення ККД процесів стиснення та розширення, коли  $L_{цI} = 0$ .

Зазначимо різний ступінь впливу ККД процесів стиснення і розширення на  $L_{цI}$ . Робота розширення більша від роботи стиснення, тому зміна на 1 % ККД процесу розширення сильніше впливає на  $L_{цI}$ , ніж зміна на 1 % ККД процесу стиснення. Врахування зміни ККД процесів розширення та стиснення, а точніше ККД компресора і турбіни, особливо важливе під час експлуатації авіаційних ГТД.

Ступінь двоконтурності  $m$  є одним із найголовніших параметрів, які визначають ефективність та економічність ТРДД. Зі збільшенням ступеня двоконтурності ТРДД збільшуються діаметральні розміри мотогондоли та, як наслідок, збільшується профільний опір авіаційної силової установки. Тому при розташуванні ТРДД в мотогондолі виникає необхідність урахування примежового шару на поверхні мотогондоли. Для ТРДД з турбовентиляторною приставкою ефективний ступінь двоконтурності  $m_{ef}$  визначається за співвідношенням

$$m_{ef} = \frac{q(\lambda_{крII})\sigma_{II}F_{крII}(1 + K_\delta)}{q(\lambda_{ввI})F_{ввI}}. \quad (5.17)$$

$K_\delta$  визначається за графіком на рис. 5.2. (менші значення  $K_\delta$  відповідають більшим значенням  $m$ ).

З аналізу виразу (5.17) випливає, що при незмінній геометрії ТРДД з турбовентиляторною приставкою і надкритичному перепаді тиску в соплі другого контуру (коли  $q(\lambda_{крII}) \cong 1$ ) зміна  $m_{сф}$  визначається зміною пропускної здатності компресора високого тиску  $q(\lambda_{ввт})$  та параметрами примежового шару на поверхні мотогондоли газогенератора  $K_{\delta}$ . В усіх випадках, коли зменшується зведена частота обертання  $n_{в.зв}$  (в разі дроселювання двигуна, збільшення температури  $T_H^*$  при  $n_b = \text{const}$  та ін.), ступінь двоконтурності двигуна  $m$  зростає.

Метою термодинамічного розрахунку двигуна є визначення параметрів потоку в характерних перерізах його проточної частини, питомої тяги двигуна і питомої витрати палива на розрахунковому режимі його роботи. Вихідні дані для розрахунку і проектування авіаційного двигуна визначаються типом літального апарата і його льотно-технічними характеристиками.

Вибір розрахункових значень основних параметрів робочого процесу базується на завданні температури газу перед турбіною  $T_T^*$ . Підвищення температури газу перед турбіною ТРДД з турбовентиляторною приставкою приводить до збільшення питомої тяги  $R_G$  та зниження питомої витрати палива  $C_R$ . Тому на ТРДД застосовують максимально можливі значення  $T_T^*$ .

Граничні значення температури газу перед турбіною залежать від великої кількості факторів, головні з яких пов'язані з організацією системи охолодження турбінних лопаток. Щоб отримати великий ресурс двигуна, розрахункові значення температури  $T_T^*$  беруть на 3...5 % нижчі, ніж  $T_{T \max}^*$ . Сучасний рівень значень температур  $T_T^*$  становить 1550...1700 К.

Параметри вентилятора турбовентиляторної приставки вибирають з урахуванням розрахункових умов польоту літального апарата ( $M_{н.р}$  і  $H_p$ ) і розподілу роботи циклу між внутрішнім та зовнішнім контурами.

При проектуванні застосовують оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку (корисної роботи циклу ТРДД), що забезпечує для певних умов польоту мінімальну питому витрату палива. Вихідними даними для визначення оптимальних значень  $m_{opt}$ ,  $\pi_{ВлIopt}$  є результати термодинамічного розрахунку газогенератора і розрахункові умови польоту.

Розглянемо методику розподілу корисної роботи внутрішнього контуру між контурами ТРДД та попереднього визначення  $m_{opt}$  і  $\pi_{ВлIopt}$

Роботу циклу внутрішнього контуру ТРДД розраховують з припущенням, що ККД процесів стискування і розширення ( $\eta_c$  та  $\eta_p$ ) дорівнюють відповідно ККД компресора і турбіни газогенератора, тобто  $\eta_c \cong \eta_{к}^*$ ;  $\eta_c \cong \eta_{т}^*$ . Для виконання попередніх оптимізаційних розрахунків таке припущення досить коректне. Розрахункові умови польоту характеризуються розрахунковою швидкістю польоту  $V_p$  (або числом  $M_{н,p}$ ) і, отже, розрахунковими значеннями температури та тиску повітря на вході в двигун і у вентиляторну приставку –  $T_n$  та  $p_n$ .

На основі статистичних даних для повітряних гвинтів і гвинтовентиляторів задають значення ККД вентиляторного контура на розрахунковому режимі  $\eta_{Вл,p}$ . Для діапазону чисел  $M_n = 0,5 \dots 0,7$  можна взяти  $\eta_{Вл,p} = 0,8 \dots 0,85$ .

Аналіз залежності питомої витрати палива ТРДД від ступеня двоконтурності за різних умов польоту показує, що зі збільшенням ступеня двоконтурності питома тяга двигуна монотонно знижується.

Питома витрата палива зі збільшенням  $m$  є мінімальною за деяких значень  $m_{ек}$ . На сучасному рівні  $T_t^*$  для великих дозвукових швидкостей польоту ( $V = 850 \dots 1000$  км/год)  $m = 3 \dots 6$  (більші значення для важких дальньомагістральних літаків).



Відповідно до вибраного значення температури газу  $T_G^*$  визначають сумарний ступінь підвищення тиску компресорів  $\pi_{\kappa\Sigma}$  та вибирають схему компресора (двовальна або тривальна).

Оптимальний розподіл енергії між внутрішнім і зовнішнім контурами в ТРДД з турбовентиляторною приставкою, при якому питома витрата палива є мінімальною, відповідає умові рівності або невеликого розходження швидкостей повітря, що виходить із сопла другого контуру, і газу, що виходить із сопла першого контуру:

$$c_{cII} \approx c_{cI} \eta_{II}.$$

Застосування рівнянь балансів потужностей турбін і компресорів (низького і високого тисків для двовального ТРДД) дає змогу знайти оптимальні значення  $\pi_{ВЛII}^*$  та  $m$  при заданих значеннях температури  $T_G^*$  і  $\pi_{\kappa\Sigma}^*$  у заданих умовах польоту ( $M_H$ ,  $N$  або  $T_H^*$ ). Отримані залежності можна використати для попереднього вибору  $\pi_{ВЛII}^*$  за вибраних значень ступеня двоконтурності і температури  $T_G^*$ .

Остаточно  $\pi_{ВЛII}^*$  вибирають після попереднього визначення  $c_{cII}$  та  $c_{cI}$ . Збіжність  $c_{cII}$  і  $c_{cI}$  до 7...10 % свідчить про наближеність  $\pi_{ВЛII}^*$  до оптимального його значення. При великому розходженні  $c_{cII}$  та  $c_{cI}$  значення  $\pi_{ВЛII}^*$  доцільно змінити так, щоб отримати наближену рівність швидкостей  $c_{cII} \approx c_{cI} \eta_{II}$ . Наприклад, при  $c_{cII} \ll c_{cI}$  потрібно збільшити  $\pi_{ВЛII}^*$ .

Для двовального газогенератора ступені підвищення тиску компресорів (КНТ та КВТ) вибирають, виходячи з умови оптимальності розподілу енергії в двоконтурному двигуні, що відповідає умові  $c_{cII} \approx c_{cI} \eta_{II}$ . Додатково при виборі  $\pi_{\kappaНТ}^*$ ,  $\pi_{\kappaСТ}^*$  і  $\pi_{\kappaВТ}^*$  урахують наступні положення. Для оптимального компоновання турбокомпресора тривального двигуна доцільно

виконувати турбіни високого і середнього тисків одноступеневими. Тому прийнявши, що  $\pi_{\text{кВТ}}^* = 2,4$  і дорівнює максимальному значенню в ступенях сучасних турбін, визначають максимальну роботу турбіни високого тиску  $L_{\text{ТВТ}}$ . Відповідно до максимального значення  $L_{\text{ТВТ}}$  розраховують роботу КВТ, використовуючи рівняння балансу потужностей

$$L_{\text{кВТ}} = (1 - g_{\text{ох}} - g_{\text{відб}})(1 + g_{\text{п}})\eta_{\text{ТВТ}}L_{\text{ТВТ}},$$

де  $g_{\text{ох}} = \frac{\Delta G_{\text{в.ох}}}{G_{\text{в.к}}}$ ;  $g_{\text{відб}} = \frac{\Delta G_{\text{в.відб}}}{G_{\text{в.к}}}$  – відносні значення витрати повітря, що

відбирається на охолодження газової турбіни та інші потреби;  $g_{\text{п}} = \frac{G_{\text{п}}}{G_{\text{в}}}$  –

відносна витрата палива;  $\eta_{\text{ТВТ}}$  – механічний ККД ротора високого тиску.

Ступінь підвищення тиску  $\pi_{\text{кСТ}}^*$  можна визначити з умови оптимального співвідношення між роботами каскадів КНТ і КВТ (двокаскадного компресора), отриманого за статистичними даними

$$L_{\text{кНТ}} \approx 0,5(L_{\text{к}} - L_{\text{кВТ}}).$$

Після попереднього вибору  $\pi_{\text{кНТ}}^*$ , і  $\pi_{\text{кВТ}}^*$  потрібно провести термодинамічний розрахунок для визначення  $c_{\text{сII}}$  і  $c_{\text{сI}}$  і порівняти їх.

У разі розходження значень  $c_{\text{сII}}$  і  $c_{\text{сI}}$  більше ніж на 10 % слід змінити  $\pi_{\text{вЛII}}^*$  так, щоб одержати рівність  $c_{\text{сII}} \approx c_{\text{сI}}\eta_{\text{II}}$ . Уточнені значення  $\pi_{\text{вЛII}}^*$ ,  $\pi_{\text{кНТ}}^*$ ,  $\pi_{\text{кВТ}}^*$  застосовують як розрахункові параметри для термогазодинамічного розрахунку двигуна.

Нижче наведено алгоритм визначення параметрів потоку в характерних перерізах двигуна з використанням середніх значень показників адіабат процесів.

Параметри потоку на вході у компресор залежать від тиску  $p_H$  і температури  $T_H$  незбудженого повітря на розрахунковій висоті  $H_p$  та визначаються з таблиці МСА. Вплив розрахункової швидкості польоту (числа  $M_{H,p}$ ) на параметри повітря враховують застосуванням при розрахунках параметрів загальмованого потоку.

Параметри загальмованого потоку у перерізі входу в компресор:

$$p_B^* = \sigma_{BX} p_H^* = \sigma_{BX} p_H \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad T_B^* = T_H^* = T_H \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right),$$

де  $\sigma_{BX}$  – коефіцієнт збереження повного тиску у ВП (для дозвукових швидкостей польоту  $\sigma_{BX} = 0,96...0,995$ ).

Робота КНТ

$$L_{\text{КНТ}} = \frac{k}{k-1} R (T_{\text{КНТ}}^* - T_B^*); \quad T_{\text{КНТ}}^* = T_B^* \left( 1 + \frac{\pi_{\text{КНТ}}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{\text{КНТ}}^*} \right),$$

де  $\eta_{\text{КНТ}}^* = 0,85...0,87$  для компресорів з надзвуковими ступенями і  $\eta_{\text{КНТ}}^* = 0,87...0,89$  – з дозвуковими.

Параметри повітря у компресорі високого тиску. Параметри повітря на вході в КВТ у перерізі ввт – ввт відповідають параметрам повітря на виході з КНТ у перерізі кнт – кнт. На виході з КВТ параметри  $(p_K^*, T_K^*, L_{\text{КВТ}})$  визначають за такими самими співвідношеннями:

$$p_K^* = p_{\text{КНТ}}^* \pi_{\text{КВТ}}^*; \quad T_K^* = T_{\text{КНТ}}^* \left( 1 + \frac{\pi_{\text{КВТ}}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{\text{КВТ}}^*} \right),$$

де  $\eta_{\text{КВТ}}^* = 0,84 \dots 0,87$ .

Робота стискування в КВТ

$$L_{\text{КВТ}} = \frac{k}{k-1} R (T_{\text{К}}^* - T_{\text{КНТ}}^*).$$

Параметри потоку в камері згоряння. Повний тиск на виході з камери згоряння

$$p_{\Gamma}^* = \sigma_{\text{КЗ}} p_{\text{К}}^*.$$

Коефіцієнт збереження повного тиску в камері згоряння

$$\sigma_{\text{КЗ}} = \sigma_{\Gamma} \sigma_{\text{ТП}},$$

де  $\sigma_{\Gamma}$  – урахує гідравлічні втрати (для сучасних камер згоряння  $\sigma_{\Gamma} = 0,94 \dots 0,97$ );  $\sigma_{\text{ТП}}$  — характеризує «тепловий» опір. Коефіцієнт  $\sigma_{\text{ТП}}$  залежить від ступеня підігрівання повітря в камері згоряння  $T_{\Gamma}^* / T_{\text{К}}^*$ , числа  $M_{\text{КЗ}}$  на вході в камеру.

Відносна витрата палива

$$g_{\text{П}} = \frac{G_{\text{П}}}{G_{\text{В.КЗ}}} = \frac{c_{\text{П}} (T_{\Gamma}^* - T_{\text{К}}^*)}{\eta_{\Gamma} H_u},$$

де  $c_{\text{П}}$  – умовна теплоємність процесу підведення теплоти;  $\eta_{\Gamma} = 0,97 \dots 0,99$  – коефіцієнт повноти згоряння палива;  $H_u = 43\,000$  – середнє значення нижчої теплотворної здатності палива, кДж/кг (за потреби значення  $H_u$  для конкретного палива уточнюється).

Параметри газу в турбіні високого тиску. Параметри газу на вході у ТВТ відповідають параметрам на виході з камери згоряння ( $p_{\Gamma}^*, T_{\Gamma}^*$ ).

Слід тільки зазначити, що за наявності охолодження першого СА повні температури на вході й виході з нього відрізняються за рахунок підведення до основного потоку холодного повітря.

Кількість повітря, що відбирається на охолодження елементів турбіни, визначається багатьма факторами: температурою  $T_{\Gamma}^*$ , типом системи охолодження, температурою охолоджувального повітря тощо. Під час виконання термодинамічного розрахунку сумарну відносну кількість холодного повітря при конвективно-плівковому охолодженні визначають за наближеним співвідношенням

$$g_{\text{ох}\Sigma} = \frac{\Delta G_{\text{в.ох}}}{G_{\text{вI}}} \cong 0,035 + 0,0002(T_{\Gamma}^* - 1300).$$

При цьому для сучасного рівня температур  $T_{\Gamma}^*$  ( $>1500$  К) слід охолоджувати 4 ... 5 лопаткових апаратів.

При детальних розрахунках необхідну кількість охолоджувального повітря визначають для кожного лопаткового апарата.

Витрату газу на вході в турбіну високого тиску знаходять за співвідношенням

$$G_{\Gamma} = (1 + g_{\Pi})G_{\text{в.КЗ}},$$

де  $G_{\text{в.КЗ}}$  – витрата повітря через вхідний переріз камери згоряння;

$$G_{\text{в.КЗ}} = G_{\text{вI}}(1 - g_{\text{ох}\Sigma} - g_{\text{відб}}),$$

де  $G_{\text{вI}}$  – витрата повітря через внутрішній контур (через компресор);

$g_{\text{відб}} = \frac{\Delta G_{\text{відб}}}{G_{\text{вI}}}$  – відносна кількість повітря, що відбирається на різні потреби

(потреби літака, обігрівання повітрязабирача та ін.), крім охолодження турбіни.

Температура на виході з турбіни високого тиску визначається на основі рівняння балансу потужностей компресора високого тиску  $N_{кВТ} = G_{в} L_{кВТ}$  та турбіни високого тиску  $N_{тВТ} = G_{т} L_{тВТ}$  за формулою

$$T_{тВТ}^* = T_{г}^* - \frac{L_{кВТ}}{\frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г} (1 - g_{ох\Sigma} - g_{відб}) (1 + g_{п}) \eta_{мВТ}},$$

де  $\eta_{мВТ} = 0,98...0,99$  – механічний ККД турбокомпресора високого тиску.

Ступінь зниження тиску у ТВТ і тиск за турбіною високого тиску

$$\pi_{тВТ}^* = \left[ \frac{\eta_{тВТ}^*}{\eta_{тВТ}^* - \left( 1 - \frac{T_{тВТ}^*}{T_{г}^*} \right)} \right]^{\frac{k_{г}}{k_{г}-1}}; \quad p_{тВТ}^* = \frac{p_{г}^*}{\pi_{тВТ}^*}.$$

Коефіцієнт корисної дії турбіни високого тиску, яка має інтенсивне плівкове охолодження,  $\eta_{тВТ}^* = 0,89...0,90$  (вищий для двоступеневих турбін).

Параметри газу в турбіні низького тиску. Тиск і температура на вході в ТНТ дорівнюють тиску і температурі на виході з ТВТ.

Температура за турбіною низького тиску

$$T_{тНТ}^* = T_{тВТ}^* - \frac{L_{кНТ}}{\frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г} (1 - 0,4g_{ох\Sigma} - g_{відб}) (1 + g_{п}) \eta_{мНТ}},$$

де  $\eta_{мНТ} = 0,98...0,99$  – механічний ККД турбокомпресора низького тиску.

Ступінь зниження тиску в ТНТ і тиск за турбіною низького тиску

$$\pi_{\text{ТНТ}}^* = \left[ \frac{\eta_{\text{ТНТ}}^*}{\eta_{\text{ТНТ}}^* - \left( 1 - \frac{T_{\text{ТНТ}}^*}{T_{\text{ТВТ}}^*} \right)} \right]^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}},$$

де  $\eta_{\text{ТНТ}}^* = 0,89 \dots 0,91$ ;

$$p_{\text{ТНТ}}^* = \frac{p_{\text{ТВТ}}^*}{\pi_{\text{ТНТ}}^*}.$$

Параметри газу в турбіні турбовентилятора (ТВл) визначаються на підставі розгляду сумісної роботи турбінного контуру турбовентиляторної приставки та вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки з урахуванням додавання до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{\Pi}$  додаткової маси повітря  $\Delta G_{\delta}$ , що відсмоктується з поверхні мотогондоли газогенератора. Тиск і температура на вході в ТВл дорівнює тиску і температурі за турбіною низького тиску в перерізі тнт – тнт. Роботу турбіни вентилятора  $L_{\text{ТВл}}$  знаходять із співвідношення

$$L_{\text{ТВл}} = \frac{m L_{\text{Вл}} (1 + K_{\delta})}{\eta_{m\text{Вл}} (1 - \xi_{\text{відб}}) (1 + g_{\Pi})},$$

де  $L_{\text{Вл}}$  залежить від ступеня підвищення тиску для вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки  $\pi_{\text{Вл}}^*$ .

Параметри газу за турбінним контуром турбовентиляторної приставки

$$T_{\text{ТВл}}^* = T_{\text{ТНТ}}^* - \frac{L_{\text{Вл}} m (1 + K_{\delta})}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} (1 + g_{\Pi}) \eta_{m\text{Вл}}}.$$

$$p_{\text{ТВЛ}}^* = p_{\text{ТНТ}}^* \left[ 1 - \frac{T_{\text{ТВЛ}}^*}{T_{\text{ТНТ}}^*} \right]^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}},$$

де  $\eta_{\text{ТВЛ}}^* = 0,98 \dots 0,99$  – механічний ККД ротора турбовентиляторної приставки.

Коефіцієнт корисної дії турбіни низького тиску  $\eta_{\text{ТНТ}}^* = 0,90 \dots 0,93$  (з урахуванням того, що ТНТ має 2 ... 3 і більше ступенів).

Параметри газу на виході із сопла першого контуру. Швидкість потоку, температура та густина газу на виході із сопла першого контуру

$$c_{cI} = \varphi_1 \sqrt{2 \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_{\text{H}}}{p_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right]}; \quad T_{cI} = T_{\Gamma}^* - \frac{c_{cI}^2}{2 \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma}}; \quad \rho_{cI} = \frac{p_{\text{H}}}{R_{\Gamma} T_{cI}}.$$

Коефіцієнт швидкості  $\varphi_1 = 0,98 \dots 0,995$ .

Якщо  $\pi_{cI}^* = p_{cI}^* / p_{\text{H}} > 1,85$ , то параметри газу визначають за рівняннями

$$p_{cI\text{кр}} = p_{\Gamma}^* \left( \frac{2}{k_{\Gamma} + 1} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} \sigma_c,$$

де  $\sigma_c = 0,98 \dots 0,99$ ;

$$c_{cI} = \sqrt{2 \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}+1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*}; \quad T_{cI\text{кр}} = \frac{2}{k_{\Gamma}+1} T_{\Gamma}^*; \quad \rho_{cI\text{кр}} = \frac{p_{cI\text{кр}}}{R_{\Gamma} T_{cI\text{кр}}}.$$

Параметри газу на виході із сопла вентиляторного контура турбовентиляторної приставки (другого контуру турбовентиляторної



приставки). Тиск на зрізі реактивного сопла другого контуру  $p_{cII}^* = p_{ВлII}^* \sigma_{II}$ .

Температура потоку  $T_{cII}^* = T_{ВлII}^*$ .

Швидкість на виході із сопла другого контуру турбовентиляторної приставки при повному розширенні

$$c_{cII} = \varphi_{II} \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R T_{Вл}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_{Вл}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

де  $\varphi_{II} = 0,98 \dots 0,99$ .

Якщо  $\pi_{cII}^* = \frac{p_{cII}^*}{p_H} > \pi_{кр} = 1,85$ , то параметри повітря на виході з другого контуру турбовентиляторної приставки визначають за залежностями

$$p_{cII}^* = \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} p_{Вл}^*,$$

$$c_{cII} = \sqrt{2 \frac{k}{k+1} R T_{Вл}^*}; \quad T_{крII} = \frac{2}{k+1} T_{Вл}^*; \quad \rho_{крII} = \frac{p_{крII}}{R T_{крII}}.$$

Основні показники ТРДД з турбовентиляторною приставкою визначають за такими формулами:

- тяга внутрішнього контуру

$$R_I = G_{eI} (c_{cI} - V);$$

- тяга зовнішнього контуру турбовентиляторної приставки

$$R_{II} = G_{eII} [(c_{cI} - V) - K_{\delta} c_{cII}];$$

Швидкість польоту літального апарата  $V$  задається для розрахункового режиму польоту або визначається розрахунковим числом  $M$  польоту.

Сумарна тяга (за умови  $c_{cI} = c_{cII}$ )

$$R_{\Sigma} = G_{\delta I} [(c_c - V)(1 + m) + K_{\delta} c_c];$$

Питома витрата палива на розрахунковому режимі

$$C_R = \frac{3600 g_{\Pi} (1 - g_{\text{відб}})}{(c_c - V)(1 + m) + m K_{\delta} c_c}.$$

Отримані значення термогазодинамічних параметрів газового потоку є основою для визначення параметрів двигуна та його габаритних розмірів. Параметри двигуна, отримані в результаті термогазодинамічного розрахунку, дають можливість здійснювати попереднє компонування турбореактивного двигуна на літальному апараті.

## **5.2. Термогазодинамічна інтеграція двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли**

Внутрішня тяга силової установки з турбовентиляторною приставкою визначається як сума внутрішньої тяги газогенераторного контуру та тяги, що створюється турбовентиляторною приставкою.

Основою термогазодинамічної інтеграції газогенераторного контуру та турбовентиляторної приставки є узгодження термодинамічних розрахунків однофазного газогенератора та турбовентиляторної приставки. Такий розрахунок проводять з метою визначення основних параметрів потоку перед газовою турбіною турбовентиляторної приставки на розрахунковому режимі.

Параметри на вході в компресор газогенератора визначають для стендових умов або для умов польоту:

$$T_{в.р}^* = T_{н.р}^*; p_{в.р}^* = \sigma_{вх} p_{н.р}^*; p_{к.р}^* = p_{в.р}^* \pi_{к.р}^*;$$

$$T_{к.р}^* = T_{в.р}^* \left( 1 + \frac{e_k^* - 1}{\eta_{к.р}^*} \right),$$

де  $e_k^* = \pi_{к.р}^{*\frac{k-1}{k}}$ ;

$$L_{к.р} = \frac{k}{k-1} R(T_{к.р}^* - T_{в.р}^*).$$

Температуру газового потоку перед турбіною  $T_{г.р}^*$  визначають з вихідних даних для розрахунку. Вплив гідравлічних втрат і теплового опору камери згоряння на зміну повного тиску газового потоку враховується коефіцієнтом збереження повного тиску в камері згоряння  $\sigma_{кз}$ :

$$p_{г.р}^* = \sigma_{кз} p_{к.р}^*,$$

де  $\sigma_{кз} = 0,92 \dots 0,97$ ;

$$g_{п.р} = \frac{c_{п}(T_{г.р}^* - T_{к.р}^*)}{\eta_{г} H_u}.$$

Температуру на виході з турбіни газогенератора визначають з умови балансу потужності компресора та турбіни газогенераторного контуру

$$T_{т.к}^* = T_{г.р}^* - \frac{L_{к.р}}{\frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г} \eta_m (1 + g_{т.р})(1 - 0,5 g_{ох} - g_{відб})},$$

де  $\eta_m = 0,97 \dots 0,99$ ;  $g_{відб} = G_{відб}/G_B = 0,05 \dots 0,15$  залежно від витрат літака.

Величину  $g_{ох}$  можна оцінити за емпіричною формулою

$$g_{ox} = 0,035 + K(T_{г.р}^* - 1300),$$

де  $K = 0,0001 \dots 0,0002$ ;

$$p_{г.к}^* = p_{г.р}^* \left[ 1 - \frac{L_{к.р}}{\frac{k_{г}}{k_{г}-1} R_{г} \eta_m \eta_{г.р}^* T_{г.р}^* (1 + g_{г.р}) (1 - 0,5 g_{ox} - g_{відб})} \right]^{\frac{k_{г}}{k_{г}-1}},$$

де  $\eta_{г.р}^* = 0,88 \dots 0,93$ .

Корисна робота циклу газогенератора

$$L_i = \frac{k}{k-1} R T_H \frac{e-1}{\eta_c} \left( \frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right),$$

де  $e = \pi_{к\Sigma}^* \frac{k}{k-1}$ ;  $\Delta = T_{г}^* / T_H$ ;  $\eta_c \approx \eta_k^*$ ;  $\eta_p \approx \eta_t^*$ ;  $\bar{m} = 1,04$ .

Зовнішня робота, яка передається турбіною вентиляторної приставки у зовнішній контур,

$$L_e = L_i - \frac{V_p^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^2} \right). \quad (5.18)$$

Зовнішня робота  $L_e$  перетворюється на кінетичну енергію повітряного потоку, що проходить через зовнішній контур.

У відповідності з концепцією інтеграції мотогондоли з відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондоли турбовентиляторної приставки і підведенням цього повітря у вентиляторний контур турбовентиляторної приставки, рівняння балансу енергії для вентиляторного контуру і турбіни турбовентиляторної приставки запишеться у вигляді

$$\frac{\eta_{\text{Вл.р}}}{m} L_e = \frac{c_{\text{сII}}^2 - V_{\text{р}}^2}{2}. \quad (5.19)$$

Формулу (5.19) з урахуванням формули (5.18) представимо у вигляді

$$L_e = \frac{m \left( V^2 \frac{1}{\eta_{\text{Вл.р}}^2} - V^2 \right)}{2\eta_{\text{Вл.р}}} = V^2 \frac{m}{2} \left( \frac{1 - \eta_{\text{Вл.р}}^2}{\eta_{\text{Вл.р}}^3} \right). \quad (5.20)$$

Для розрахунку параметрів вентиляторної приставки визначають швидкість газу на виході з сопла першого контуру, яка відповідає оптимальному розподілу вільної енергії газу за турбіною газогенератора (корисної роботи циклу  $L_i$ ). Оптимальним параметрам турбовентиляторної приставки для розрахункового значення швидкості  $V_{\text{р}}$  відповідають такі значення швидкостей потоку у соплах першого та другого контурів

$$c_{\text{сI}} = c_{\text{сII}} = \frac{V_{\text{р}}}{\eta_{\text{в}}}. \quad (5.21)$$

Формула (5.21) характеризує першу умову оптимізації розподілу роботи циклу газогенератора  $L_i$  у приставці.

Оптимальне значення ефективного ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки отримуємо з формули (5.20) за умовою оптимального розподілу швидкостей потоку у соплах першого та другого контурів:

$$V^2 \frac{m}{2} \left( \frac{1 - \eta_{\text{Вл.р}}^2}{\eta_{\text{Вл.р}}^3} \right) = L_i - \frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{\text{Вл.р}}^2}{\eta_{\text{Вл.р}}^2} \right). \quad (5.22)$$

Звідси визначаємо оптимальне значення ступеня двоконтурності, яке відповідає розрахунковим умовам польоту

$$m_{\text{opt}} = \frac{L_i - \frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{\text{Вл.р}}^2}{\eta_{\text{Вл.р}}^2} \right)}{\frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{\text{Вл.р}}^2}{\eta_{\text{Вл.р}}^3} \right)}. \quad (5.23)$$

Розрахункове оптимальне значення  $\pi_{\text{Вл.р}}^*$  і параметри потоку за вентиляторною приставкою визначають за формулою

$$\pi_{\text{Вл.р}}^* = \left( \frac{L_e \frac{\eta_{\text{Вл.р}}}{m_{\text{opt}}} + 1}{\frac{k}{k-1} RT_{\text{в}}^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

За отриманим для розрахункових умов польоту оптимальним значенням ступеня двоконтурності  $m_{\text{р.опт}}$  турбовентиляторної приставки і ступеня підвищення тиску у вентиляторі  $\pi_{\text{Вл.р}}^*$  уточнюються параметри ТРДД з турбовентиляторною приставкою.

Робота турбіни турбовентиляторної приставки визначається з урахуванням збільшення потужності, що витрачається для стискання повітря у вентиляторному контурі, внаслідок підведення у вентиляторний контур додаткової маси повітря  $\Delta G_{\delta}$ , що евакуюється з поверхні мотогондולי газогенератора при відсмоктуванні примежового шару.

$$L_{\text{ТВл}} = \frac{m L_{\text{Вл}} (1 + K_{\delta})}{\eta_{\text{ТВл}} (1 - g_{\text{відб}}) (1 + g_{\text{п}})},$$

де  $L_{\text{Вл}} = \frac{k}{k-1} RT_{\text{в}}^* \left[ \pi_{\text{Вл.р}}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right] \frac{1}{\eta_{\text{Вл}}}$  – робота стискування вентиляторної

приставки.

## Параметри газу за турбіною турбовентиляторної приставки

$$T_T^* = T_{TK}^* - \frac{L_{ТВЛ}}{\frac{k_T}{k_T - 1} R_T}; \quad p_T^* = p_{TK}^* \left[ 1 - \frac{T_T^*}{T_{TK}^*} \right]^{\frac{k_T}{k_T - 1} \frac{1}{\eta_{ТВЛ}^*}},$$

де  $\eta_{ТВЛ} = 0,89 - 0,91$ ;  $k_T = 1,33$ .

### Швидкість газу

$$c_{cI} = \Phi_{cI} \sqrt{2 \frac{k_T}{k_T - 1} R_T T_T^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_T^*} \right)^{\frac{k_T - 1}{k_T}} \right]}.$$

Тяга вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки з урахуванням стиснення додаткової маси повітря  $\Delta G_\delta$  (маса примежового шару)

$$R_{II} = G_{bII}(c_{cII} - V) + \Delta G_\delta c_{cII} = G_{bII}(c_{cII} - V) + G_{bII} K_\delta c_{cII}.$$

### Сумарна тяга

$$R_\Sigma = G_{bI} m_{e\phi}(c_{cII} - V) + \Delta G_\delta c_{cII} = G_{bII} \left[ m_{e\phi}(c_{cII} - V) + K_\delta c_{cII} \right].$$

### Питома витрата палива на розрахунковому режимі

$$C_R = \frac{3600 g_\Pi (1 - g_{\text{відб}})}{(1 + m) R_{G\Sigma}}.$$

Якщо вентиляторна приставка компонується із серійним газогенератором, який має задану витрату повітря, то в цьому разі послідовно

визначають витрату повітря через вентиляторну приставку, тягу і питому витрату палива:

$$G_{вII} = mG_{вI}; \quad R_{\Sigma} = G_{вI} (1 + m) R_{G\Sigma};$$

$$C_R = \frac{3600 c_{п} (T_{г}^* - T_{к}^*)}{\eta_{г} H_u R_{G\Sigma} (1 + m)}.$$

Якщо задано тягу двигуна  $R_{\Sigma}$ , то послідовно визначають витрату повітря через внутрішній і зовнішній контури та питому витрату палива.

Параметри ТРДД с турбовентиляторною приставкою в розрахункових польотних умовах визначаються узгодженням характеристик основних модулів двигуна: модуля мотогондоли, модуля одноконтурного газогенератора і модуля турбовентиляторної приставки.

Вільна енергія газового потоку на виході з газогенераторного модуля використовується для створення сили тяги зовнішнього і внутрішнього контурів ТРДД. Вона визначається з умови спільної роботи елементів турбовентиляторної приставки і газогенератора.

Для двовального газогенератора вільна енергія газового потоку на виході з газогенераторного модуля визначається спільною роботою компресорів низького і високого тиску, камери згоряння і турбін високого та низького тиску. Тому у всіх випадках роботи газогенераторного контура при нерегульованих соплових апаратах турбін ступінь зменшення тиску в турбінах газогенератора тиску буде постійною ( $\pi_{тВД}^* = \text{const}$ ).

Робоча лінія сумісних режимів роботи елементів турбокомпресора високого тиску газогенераторного модуля визначається рівнянням

$$\frac{\pi_{кВД}^*}{q(\lambda_{в})_{ВД}} \sqrt{\frac{\eta_{кВД}^*}{e_{кВД}^* - 1}} = \text{const}.$$

Робоча лінія на характеристиці компресора високого тиску



визначається значеннями розрахункових параметрів цього компресора і способом його регулювання. У зв'язку з тим, що в ТРДД з турбовентиляторною приставкою розрахункове значення  $\pi_{\text{КВД}}^*$  збільшено (в порівнянні з двовальним ТРД) при зменшенні  $n_{\text{в.пр}}$  робоча лінія на характеристиці КВД двовального газогенератора більш наближена до границі газодинамічної стійкості, ніж у двовальних ТРД. Це веде до необхідності регулювання кутів установки лопаток напрямних апаратів декількох перших ступенів для забезпечення газодинамічної стійкості компресора.

Поворот лопаток напрямних апаратів при зменшених  $n_{\text{в.пр}}$  приводить до збільшення роботи стиснення в ступенях компресора високого тиску газогенератора.

Робочий процес турбокомпресора низького тиску двовального газогенератора характеризується двома рівняннями:

- рівнянням балансу потужностей турбіни низького тиску і компресора низького тиску газогенераторного контуру

$$G_{\text{в1}} L_{\text{ТГ}} = G_{\text{в1}} L_{\text{КВД1}} + G_{\text{вII}} L_{\text{КII}} ;$$

- рівнянням балансу витрат повітря через переріз на вході в газогенератор і на виході з камери змішування.

Запишемо рівняння балансу витрат газу через переріз на вході в турбіну низького тиску і через переріз входу в турбинний контур турбовентиляторної приставки:

$$m_{\text{Г}} F_{\text{СА НД}} \frac{p_{\text{ТВД}}^*}{\sqrt{T_{\text{ТВД}}^*}} q(\lambda_{\text{СА}})_{\text{НД}} = m_{\text{Г}} F_{\text{СМ1}} \frac{p_{\text{Т}}^* \sigma_{\text{СМ1}}}{\sqrt{T_{\text{Т}}^*}} q(\lambda_{\text{СМ1}}). \quad (5.24)$$

Після простих перетворень вираз (5.24) має вигляд

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = \text{const} \left[ q(\lambda_{\text{СМ1}}) F_{\text{СМ1}} \right]^{\frac{2n}{n+1}}.$$

За реалізованих в сучасних ГТД параметрах робочого процесу газогенераторного модуля значень  $\pi_{\text{ТНД}}^*$  не змінюється в широкому діапазоні при зміні умов польоту і режиму роботи двигуна.

Лінія робочих режимів турбокомпресора низького тиску газогенератора визначається на основі вирішення двох рівнянь:

- рівняння балансу витрати повітря через КНД і КВД

$$F_{\text{В}} \frac{P_{\text{В}}^*}{\sqrt{T_{\text{В}}^*}} q(\lambda_{\text{В}}) = (1 + m_{\text{I}}) F_{\text{ВВД}} \frac{P_{\text{ВВД}}^*}{\sqrt{T_{\text{ВВД}}^*}} q(\lambda_{\text{ВВД}});$$

- рівняння балансу робіт КНД і ТНД

$$L_{\text{ТНД}} = L_{\text{КНД}} \frac{1 + m_{\text{I}}}{(1 + g_{\text{T}} - g_{\text{OX}})}.$$

У газогенераторі двовальної схеми в найпростішому випадку зміною витрати палива можна забезпечити зміну за необхідним законом одного з таких керованих параметрів газогенератора:  $n_{\text{В}}$ ,  $n_{\text{Н}}$ ,  $T_{\text{Г}}^*$  ( $T_{\text{T}}^*$  або  $T_{\text{ВВД}}^*$ ).

Керованим параметром можна вибрати не тільки фізичну, але і приведену частоту обертання компресорів ( $n_{\text{Н.пр}}$  або  $n_{\text{В.пр}}$ ), а також будь-який інший параметр, що характеризує роботу газогенератора, наприклад  $\pi_{\text{КС}}^*$ . Закону зміни керованого параметра відповідає зміна інших параметрів для будь-якого ГТД. Може виникнути необхідність введення обмежень, якщо їх значення вийдуть за межі, які випадають з умов стійкої роботи або забезпечення міцності елементів двигуна.

Розглянемо приклад реалізації одного з можливих законів управління газогенератором ТРД з турбовентиляторною приставкою на максимальному режимі. Закон указує на зміну фізичної частоти обертання ротора високого тиску  $n_{\text{В}}$  при зміні температури  $T_{\text{В}}^*$  за рахунок відповідного впливу на двигун витрати палива  $G_{\text{П}}$ .

В області температур  $T_B^* > T_{B.обм}^*$  закон відповідає умові  $n_B = \text{const}$ , яка вимагає збільшення температури  $T_G^*$  при збільшенні  $T_B^*$ . Це свідчить про «завантаженість» КВТ при зменшенні його приведеної частоти обертання  $n_{в.пр}$ . Одночасно і ще більшою мірою «завантажується» компресор низького тиску, частота обертання його  $n_H$  зменшується, не дивлячись на деяке збільшення температури  $T_G^*$ .

В області  $T_B^* < T_{B.обм}^*$  виконується закон  $n_{пр.в} = \text{const}$ , який пов'язаний з необхідністю введення обмеження по умові стійкої роботи компресора. В цій області збільшення  $T_B^*$  супроводжується збільшеннями фізичної частоти обертання  $n_B$ . Відповідно збільшуються температура  $T_G^*$  і частота обертання  $n_H$ . Кожній робочій точці на характеристиці КВД відповідає відповідна робоча точка на характеристиці КНД, тому умова  $n_{пр.в} = \text{const}$  одночасно відповідає умові  $n_{пр.н} = \text{const}$ .

В області, де  $n_{пр.в} = \text{const}$ , газогенератор працює на подібних режимах при незмінних запасах стійкості компресорів. В цій області ступінь двоконтурності залишається також незмінним. В той же час, при  $T_B^* < T_{B.обм}^*$  тяга двигуна практично не залежить від  $T_B^*$ . Якщо прийняти умову  $\sigma_B = \text{const}$ , яка відповідає реальному процесу в ГТД дозвукових літаків, тоді подібність режимів турбокомпресора відповідає також подібності режимів роботи силової установки в цілому. Тому в області  $n_{пр.в} = \text{const}$  тяга двигуна змінюється пропорційно  $p_H^*$  і не залежить від  $T_B^*$ .

Закон  $n_{пр.в} = \text{const}$  доцільно підтримувати при низьких  $T_B^*$ , наприклад, при польоті на максимальних висотах. Тому закон  $n_{пр.в} = \text{const}$  може зберігатися незмінним не тільки на максимальних режимах, де він необхідний для забезпечення умов запасу стійкості компресорів, але і на режимах, менших ніж максимальний, де запаси стійкості не лімітуються.

Розглянемо зміну параметрів газогенератора на максимальному режимі

роботи при законі управління, який розрахований на широкий діапазон зміни  $T_b^*$ . Закон забезпечує відповідну зміну частоти обертання  $n_H$  за  $T_b^*$  за рахунок зміни витрати палива  $G_{\Pi}$ . Зміна двох інших параметрів газогенератора ( $n_b$  і  $T_{\Gamma}^*$ ) визначається умовами спільної роботи його елементів. В діапазоні температур від  $T_{b1}^*$  до  $T_{b2}^*$  витримується умова  $n_H = \text{const}$ . Збільшення  $T_{\Gamma}^*$  викликає, у свою чергу, збільшення частоти обертання ротора високого тиску  $n_b$ . Закон  $n_b = \text{const}$  в області великих  $T_b^*$  може обмежуватись із-за надто великих значень  $n_b$  або  $T_{\Gamma}^*$ . Обмеження за температурою  $T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma, \text{max}}^*$  в області  $T_{b1}^* > T_{b2}^*$ .

«Затяжеління» компресорів низького і високого тиску веде до зменшення частот обертання  $n_H$  і  $n_b$  при збільшенні  $T_b^*$ . В області  $T_b^* < T_{b1}^*$ , де виконується закон  $n_{\text{пр.Н}} = \text{const}$ , зміна параметрів така ж, як і при законі керування  $n_{\text{зв.В}} = \text{const}$ .

Для управління ТРДД з турбовентиляторною приставкою в загальному випадку можуть використовуватися три управляючі чинники: площа критичного перетину соплового апарату турбінного контуру турбовентиляторної приставки  $F_{\text{крСА}}$ , витрата палива в камері згоряння газогенераторного контуру  $G_{\Pi}$  та кути встановлення лопаток вхідного напрямного апарату  $\varphi_{\text{ВНА}}$ . Різні поєднання впливу управляючих чинників  $G_{\Pi}$  і  $F_{\text{крС}}$  на керовані параметри можуть забезпечити різні закони управління ТРДД з турбовентиляторною приставкою, які визначаються цільовою функцією управління двигуном.

Регулювання кутів встановлення лопаток вхідного напрямного апарату  $\varphi_{\text{ВНА}}$  дозволяє вирішувати одну з головних проблем з покращення динамічних характеристик газотурбінних двигунів.

Забезпечення постійної частоти обертання ротора турбовентиляторної приставки в основному діапазоні експлуатаційних режимів роботи ГТД досягається відповідною зміною кінематики повітряного потоку перед

робочим колесом вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Дроселювання двигуна забезпечується зміною витрати палива в камері згоряння газогенераторного контуру  $G_{\Pi}$ . Зменшення вільної енергії газового потоку за турбіною газогенератора призводить в цьому випадку до зменшення потужності турбінного контуру турбовентиляторної приставки та порушення умови балансу потужностей вентиляторного контуру та турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Для виконання умови  $n_{\text{вЛ}} = \text{const}$  лопатки ВНА повертаються на кут  $\Delta\phi_{\text{ВНА}}$  за допомогою регулятора  $\phi_{\text{ВНА}} = F(\Delta n_{\text{вЛ}})$ . Робота ТРДД на максимальному режимі забезпечується роботою газогенератора на максимальному режимі. В цьому випадку закон керування залишається незмінним за всіх умов польоту і підтримується відповідною зміною підведення палива в камеру згоряння.

Зміною площі  $F_{\text{крСА}}$  забезпечується заданий режим роботи турбокомпресора низького тиску газогенераторного контуру. Зміна витрати повітря через газогенераторний контур  $G_{\text{вС}}$  залежить тільки від  $p_k^*$  і  $T_k^*$ .

Розрахунковий метод визначення характеристик складається з послідовного повторення термогазодинамічного розрахунку ТРДД в різних умовах його роботи при відповідних законах керування газогенератором двигуна і турбовентиляторною приставкою [6, 14, 24, 47, 56].

Максимальна тяга ТРДД забезпечується відповідним розподілом роботи циклу першого контуру між внутрішнім і зовнішнім контурами турбовентиляторної приставки. Обмеження керованих параметрів з умов забезпечення міцності  $n_{\text{в}} = \text{const}$  та  $n_{\text{н}} = \text{const}$  і газодинамічної стійкості  $n_{\text{н,пр}} = \text{const}$  та  $n_{\text{в,пр}} = \text{const}$  забезпечується відповідною зміною управляючих чинників, а саме, витрати палива  $G_{\Pi}$  і площі критичного перетину соплового апарату турбінного контуру турбовентиляторної приставки  $F_{\text{крСА}}$ .

Робота газогенератора на максимальному режимі може забезпечуватися підтримкою  $n_{\text{в}} = \text{const}$  за рахунок зміни витрати палива в камері згоряння  $G_{\Pi} = \text{var}$ . Безпосередній вплив на параметри

турбокомпресора низького тиску газогенератора забезпечується відповідним регулюванням площі критичного перерізу соплового апарату турбовентиляторного контуру  $F_{крСА}$ . Цим забезпечується необхідне розташування лінії робочих режимів на характеристиці компресора низького тиску газогенератора.

Очевидно, що при такому законі управління газогенератором для забезпечення незмінним режиму роботи турбовентиляторної приставки (виконання умови  $n_{Вл} = \text{const}$ ) необхідно використовувати регулювання контуру вентилятора турбовентиляторної приставки. У цьому випадку зміною кута установки лопаток вхідного напрямного апарату забезпечується така зміна аеродинамічної навантаженості контуру вентилятора при заданій потужності турбінного контуру, при якому виконується умова  $n_{Вл} = \text{const}$ .

При критичному перепаді тиску в сопловому апараті турбінного контуру турбовентиляторної приставки  $q(\lambda_{крCF}) = 1,0$ , зміна ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки при зміні умов польоту визначається величиною  $q(\lambda_{вВД})$ , яка характеризує витрату повітря через компресор газогенератора. Наприклад, при зменшенні приведеної частоти обертання  $n_{в.пр}$  (при дроселюванні двигуна або при збільшенні  $T_n^*$ ) ступінь двоконтурності збільшуватиметься унаслідок зменшення  $q(\lambda_{вВД})$ .

Зміна ступеня двоконтурності ГТД при зміні умов польоту залежить від закону керування двигуном. Найбільш істотно збільшується ступінь двоконтурності за температурою  $T_n^*$ , при законі управління газогенератором  $n_{в} = \text{const}$ . Це пояснюється більш інтенсивним зменшенням в цьому випадку  $n_{в.пр}$  в порівнянні з іншими законами управління.

Відзначимо, що внутрішній і зовнішній контури мають різні частки в створенні сумарної тяги ТРДД з турбовентиляторною приставкою. Це пов'язано із зміною відношення питомої тяги контурів і ступеня двоконтурності. Питома тяга зовнішнього контуру  $R_{G2}$  зменшується інтенсивніше при збільшенні  $M_n$ , ніж  $R_{G2}$ . Тому відношення тяги зовнішнього

контур  $R_2$  до тяги внутрішнього контуру  $R_1$  спочатку при збільшенні  $M_H$  зменшується, а потім, унаслідок переважаючого впливу збільшення ступеня триконтурності  $m_{III}$ , починає збільшуватися:

$$\frac{R_{II}}{R_I} = \frac{R_{GII} G_{вII}}{R_{GI} G_{вI}} = \frac{m R_{GII}}{R_{GI}}.$$

Закон управління газогенератором істотно впливає на швидкісні характеристики. При законі управління газогенератором  $n_H = \text{const}$  сумарна тяга двигуна  $R$  змінюється найбільш інтенсивно залежно від  $M_H$ . Це пояснюється найінтенсивнішим збільшенням  $G_{в\Sigma}$  в порівнянні з іншими законами управління. При збільшенні висоти  $H$  має місце зменшення тяги і питомої витрати палива, причому при законі управління газогенератором  $n_H = \text{const}$  тяга двигуна зменшується інтенсивніше, ніж при законі  $T_T^* = \text{const}$ .

При дроселюванні двигуна зменшується витрата палива в камері згоряння газогенераторного контуру  $G_{II}$  та зменшується вільна енергія газового потоку за турбіною газогенератора. Внаслідок цього зменшується потужність турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Для виконання умови  $n_{вл} = \text{const}$  під час дроселювання двигуна лопатки ВНА повертаються на кут  $\Delta\phi_{ВНА}$  за допомогою регулятора  $\phi_{ВНА} = F(\Delta n_{вл})$ .

Зменшення тяги двигуна при його дроселюванні обумовлено зменшенням рівня параметрів робочого процесу газогенераторного контуру та, як наслідок, зменшенням питомої тяги першого контуру турбовентиляторної приставки. Зменшенням тяги другого контуру турбовентиляторної приставки має місце внаслідок зменшення  $\pi_{влII}$  та витрати повітря.

Питома витрата палива при цьому зменшується, тому що температура газу перед турбіною  $T_T^*$  наближається до економічного значення температури  $T_{Г.ек}^*$ . При дроселюванні ГТД інтенсивність зменшення питомої витрати палива залежить від розрахункового значення ступеня двоконтурності -  $m_p$ .

### 5.3. Графоаналітичний метод оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки ТРДД

Параметри ТРДД с турбовентиляторною приставкою в розрахункових польотних умовах визначаються узгодженням характеристик основних модулів двигуна: модуля мотогондоли, модуля одноконтурного газогенератора і модуля турбовентиляторної приставки. Оптимальний розподіл вільної енергії між контурами в турбовентиляторній приставці визначається умовою

$$c_{cII} \approx c_{cI}.$$

Швидкість газу на виході з турбінного контуру турбовентиляторної приставки визначається параметрами газу за турбіною газогенераторного модуля та умовами сумісної роботи вентиляторного і турбінного контурів турбовентиляторної приставки

$$c_{cI} = \varphi_{cI} \sqrt{2 \frac{k_T}{k_T - 1} R_T T_T^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_T^*} \right)^{\frac{k_T - 1}{k_T}} \right]}.$$

Швидкість повітря на виході із сопла другого контуру турбовентиляторної приставки при повному розширенні залежить від параметрів повітря перед турбовентиляторною приставкою та параметрами вентиляторного контуру

$$c_{cII} = \varphi_{cII} \sqrt{2 \frac{k}{k - 1} R T_{Вл}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_{Вл}^*} \right)^{\frac{k - 1}{k}} \right]},.$$



Основна мета оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки заключається у визначенні для розрахункових умов польоту значень ступеня двоконтурності  $m_{p\text{opt}}$  турбовентиляторної приставки та ступеня підвищення тиску у вентиляторі  $\pi_{\text{Влopt}}^*$ , узгоджених з параметрами турбінного контуру турбовентиляторної притавки  $\pi_{\text{Влopt}}^*$  та параметрами газогенераторного модуля  $T_{\Gamma}^*$  і  $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$  у заданих умовах польоту ( $M_{\text{н}}$ ,  $N$  або  $T_{\text{н}}^*$ ).

Для встановлення цих умов розглянемо рівняння балансу енергії для вентиляторного та турбінного контурів турбовентиляторної приставки

$$\frac{k}{k-1} R T_{\text{н}}^* (\pi_{\text{Вл}}^{*\frac{k}{k-1}} - 1) \frac{1}{\eta_{\text{Вл}}^*} G_{\text{вл}} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_{\text{ТВл}}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right] \eta_{\text{ТВл}}^* G_{\text{вл}} (1 + g_{\text{н}}).$$

Після простих перетворень отримаємо рівняння, що пов'язує основні параметри вентиляторного контура турбовентиляторної приставки ( $m_{p\text{opt}}$  та  $\pi_{\text{Влopt}}^*$ ), турбінного контура турбовентиляторної приставки ( $\pi_{\text{Влopt}}^*$ ) та параметрами газогенераторного модуля  $T_{\Gamma}^*$  і  $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ .

$$\pi_{\text{Вл}}^* = \left\{ 1 + \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{н}}^*} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_{\text{ТВл}}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right] \frac{\eta_{\text{ТВл}}^* \eta_{\text{Вл}}^* (1 + g_{\text{н}})}{a m} \right\}^{\frac{k}{k-1}}.$$

В цій формулі

$$a = \frac{\frac{k}{k-1} R}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma}}, m = \frac{G_{\text{вл}}}{G_{\text{в}}}, g_{\text{н}} = \frac{G_{\text{н}}}{G_{\text{в}}}, \pi_{\text{ТВл}}^* = \frac{P_{\Gamma}^*}{P_{\text{ТВл}}^*}.$$

На рис. 5.2 - 5.4 представлено номограми використання графоаналітичного методу оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки, узгоджених з параметрами газогенераторного контуру

двоконтурного турбореактивного двигуна.

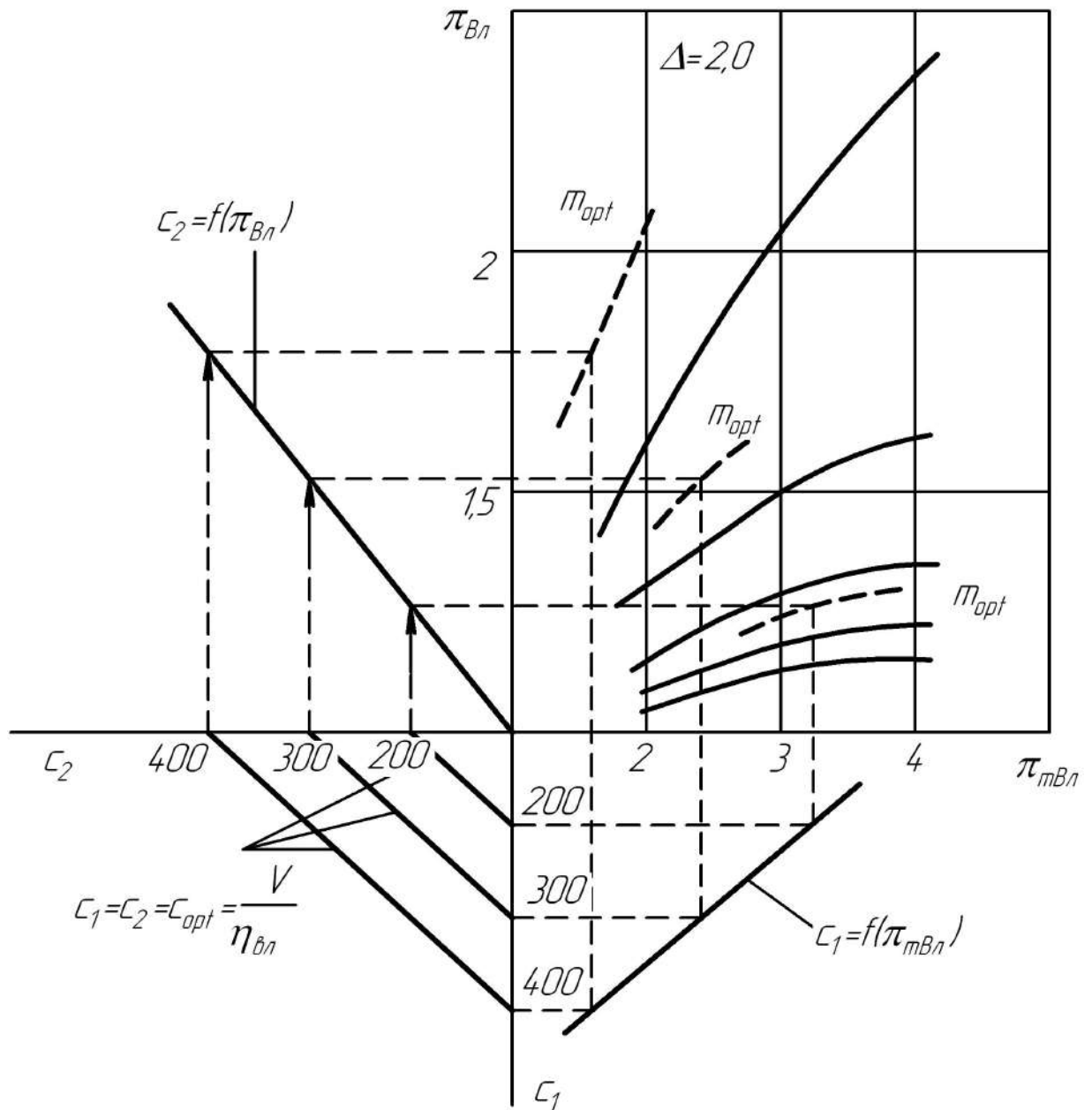


Рис.5.2. Номограма графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки, двоконтурного турбореактивного двигуна (для газогенераторного контуру при  $\Delta = 2$ )

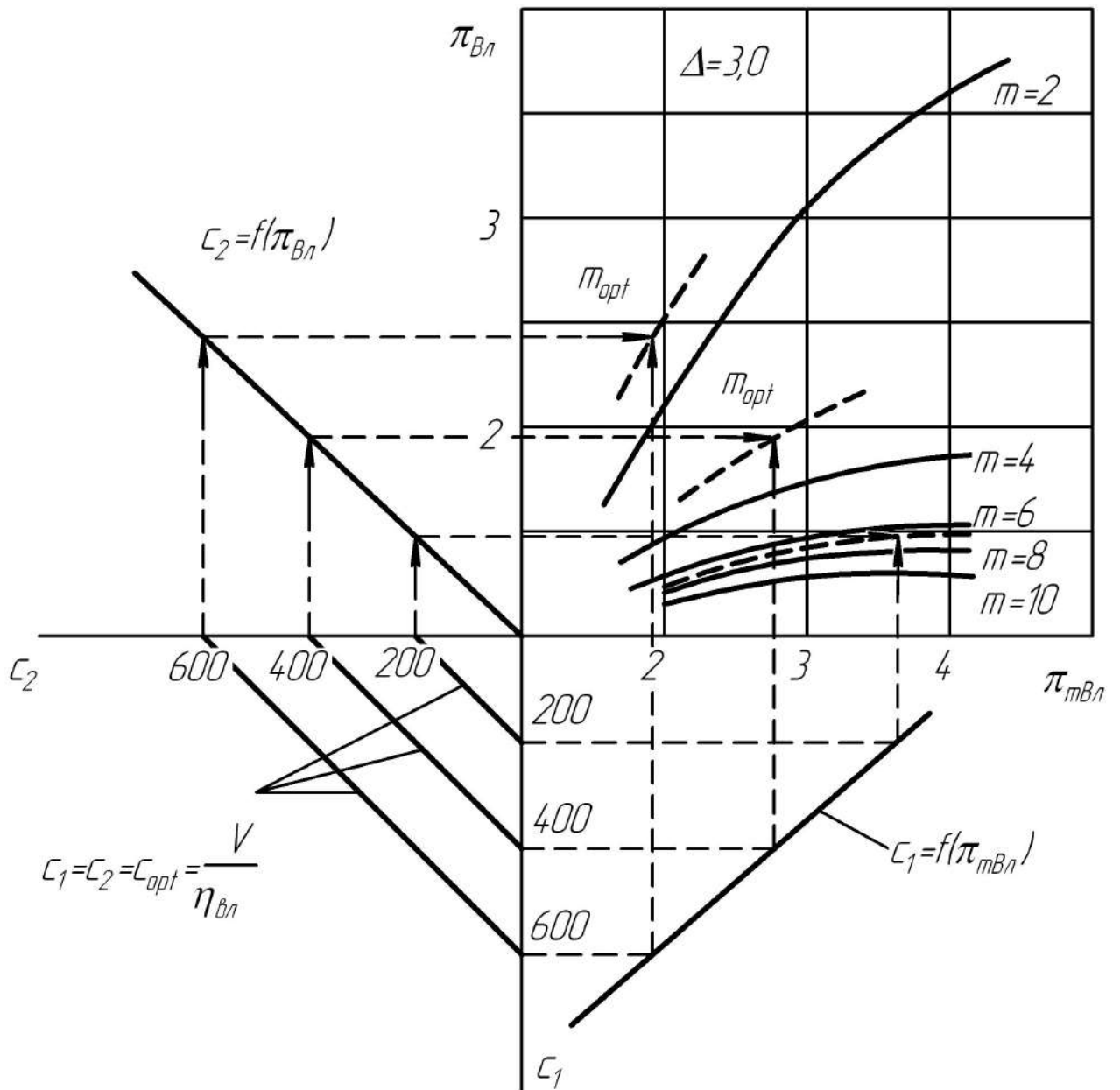


Рис.5.3. Номограма графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки, двоконтурного турбореактивного двигуна (для газогенераторного контуру при  $\Delta = 3$ )

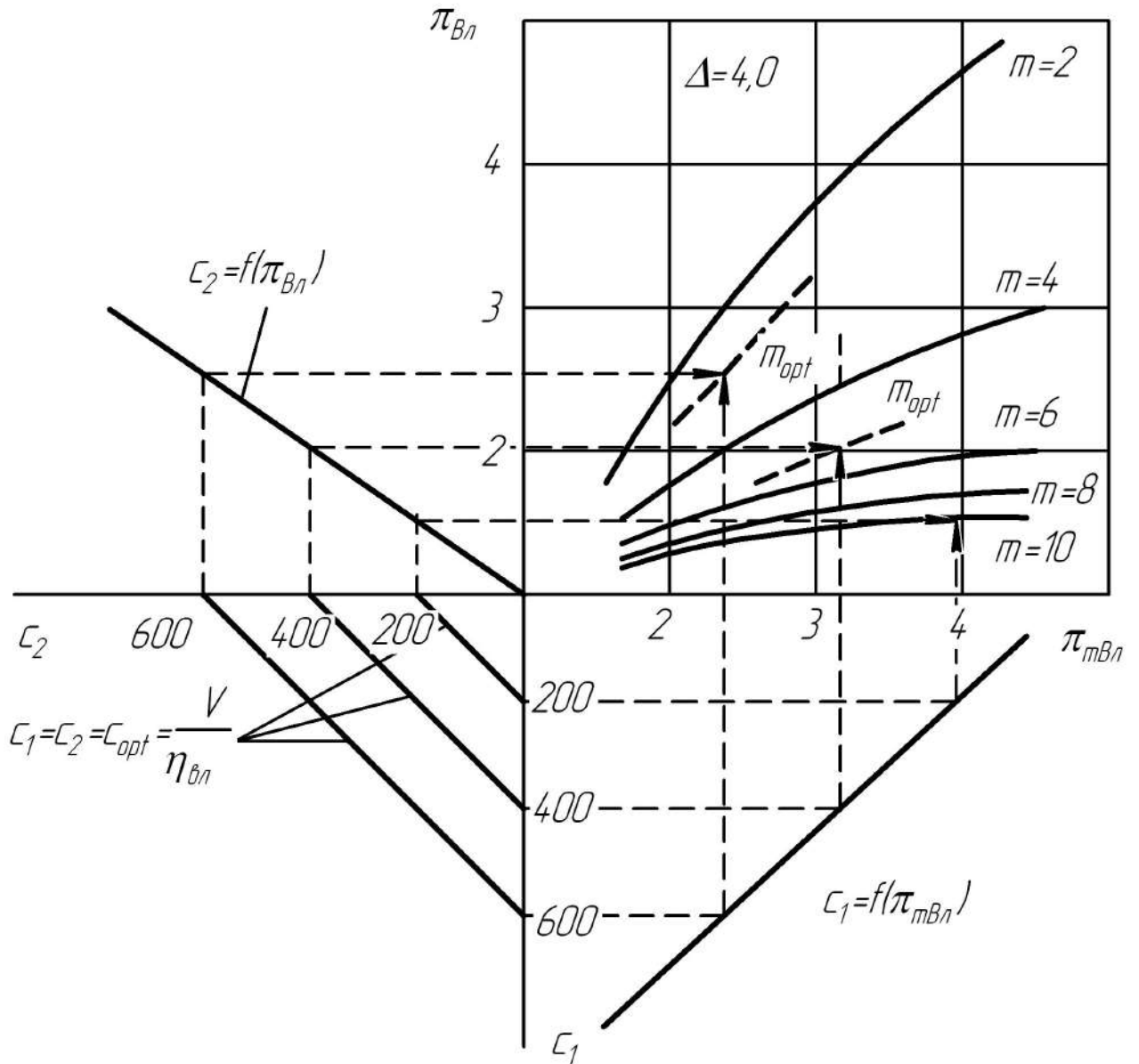


Рис.5.4. Номограма графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки двоконтурного турбореактивного двигуна (для газогенераторного контуру при  $\Delta = 4$ )

Створений метод дозволяє визначати оптимальні значення термогазодинамічних параметрів турбовентиляторної приставки (ступеня двоконтурності  $m_{p\ opt}$  турбовентиляторної приставки та ступеня підвищення тиску у вентиляторі  $\pi_{Bn\ opt}^*$ ), узгоджених з параметрами турбінного контуру турбовентиляторної приставки  $\pi_{mBn\ opt}^*$  та параметрами газогенераторного

модуля  $T_r^*$  і  $\pi_{k\Sigma}^*$  у заданих розрахункових умовах польоту ( $M_H$ ,  $H$  або  $T_H^*$ ). На підставі термогазодинамічних параметрів турбовентиляторної приставки та параметрів газогенераторного модуля визначаються геометричні параметри ступінчастої мотогондоли.

#### **5.4. Вплив управління примежовим шаром на поверхні ступінчастої мотогондоли на ефективну тягу і економічність ТРДД**

Ефективна тяга силової установки з турбовентиляторною приставкою визначається як сума внутрішньої тяги газогенераторного контуру та тяги, що створюється турбовентиляторною приставкою, з урахуванням негативного впливу зовнішнього аеродинамічного опору мотогондоли газогенераторного контуру та мотогондоли турбовентиляторної приставки.

Аеротермогазодинамічна інтеграція мотогондоли і двоконтурного турбореактивного двигуна передбачає визначення основних термогазодинамічних параметрів зовнішнього та внутрішнього потоків авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою.

Метою термогазодинамічної інтеграції мотогондоли газогенератора і турбовентиляторної приставки є зменшення зовнішнього опору мотогондоли газогенератора шляхом відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора і збільшення внутрішньої тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки, збільшення ефективної тяги авіаційної силової установки за рахунок додавання до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{II}$  додаткової маси повітря  $\Delta G_\delta$ , що отримано при відсмоктуванні примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора.

Відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли здійснюється через перфораційні отвори в поверхні мотогондоли в порожнину, з'єднану з вхідним перерізом вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Управління примежовим шаром на поверхні мотогондолої з використанням турбовентиляторної приставки дозволяє вирішувати дві задачі.

**Перша задача** - це зменшення негативного впливу зовнішнього опору мотогондолої газогенератора на ефективну тягу авіаційної силової установки.

**Друга задача** - це збільшення тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки за рахунок вирівнювання поля швидкостей повітряного потоку перед робочим колесом вентиляторного контуру і підведення у вентиляторний контур додаткової маси повітря, евакуйованого через поверхню мотогондолої газогенератора.

Важливе місце в цьому комплексі задач займає проблема зменшення зовнішнього опору мотогондолої турбореактивного двигуна та підвищення тяги вентиляторного контуру на підставі інтеграції турбореактивного двигуна та мотогондолої силової установки з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондолої модуля газогенераторного контуру.

Зовнішній опір силової установки з турбовентиляторною приставкою при управлінні примежовим шаром на поверхні мотогондолої газогенератора визначався, використовуючи формулу.

$$X_{TRTD\delta} = 2\rho V^2 \left[ C_{X_{\Gamma}} (1 - C_{\delta}) S_{\text{МГ}} \lambda_{\Gamma} + C_{X_{\text{ТВП}}} S_{\text{МТВП}} \lambda_{\text{ТВП}} \right].$$

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

$$\bar{X}_{.мг} = \frac{X_{TRTD\delta}}{X_{TRDD}} = \frac{C_{X_{\Gamma\delta}} (1 - C_{\delta}) S_{\text{МГ}} \lambda_{\Gamma} + C_{X_{\text{ТВП}}} S_{\text{МТВП}} \lambda_{\text{ТВП}}}{C_{X_0} S_{\text{Мід}} \lambda_0},$$

$$\text{де } \bar{d}_1 = \frac{d_1}{d_0}, \quad \bar{l}_1 = \frac{l_1}{l_0}.$$

В приведених формулах  $C_{X_{\text{тг}}}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора без управління примежовим шаром і  $C_{X_{\text{твп}}}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондоли турбовентиляторної приставки;  $C_{X_0}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондоли силової установки з двоконтурним двигуном з переднім розташуванням вентилятора.

При  $C_\delta = C_{\delta_{opt}}$  профільний опір мотогондоли газогенераторного модуля  $X_{\text{тг}} = 0$ . Тому відносний вплив відсмоктування примежового шару на зовнішній аеродинамічний опір мотогондоли можна оцінювати за формулою:

$$\bar{X} = \frac{C_{X_{\text{твп}}}}{C_{X_0}} (1 - \bar{l}_1).$$

Відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора призводить до зменшення аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора.

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

Примежовий шар з поверхні мотогондоли газогенератора надходить в проточну частину вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки мотогондоли і бере участь в робочому процесі турбовентиляторної приставки.

Тому, наступним етапом дослідження було визначення впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на тягово-економічні характеристики силової установки ТРДД з

турбовентиляторною приставкою. Кількісна оцінка впливу відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондолои газогенератора на параметри силової установки проводилася за методикою, яка враховує інтеграцію параметрів і характеристик турбореактивного двигуна і мотогондолои силової установки, що використовує ефект відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондолои модуля газогенератора.

Для кількісної оцінки впливу відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондолои газогенератора і його подальшого підведення в вентиляторний контур турбовентиляторної приставки проводилося порівняння ефективної тяги ТРДД з відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондолои газогенераторного модуля і тяги вихідного двигуна без управління примежовим шаром на поверхні модуля газогенератора.

Ефективна тяга силової установки визначалася як різниця внутрішньої тяги двигуна і зовнішнього аеродинамічного опору мотогондолои:

$$R_{ef} = R_{\Sigma} - X_{\Sigma}.$$

Внутрішня тяга ТРДД з турбовентиляторною приставкою і відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондолои газогенератора визначалася з урахуванням підведення додаткової маси повітря в вентиляторний контур турбовентиляторної приставки.

$$R_{\Sigma} = G_{el} [c_{cl} (1 + g_{II}) - V] + m [c_{cl} (1 + K_{\delta}) - V].$$

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

$$X_{\Sigma} = 2\rho V^2 \left[ C_{X_{IT}} (1 - C_{\delta}) S_{IT} \lambda_{IT} + C_{X_{TBP}} S_{TBP} \lambda_{TBP} \right].$$



Залежність профільного опору циліндричної мотогондоли газогенератора від інтенсивності відсмоктування примежового шару показана на рис. 5.5 і рис.5.6.

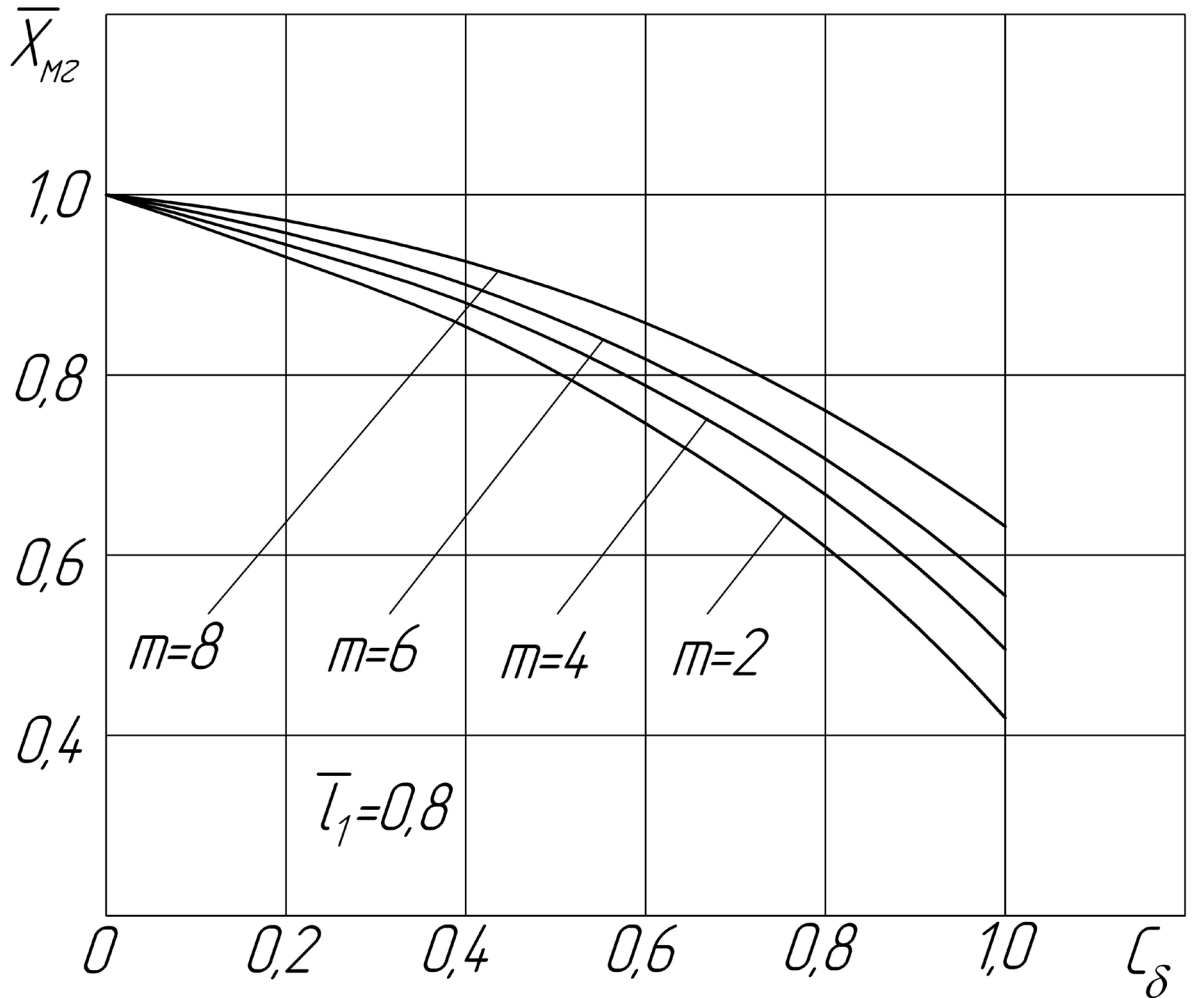


Рис.5.5. Залежність профільного опору циліндричної мотогондоли від інтенсивності відсмоктування примежового шару (подовження мотогондоли газогенератора  $\lambda=6$ )

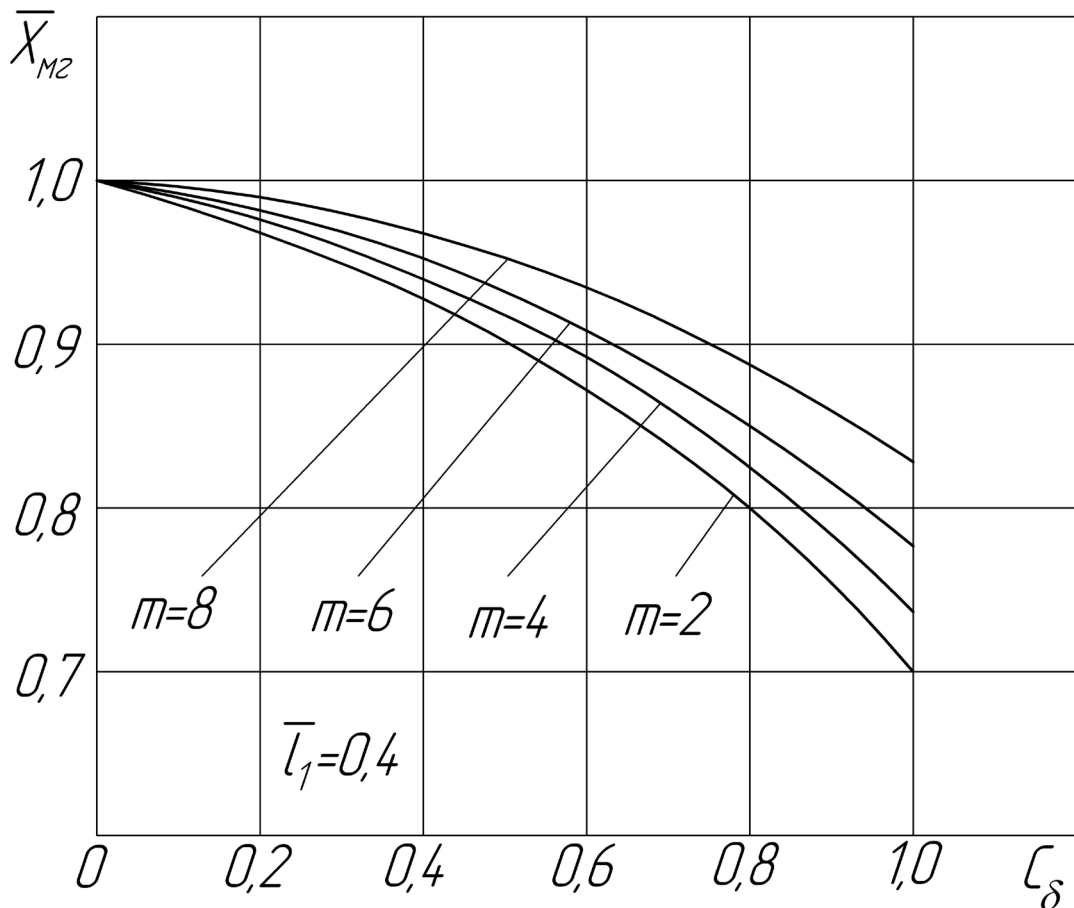


Рис.5.6. Залежність профільного опору циліндричної мотогондולי від інтенсивності відсмоктування примежового шару (подовження мотогондולי  $\lambda=4$ )

При інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондולי газогенераторного модуля, що відповідає значенням коефіцієнта відсмоктування  $C_\delta = C_{\delta opt} = 1,0$ , має місце зниження профільного аеродинамічного опору мотогондולי силової установки на 35...55% (для мотогондולי газогенератора з подовженням  $\lambda=6$ ) та на 15...30% (для мотогондולי газогенератора з подовженням  $\lambda=4$ ).

Узагальнені результати розрахунково-експериментального дослідження впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондולי газогенератора силової установки на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна показано на рис. 5.7 і рис. 5.8.

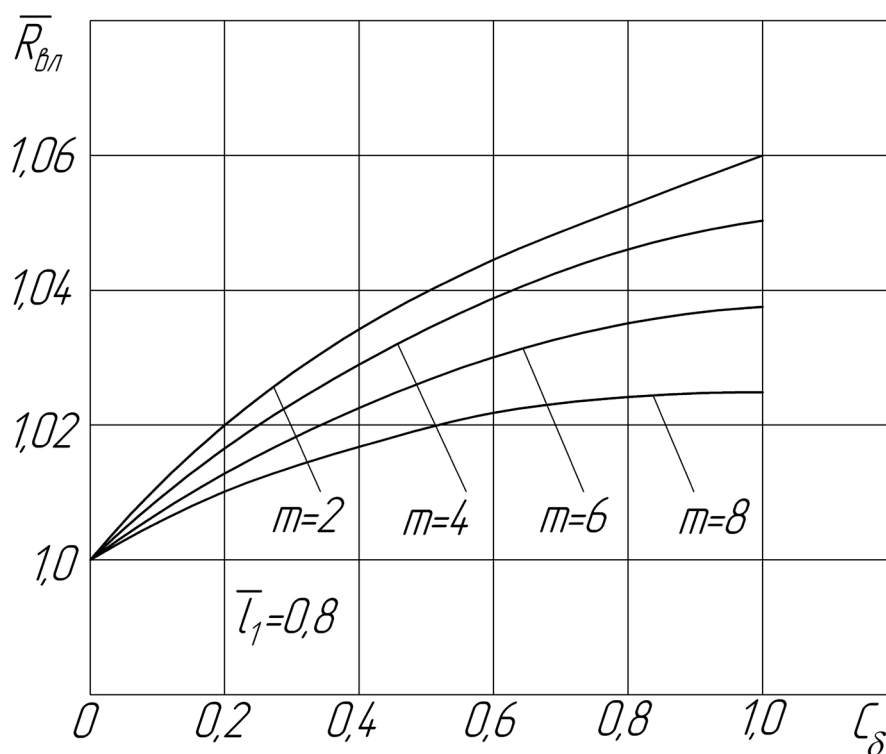


Рис. 5.7. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки двоконтурного двигуна (подовження мотогондоли газогенератора  $\lambda=6$ )

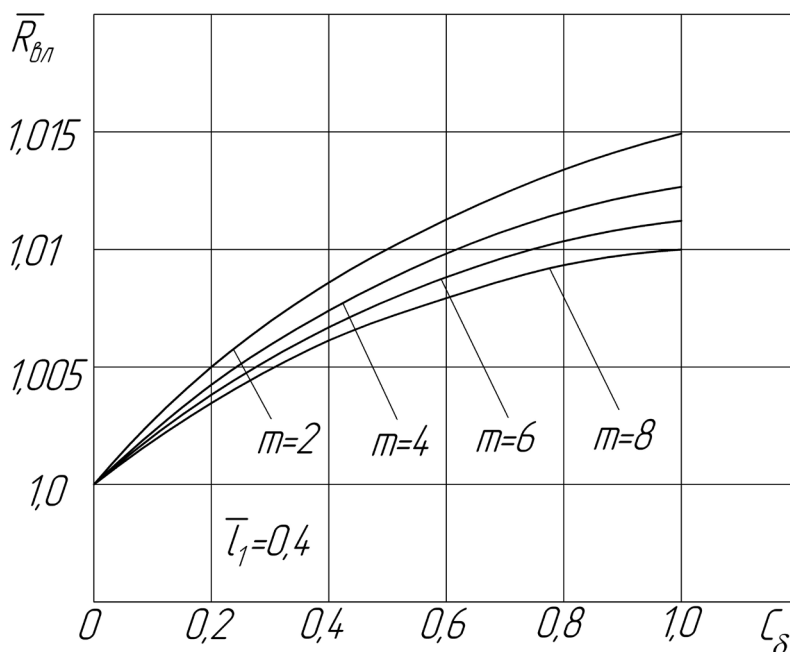


Рис. 5.8. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки двоконтурного двигуна (подовження мотогондоли газогенератора  $\lambda=4$ )

На рис.5.9. представлена блок-схема алгоритму інтеграції ступінчастої мотогондоли силової установки і турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою. Всі компоненти алгоритму наведені в розділах дисертації, що використовуються в процесі розрахунково-експериментальних досліджень.

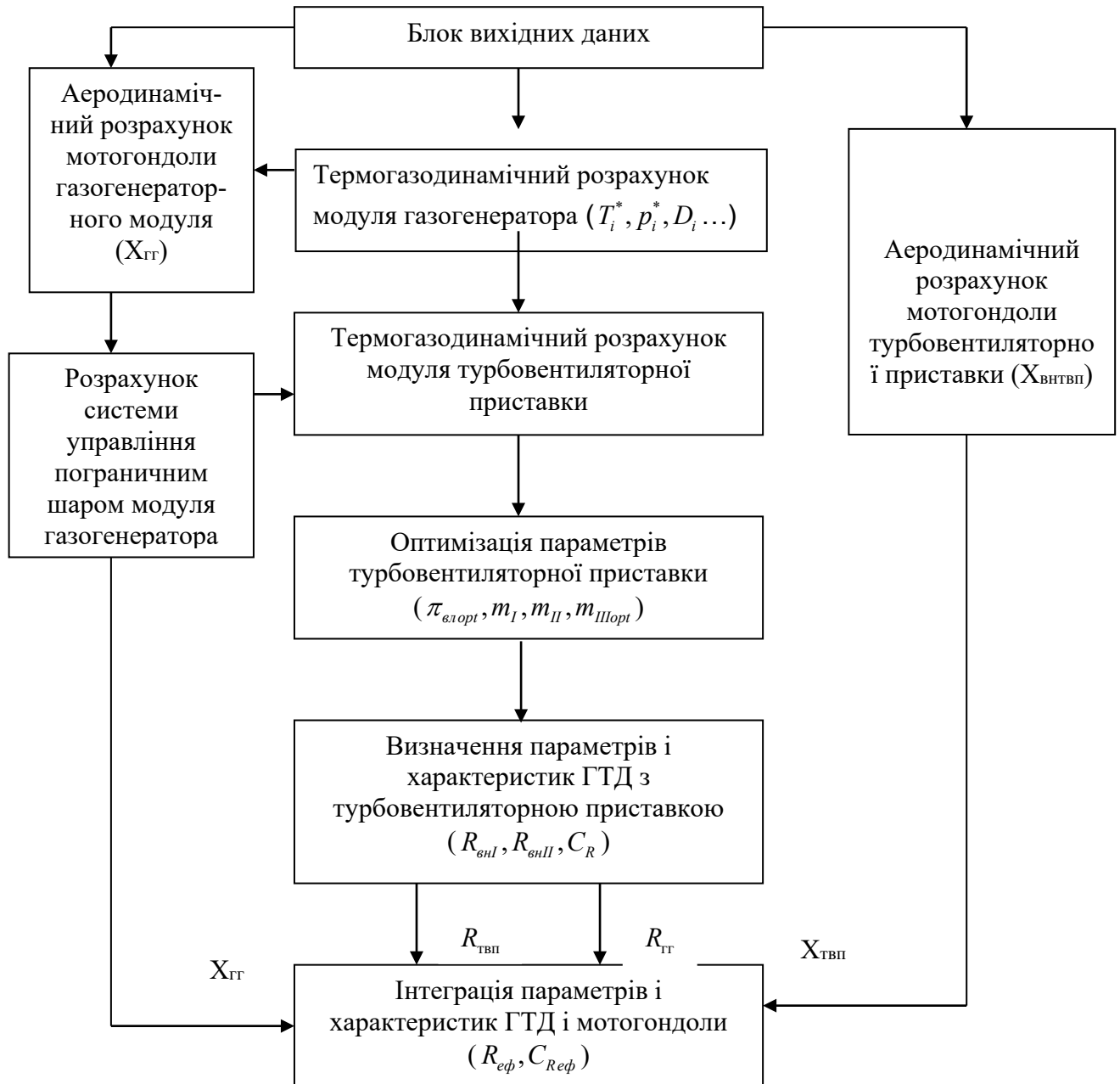


Рис. 5.9. Блок-схема алгоритму інтеграції ступінчастої мотогондоли силової установки і турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою

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  $\lambda=6$ ) та на 1,0...1,5 % (для подовження мотогондоли газогенератора  $\lambda=4$ ).

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.

На рис.5.10 - 5.11 показані результати розрахункового дослідження впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну тягу двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою при дозвукових швидкостях польоту.

Аналіз отриманих результатів дослідження показав, що при інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля має місце збільшення ефективної тяги силової установки з двоконтурним двигуном на 1,25...6 %.

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, який відбирається з поверхні мотогондоли газогенератора.

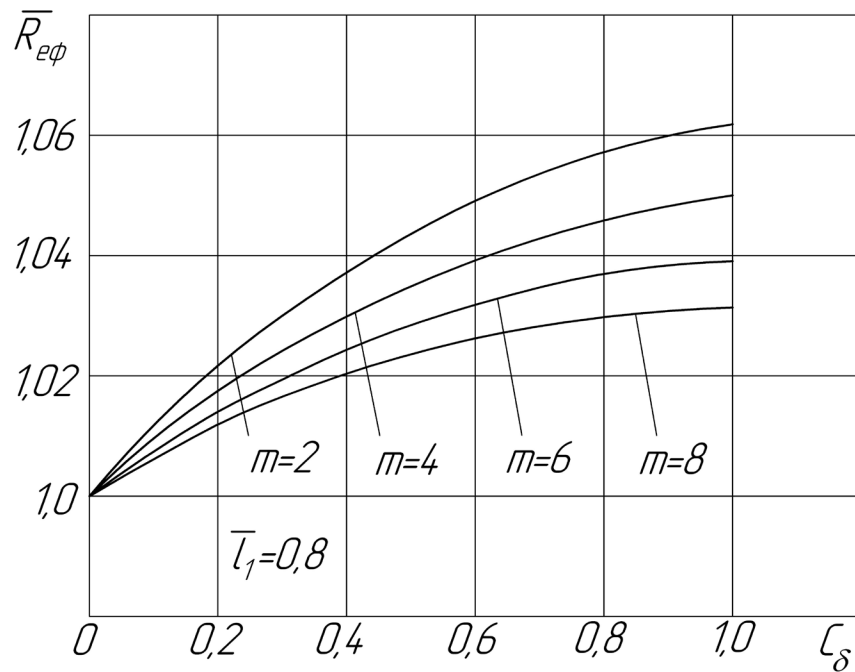


Рис.5.10. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондолои газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну тягу двоконтурного двигуна (подовження мотогондолои газогенератора  $\lambda=6$ )

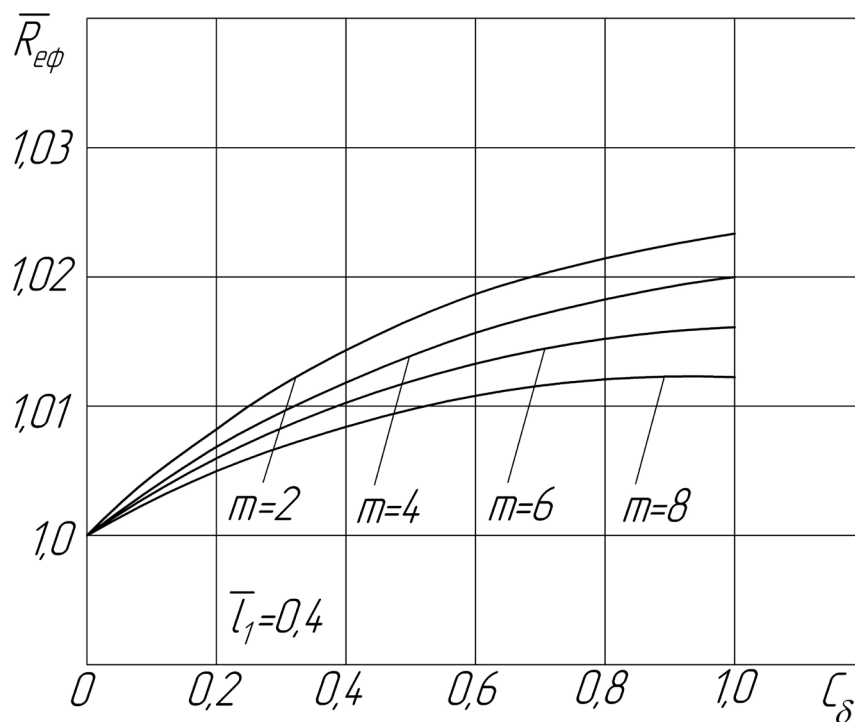


Рис.5.11. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондолои газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну тягу двоконтурного двигуна (подовження мотогондолои  $\lambda=4$ )

На рис.5.12 - 5.13 показані результати розрахункового дослідження впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну питому витрату палива двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту.

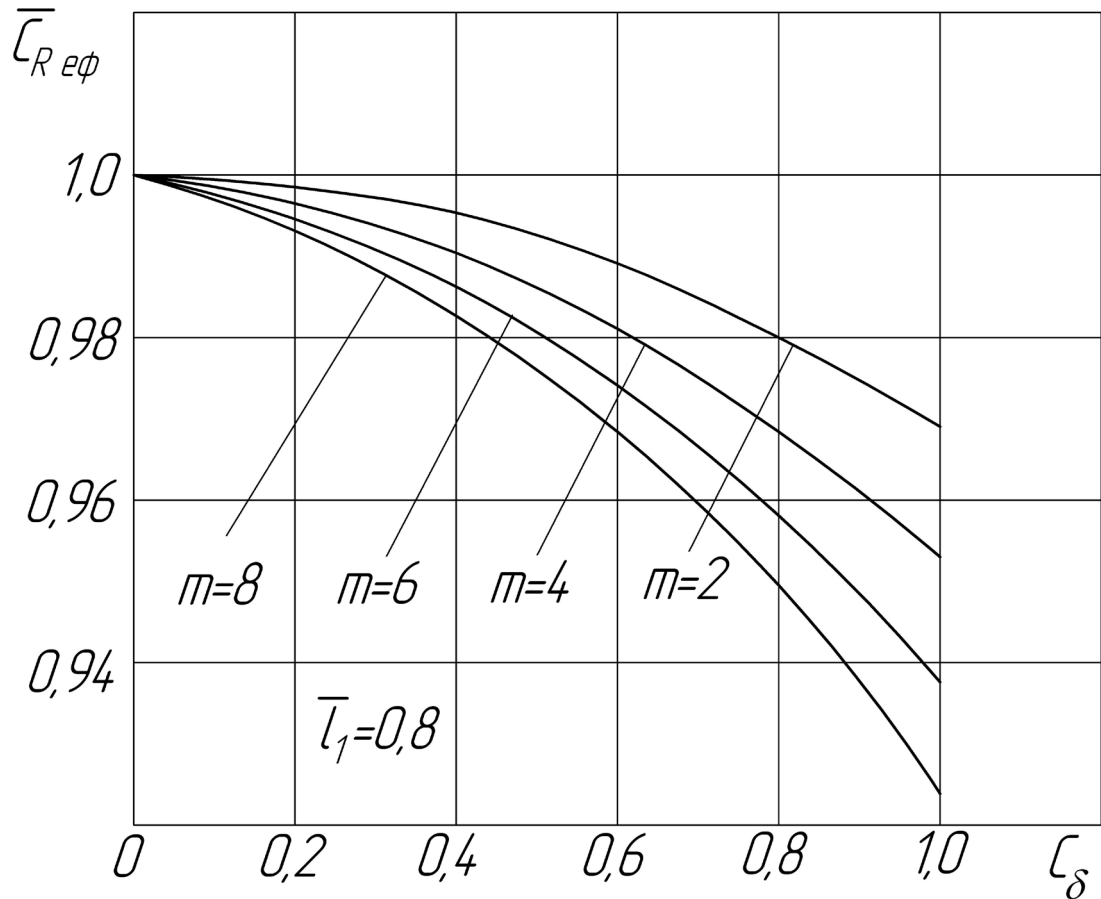


Рис.5.12. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну питому витрату палива двоконтурного двигуна (подовження мотогондоли  $\lambda=6$ )

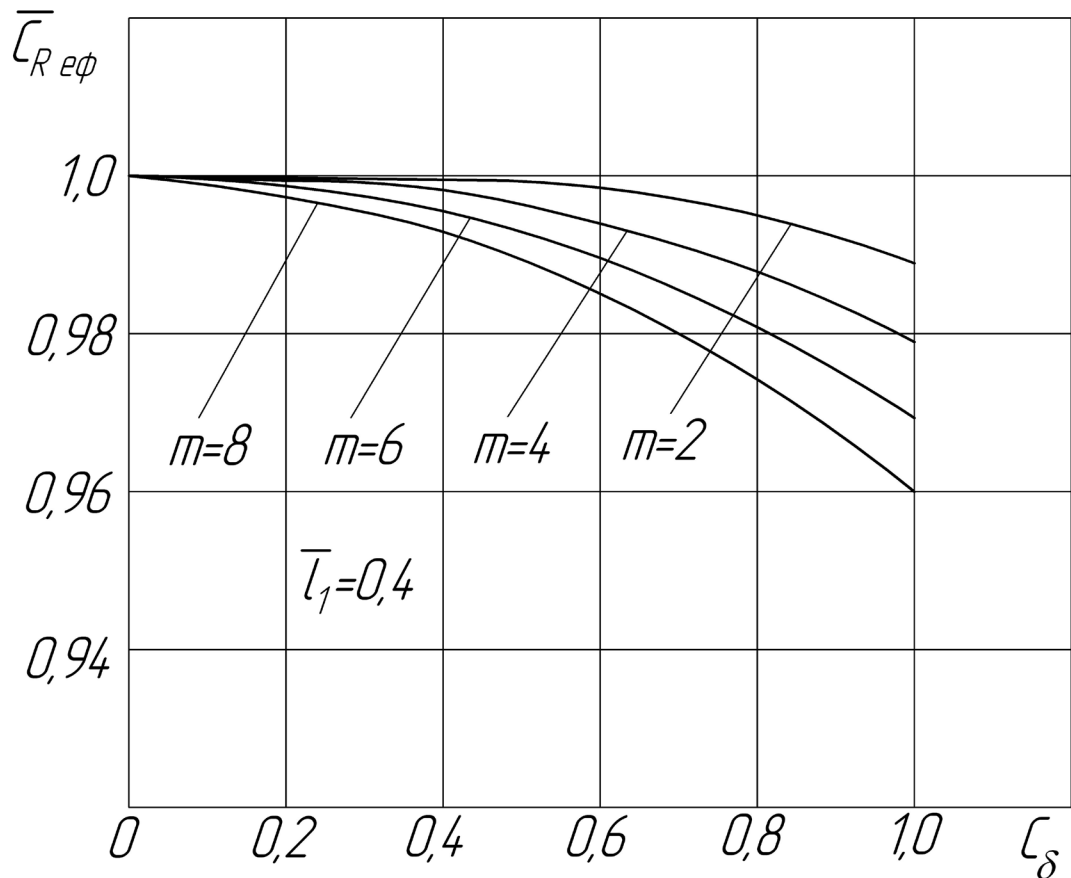


Рис. 5.13. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондולי газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну питому витрату палива двоконтурного двигуна (подовження мотогондולי  $\lambda=4$ )

Результати досліджень показали, що при інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондולי газогенераторного модуля (з подовженням мотогондולי  $\lambda=6$ ), яка відповідає значенням коефіцієнта відсмоктування  $C_\delta = C_{\delta\text{opt}} = 1,0$ , має місце зниження ефективної питомої витрати палива на 3...7,5 %, а для мотогондולי з подовженням  $\lambda=4$  має місце зниження ефективної питомої витрати палива на 1... 4 %.

Цей ефект забезпечується за рахунок зменшення негативного впливу зовнішнього опору мотогондולי газогенератора на ефективну тягу авіаційної силової установки і підведенням у вентиляторний контур турбовентиляторної приставки додаткової маси повітря примежового шару, що відсмоктується з поверхні мотогондולי газогенератора.



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 15...55%, збільшення ефективної тяги силової установки з двоконтурним двигуном на 1,25...6 % і зниження ефективної питомої витрати палива на 1...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.

Відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля приводить до зниження аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора і збільшенню внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки. Збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки забезпечується тим, що примежовий шар, який відсмоктується під дією перепаду тиску на поверхні мотогондоли  $\Delta G_{\delta}$ , додається до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{II}$ .

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.

## Висновки за розділом 5

1. Запропоновано концепцію аеротермогазодинамічної інтеграції двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і ступінчастою мотогондолою, що ґрунтується на узгодженні термогазодинамічних параметрів турбореактивного двигуна і аеродинамічних характеристик мотогондолою літального апарату з відсмоктуванням примежового шару.

2. Створено методики узгодження аеротермогазодинамічних параметрів мотогондолою і турбовентиляторної приставки двоконтурного турбореактивного двигуна.

3. Отримано узагальнені результати впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондолою газогенератора на ефективну тягу двоконтурного турбореактивного двигуна.

4. Створено науково-методичний апарат для графоаналітичного методу оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки двоконтурного турбореактивного двигуна.

5. Результати досліджень впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондолою газогенератора на тягово-економічні характеристики силової установки ТРДД з турбовентиляторною приставкою показали, що ефект від застосування компоновки з відсмоктуванням примежового шару на поверхні мотогондолою газогенератора залежить від ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки. 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 мотогондолою газогенератора  $\lambda=4$ ), а при подовженні мотогондолою газогенератора  $\lambda=6$  відносне збільшення ефективної тяги складає 3...6%. Відносне зменшення питомої витрати палива ТРДД при ступені двоконтурності турбовентиляторної приставки  $m=2...8$  і подовженні мотогондолою газогенератора  $\lambda=4$  складає 1,0...4,0%, а при подовженні мотогондолою газогенератора  $\lambda=6$  відносне зменшення питомої витрати

палива складає 3...7,5%.

6. Результати дослідження показали, що важливим етапом у вирішенні проблеми визначення оптимальних параметрів системи управління примежовим шаром є узгодження аеродинамічних характеристик мотогондоли з характеристиками турбовентиляторної приставки, яка використовує енергію примежового шару, що видаляється з поверхні мотогондоли газогенератора. Показано, що найкращі характеристики системи «мотогондола газогенератора – турбовентиляторна приставка» забезпечуються при витраті повітря через пористу поверхню мотогондоли в кількостях, що приблизно відповідають відносній товщині витіснення примежового шару.

7. Результати розрахункових досліджень параметрів та характеристик двоконтурних ГТД із застосуванням створеного науково - методичного апарату свідчать про перспективність використання управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора з метою зниження зовнішнього аеродинамічного опору авіаційної силової установки і покращення її тягово-економічних характеристик.

## РОЗДІЛ 6. АЕРОТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНА ІНТЕГРАЦІЯ ТРИКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ І СТУПІНЧАТОЇ МОТОГОНДОЛИ

### 6.1. Термогазодинамічна інтеграція двоконтурного газогенераторного модуля триконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою

На рис. 6.1 зображено схему компоновки силової установки, що складається зі ступінчастої мотогондoli та триконтурного газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки. Газовий потік, що виходить із турбіни низького тиску газогенератора, є робочим тілом для турбінного контуру турбовентиляторної приставки.

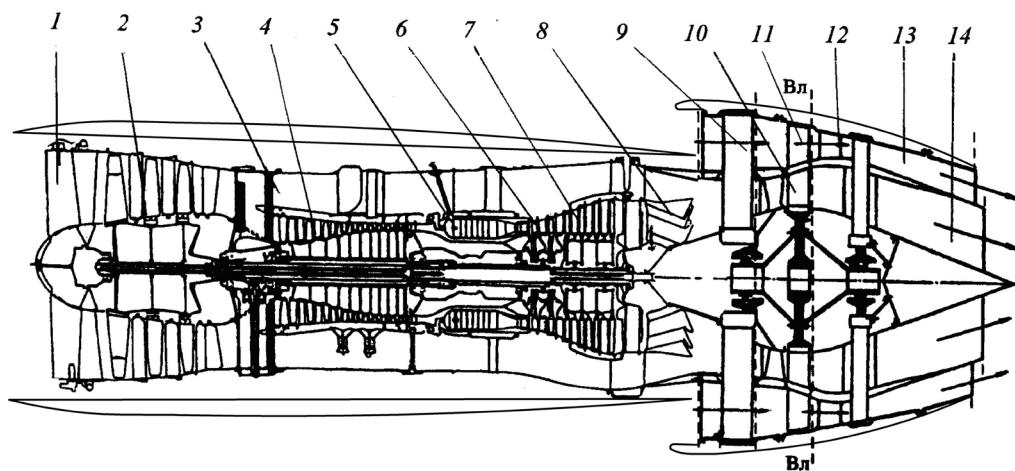


Рис.6.1. Схема компоновки мотогондoli силової установки з  
триконтурним газотурбінним двигуном і модулем турбовентиляторної  
приставки

Основні елементи триконтурного двигуна, що показано на рис. 6.1:  
вхідний напрямний апарат внутрішнього (газогенераторного) контуру; 2 –

компресор низького тиску першого і другого контурів газогенератора; 3 – канал другого контуру газогенератора; 4 – компресор високого тиску першого контуру газогенератора; 5 – камера згоряння газогенераторного контуру; 6, 7 – багатоважна газова турбіна внутрішнього контуру; 8 – камера змішування газогенераторного контуру; 9 – вхідний напрямний апарат третього контуру; 10 – вентиляторний (третій) контур робочого колеса турбовентиляторної приставки; 11 – спрямний апарат третього контуру турбовентиляторної приставки; 12 – турбінний контур робочого колеса турбовентиляторної приставки; 13 – реактивне сопло зовнішнього (третього) контуру; 14 – реактивне сопло внутрішнього контуру.

ТРТД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки за принципом створення сили тяги є двоконтурним двигуном із роздільним виходом потоків.

Ефективна тяга триконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою визначається як сума внутрішньої тяги двоконтурного газогенераторного модуля та тяги, що створюється турбовентиляторною приставкою, з урахуванням негативного впливу зовнішнього аеродинамічного опору мотогондоли двоконтурного газогенераторного контуру та мотогондоли турбовентиляторної приставки.

$$R_{\text{эф}} = R_{\Sigma} - X_{\text{мг}}.$$

Основна особливість робочого процесу ТРТД в порівнянні з робочим процесом ТРДД складається з того, що в ТРТД для створення потужності турбіною турбовентилятора використовується енергія газового потоку, що виходить із камери змішування потоків першого і другого контурів.

При оптимальному значенні  $\pi_{\text{влII}}^*$  швидкість потоку газу на виході з внутрішнього і зовнішнього контурів визначають за формулою

$$c_{cl} = c_{cII} = \sqrt{\frac{2(1+m_1)L_{cb}\eta_{III}}{\eta_{III} + \eta_{III}m_1 + m_{IIIopt}} + V^2}. \quad (6.1)$$

При повному розширенні газу в контурах питома тяга ТРТД дорівнює питомій тязі кожного контуру

$$R_G = R_{GI} = R_{GII} = (c_{cl} - V) = (c_{cII} - V), \quad (6.2)$$

а питома витрата палива двигуна

$$C_R = \frac{3600Q_1}{(1+m_1+m_{IIIopt})\eta_r H_u R_G} = \frac{3600g_r}{(1+m_1+m_{IIIopt})\eta_r R_G} \quad (6.3)$$

де  $Q_1 = c_n(T_r^* - T_k^*)$  – кількість теплоти, що передається повітря в камері згоряння внутрішнього контуру.

З формул (6.1) і (6.3) витікає, що питома тяга і питома витрата палива  $R_G$  і  $C_R$  залежать від ступеня двоконтурності газогенераторного контуру  $m_1$  і ступеня триконтурності двигуна  $m_{III}$  і параметрів циклу внутрішнього контуру в заданих умовах польоту.

В камері змішування відбувається обмін енергією між повітрям другого контуру газогенератора і газовим потоком за турбіною газогенератора. Із камери змішування газ поступає в турбіну турбовентиляторної приставки і виходить із двигуна через сопло внутрішнього контуру.

Турбовентиляторна приставка виконується у вигляді двоярусного робочого колеса, внутрішня частина якого працює в турбінному режимі, зовнішня частина виконує функції вентилятора.

Потужність, що створює турбінний контур турбовентиляторної приставки передається у зовнішній контур турбовентиляторної приставки для підвищення енергії повітря, яке проходить через зовнішній контур.

Розглянемо основні умови узгодження математичних моделей робочого процесу модуля двоконтурного газогенератора та модуля турбовентиляторної приставки.

Корисна робота циклу двоконтурного газогенератора розглядається як вільна енергія газового потоку, що виходить з камери змішування газогенераторного контуру, і визначається за параметрами робочого процесу першого контуру газогенератора

$$L_i = \frac{k}{k-1} RT_H \frac{e-1}{\eta_c} \left( \frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right),$$

$$\text{де } e = \pi_{\epsilon\Sigma}^{*\frac{k-1}{k}}; \Delta = \frac{T_r^*}{T_H}; \eta_c \approx \eta_k^*; \eta_p \approx \eta_t^*; \bar{m} = 1,04.$$

Зовнішня робота, яка передається турбінною частиною турбовентиляторної приставки в третій (вентиляторний) контур турбовентиляторної приставки, визначається за формулою

$$L_e = L_i \frac{1}{1+m_1} - \frac{c_{cII}^2 - V_p^2}{2}.$$

З урахуванням того, що при оптимальному розподілі вільної енергії між вентиляторним та турбінним контурами в турбовентиляторній приставці

$$c_{cI} = c_{cII} = \frac{V_p}{\eta_{Вл}}, \text{ одержуємо формулу для визначення ступеня підвищення}$$

тиску в частині вентилятора турбовентиляторної приставки при заданій швидкості польоту і заданому ККД вентилятора

$$L_e = L_i \frac{1}{1+m_1} - \frac{V_p^2}{2} \left( \frac{1-\eta_{Вл,п}^2}{\eta_{Вл,п}^2} \right).$$

Робота  $L_e$ , яка передається з турбінного контуру приставки в зовнішній (вентиляторний) контур, перетворюється в зміну кінетичної енергії повітряного потоку, який проходить через зовнішній контур, з урахуванням ККД контуру вентилятора при заданому ступені двоконтурності турбовентиляторної приставки  $m_{II}$

$$\frac{\eta_{Вл.р}}{m_{III}(1+K_\delta)} L_e = \frac{c_{cII}^2 - V_p^2}{2}. \quad (6.4)$$

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

$$L_e = \frac{m_{III}(1+K_\delta) \left( V^2 \frac{1}{\eta_{Вл.р}^2} - V^2 \right)}{2\eta_{Вл.р}} = V^2 \frac{m_{III}}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^3} \right) (1+K_\delta). \quad (6.5)$$

На основі співвідношень (6.4) і (6.5) одержуємо

$$L_e = \frac{m_{III}(1+K_\delta) \left( V^2 \frac{1}{\eta_{Вл.р}^2} - V^2 \right)}{2\eta_{Вл.р}} = V^2 \frac{m_{III}}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^3} \right) (1+K_\delta),$$

$$V^2 \frac{m_{III}}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^3} \right) = L_i \frac{1}{1+m_1} - \frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^2} \right) \frac{1}{(1+K_\delta)}. \quad (6.6)$$

З рівняння (6.6) визначаємо значення ступеня двоконтурності при заданих умовах польоту і заданого значення ККД вентилятора:

$$m_{IIIopt} = \frac{L_i \frac{1}{1+m_1} - \frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^2} \right)}{\frac{V^2}{2} \left( \frac{1 - \eta_{Вл.р}^2}{\eta_{Вл.р}^3} \right) (1+K_\delta)}. \quad (6.7)$$



Ступінь підвищення тиску у вентиляторі  $\pi_{\text{Вл II opt}}^*$  розраховується відповідно оптимальному значенню ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки:

$$\pi_{\text{Вл. opt}}^* = \left( \frac{L_e \frac{\eta_{\text{Вл. п}}}{m_{\text{II opt}}} + 1}{\frac{k}{k-1} RT_{\text{B}}^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (6.8)$$

де  $L_e \frac{\eta_{\text{Вл. п}}}{m_{\text{opt}}}$  визначається за формулою (6.6).

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.

Для вирішення цієї задачі необхідно враховувати, що напруження розтягу в лопатках турбіни визначаються не тільки залежно від вихідної площі турбінної частини турбовентиляторної приставки, але і від відцентрових сил лопаток вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки. Відцентрові сили лопаток вентиляторного контуру сприймаються лопатками турбінного контуру. Вплив лопаток вентиляторного контуру та форми лопаток турбіни на напруження в них враховується введенням до звичайних розрахункових рівнянь додаткових граничних умов.

Розглянемо вплив основних параметрів робочого процесу  $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$  і  $T_{\text{Г}}^*$  на значення  $R_{\text{Г}}$  і  $C_{\text{R}}$  при фіксованих значеннях ступеня триконтурності  $m_{\text{III}}$ .

При оптимальному значенні  $\pi_{\text{Вл II}}^*$  швидкість потоку газу на виході з внутрішнього і зовнішнього контурів визначають за формулами (6.1).

При повному розширенні газу в контурах питома тяга ТРТД дорівнює

питомій тязі кожного контуру (6.2). А питома витрата палива двигуна за формулою (6.3). З формул (6.2) і (6.3) витікає, що питома тяга і питома витрата палива  $R_G$  і  $C_R$  залежать від ступеня двоконтурності газогенераторного контуру  $m_I$  і ступеня триконтурності двигуна  $m_{III}$  і параметрів циклу внутрішнього контуру в заданих умовах польоту.

Вплив ступеня підігріву  $\Delta_I = T_r^*/T_H$  і ступеня підвищення тиску у внутрішньому контурі  $\pi_{k\Sigma}^*$  при незмінному  $m_I$  на значення  $R_G$  і  $C_R$  таке ж, як і в двоконтурному ТРДД або одноконтурному ТРД (при  $m_{III} = 0$  він є окремим випадком ТРДД). За заданих умов польоту ( $M_H = \text{const}$  і  $H = \text{const}$ ) максимальна питома тяга  $R_{G \text{ max}}$  досягається при оптимальному значенні ступеня підвищення тиску в двигуні

$$e_{I \text{ opt}} = \sqrt{m \Delta_I \eta_{cI} \eta_{pI}},$$

а мінімум питомої витрати палива  $C_R$  ТРДД, як і ТРД, при умові

$$\pi_{k\Sigma \text{ эк}}^* > \pi_{k\Sigma \text{ opt}}^*.$$

Залежності  $R_G$  і  $C_R$  при  $\Delta = \text{const}$  від значень ступеня триконтурності двигуна  $m_{III}$  та сумарного ступеня підвищення тиску  $\pi_{k\Sigma}^*$  в газогенераторному контурі ТРДД, а також від  $T_r^*$ , при умові  $\pi_{k\Sigma}^* = \text{const}$  і  $m_I = \text{const}$ , для декількох фіксованих значень  $m_{III}$  показують, що в ТРДД, призначених для забезпечення польотів з дозвуковими швидкостями, оптимальна температура  $T_r^* = 1400 \dots 1600 \text{ K}$ .

Проаналізуємо вплив ступеня триконтурності  $m_{III}$  на  $R_G$  і  $C_R$  двигуна при незмінних параметрах його робочого процесу  $\pi_{e\Sigma}^*$ ,  $\eta_{cII}$ ,  $\eta_{pI}$ ,  $\Delta_I$  і  $m_I$ .

При збільшенні ступеня триконтурності  $m_{III}$  питома тяга  $R_G$  і питома витрата палива  $C_R$  зменшуються.

Величини  $\bar{R}_G = R_G/R_{G0}$  і  $\bar{C}_R = C_R/C_{R0}$  характеризують відносні значення питомої тяги і питомої витрати палива, де  $R_G$  і  $C_R$  – значення питомих параметрів ТРТД при різних значеннях  $m_{III}$  (при  $m_I = \text{const}$ ), а  $R_{G0}$  і  $C_{R0}$  – значення цих же параметрів при  $m_{III} = 0$ , тобто для газогенераторного контуру, який в даному випадку розглядається як ТРДД із змішуванням потоків.

Залежності  $C_R$  від  $m_{III}$  (при  $m_I = \text{const}$ ) за різних умов польоту показують, що питома витрата палива ТРТД безперервно зменшується при збільшенні ступеня триконтурності  $m_{III}$  (при  $m_I = \text{const}$ ).

Відмітимо, що вибір ступеня триконтурності двигуна здійснюється з умови забезпечення якнайменшої питомої витрати палива  $C_{R \text{ min}}$ . Від цього залежать розміри, зовнішній опір силової установки і масові характеристики двигуна. Для літаків з дозвуковими швидкостями польоту (700...800 км/год) доцільні значення ступеня триконтурності знаходяться в діапазоні  $m_{III} = 4...8$ , причому більш високим параметрам робочого процесу ТРТД відповідають великі значення ступеня триконтурності.

Створення економічних і ефективних газотурбінних двигунів можливе лише при високій досконалості процесів, що відбуваються в елементах газогенератора двигуна, зокрема, процесів стиснення повітря в компресорах першого і другого контурів, а також процесу розширення газу в газовій турбіні газогенератора і камері змішування потоків першого і другого контурів.

Розглянемо вплив ККД процесів стиснення і розширення на питому тягу і питому витрату палива. Робота циклу внутрішнього контуру (газогенератора) ТРТД будь-якої схеми збільшується при зростанні ККД процесів стиснення і розширення  $\eta_{cI}$  і  $\eta_{pI}$  і при наближенні до ідеального циклу, коли  $\eta_{cI} = \eta_{pI} = 1$ . Разом з тим, існують мінімальні значення ККД процесів стиснення  $\eta_{cI}$  і розширення  $\eta_{pI}$ , коли робота циклу приймає значення  $L_{III} = 0$ . Ці значення ККД можна визначити, виходячи з виразу роботи циклу внутрішнього контуру  $L_{cI}$ :

$$(\eta_{cl}\eta_{pl})_{\min} = \frac{e_1}{\bar{m}\Delta_1}.$$

Можна показати, наприклад, що при  $\pi_k^* = 15$  і  $T_T^* = 1500$  К за стендових умов ( $H = 0$ ,  $M_H = 0$ ) мінімальні значення коефіцієнтів корисної дії процесів стиснення і розширення внутрішнього контуру  $\eta_{cl} = \eta_{pl} = 0,65 \dots 0,66$ .

Економічність ТРТД порівняно з одноконтурним ТРД і двоконтурним ТРДД оцінимо на основі розгляду енергетичного ККД цих двигунів. Під енергетичним ККД розумітимемо параметр, який оцінює ефективність перетворення теплової енергії, що виділяється при згорянні палива в камері згорання двигуна, в кінетичну енергію газового потоку, що використовується для здійснення тягової роботи.

Для ТРТД енергетичний ККД має вигляд, відповідно

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

$$\eta_{\text{трдд}} = \frac{(c_c^2 - V^2)(1 + m)}{2\eta_r H_u g_T}.$$

Для триконтурного ТРТД енергетичний ККД запишеться у вигляді

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

У процесі експлуатації унаслідок абразивного зносу елементів проточної частини турбореактивного двигуна істотно змінюється рівень втрат і знижується ККД компресора і турбіни, що веде до зміни всіх параметрів робочого процесу, зменшення ефективності і економічності газотурбінних двигунів.

Застосування камери змішування в триконтурному газотурбінному двигуні перед турбовентиляторною приставкою дозволяє суттєво впливати на зменшення температури газу перед турбінним контуром турбовентиляторної приставки та, як наслідок, зменшить рівень температурного градієнту в двоярусних лопатках робочого колеса турбовентиляторної приставки.

Розрахункові дослідження параметрів потоку в турбовентиляторній приставці показали, що температура перед турбінним контуром турбовентиляторної приставки може бути зменшено на 200...270К порівняно зі звичайним ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки.

Термодинамічному розрахунку двигуна передуює вибір розрахункових значень основних параметрів робочого процесу, до яких відносяться:

- $T_{г.р}^*$  – температура газу перед турбіною;
- $\pi_{к\Sigma}^*$  – сумарний розрахунковий ступінь підвищення тиску у всіх каскадах компресора (2-х або 3-х каскадах залежно від схеми двигуна) компресора;

$$- m_1 = \left( \frac{G_{II}}{G_I} \right)_p \text{ — розрахунковий ступінь двоконтурності газогенератора;}$$

Вибір оптимальних значень параметрів робочого процесу газогенератора є достатньо складною задачею, тому попередній вибір значень параметрів робочого процесу для розрахункового режиму роботи двигуна здійснюється на основі аналізу сучасного рівня розвитку авіадвигунобудування і перспектив розвитку науки і техніки.

Вибір температури газу перед турбіною  $T_{г.}^*$ . Збільшення температури газу перед турбіною ТРДД приводить до збільшення питомої тяги  $R_G$  і зниженню питомої витрати палива  $C_R$ . Тому, значення температури  $T_{г.р}^*$  наближаються до максимальних  $T_{г.мах}^*$ . У свою чергу, значення  $T_{г.мах}^*$  визначаються досягнутим рівнем організації охолодження лопаток і дисків турбін, а також досконалістю вживаних конструкційних матеріалів. Звичайно з метою забезпечення високого ресурсу двигуна приймають значення

$T_{г.р}^* < T_{г.мах}^*$ . Сучасний рівень значень температури газу перед турбіною  $T_{г}^*$  складає 1550...1700 К.

Вибір ступеня двоконтурності газогенератора. При збільшенні ступеня двоконтурності газогенератора питома тяга ТРТД монотонно знижується, а значення питомої витрати має мінімум при певних значеннях  $m_{лек}$ .

При значеннях температури газу перед турбіною  $T_{г}^*=1550...1700\text{К}$  і великих дозвукових швидкостях польоту ( $V = 850...1000$  км/год) значення  $m_{лек} = 3...6$ .

Вибір ступеня підвищення тиску каскадів компресора. Сумарний ступінь підвищення тиску в компресорі визначається на основі прийнятого значення температури газу перед турбіною з умови забезпечення найкращої економічності. Для забезпечення найкращої ефективності ТРТД значення  $\pi_{к\Sigma}^*$  приймається близьким до оптимального. Оптимальний розподіл енергії в газогенераторному контурі ТРТД забезпечується з умови рівності тиску повітря на виході з другого контуру і тиску газу за турбіною низького тиску перед камерою змішування ( $p_{вп} = p_{г}$ ).

Можна вважати, що умова  $p_{вп} = p_{г}$  еквівалентна умові  $p_{кп}^* \approx p_{т}^*$ . Звідси витікає, що при рівності ступенів підвищення тиску в зовнішньому і внутрішньому контурах вентилятора (КНД) ( $\pi_{кнтп}^* = \pi_{кнті}^*$ ), рівняння балансу тиску приводиться до вигляду

$$\pi_{т}^* = \frac{\pi_{к}^*}{\pi_{кнтп}^*} \approx \pi_{квт}^* \sigma_{кс}.$$

Ця умова дозволяє встановити взаємозалежності між  $\pi_{кнт}^*$ ,  $T_{г}^*$ ,  $m_1$  і  $\pi_{квт}^*$ . Остаточний вибір  $\pi_{кнт}^*$  здійснюється після попереднього розрахунку, виконаного для прийнятих значень  $p_{кнтп}^*$  і  $p_{т}^*$ . Розбіжність значень  $p_{кнтп}^*$  і  $p_{т}^*$  менше 7...10% свідчить про близькість  $\pi_{кнт}^*$  до оптимального значення. При значній розбіжності значень  $p_{кнтп}^*$  і  $p_{т}^*$  величину  $\pi_{кнтп}^*$  доцільно змінити так,

щоб отримати якнайменшу різницю цих значень (збільшити  $\pi_{\text{кНТII}}^*$  при  $p_{\text{кНТII}}^* < p_t^*$  або зменшити її значення при протилежній нерівності тиску).

Для тривального газогенератора ТРТД вибір ступеня підвищення тиску компресорів — КНТ, КСТ, КВТ здійснюється виходячи з умови оптимального розподілу енергії потоків, що відповідає умові

$$\pi_{\text{т}\Sigma}^* = \pi_{\text{кСТ}}^* \pi_{\text{кВТ}}^* \sigma_{\text{к}}.$$

Додатково при виборі  $\pi_{\text{кНТ}}^*$ ,  $\pi_{\text{кСТ}}^*$  і  $\pi_{\text{кВТ}}^*$  можуть бути використані наступні рекомендації.

Досвід створення тривальних ГТД показав, що для оптимальної конструктивної компоновки турбокомпресора такого двигуна доцільно виконувати турбіни високого і середнього тиску одноступінчатими. Тому, приймаючи для одноступінчатої турбіни високого тиску  $\pi_{\text{тВТ}}^* = 2,4$ , що відповідає найбільшим значенням ККД турбіни, можна визначити максимальне значення роботи турбіни високого тиску  $L_{\text{тВТ}}$ . Відповідно значенню  $L_{\text{тВТ}}$  розраховується максимальна робота стиснення компресора високого тиску (КВТ)

$$L_{\text{кВТ}} = (1 - g_{\text{ох}} - g_{\text{відб}})(1 + g) \eta_{\text{м}} L_{\text{тВТ}},$$

де  $\eta_{\text{м}}$  — механічний ККД.

Ступінь підвищення тиску в компресорі середнього тиску  $\pi_{\text{кСТ}}^*$  визначається з умови оптимального розподілу роботи стиснення між каскадами низького і середнього тиску для двовального газогенератора ТРТД, при якому забезпечуються найбільші значення ККД компресорів

$$L_{\text{кСТ}} \approx 0,5(L_{\text{к}} - L_{\text{кВТ}}).$$

Після попереднього вибору для тривального газогенератора ТРТД  $\pi_{\text{кНТ}}^*$ ,  $\pi_{\text{кСТ}}^*$  і  $\pi_{\text{кВТ}}^*$  необхідно виконати термодинамічний розрахунок двигуна з

метою порівняння дійсних значень  $p_{\text{кнТ}}^*$  і  $p_{\text{т}}^*$ . При розбіжності значень  $p_{\text{кнТ}}^*$  і  $p_{\text{т}}^*$  більше, ніж на 10%, необхідно змінити значення  $\pi_{\text{кнТ}}^*$  так, щоб отримати рівність тиску  $p_{\text{кнТ}}^*$  і  $p_{\text{т}}^*$  (наприклад, збільшити  $\pi_{\text{кнТ}}^*$  при  $p_{\text{кнТ}}^* < p_{\text{т}}^*$ ). Уточнені значення  $\pi_{\text{к}}^*$ ,  $\pi_{\text{кнТ}}^*$ ,  $\pi_{\text{кСТ}}^*$  і  $\pi_{\text{кВТ}}^*$  використовуються як розрахункові значення для термодинамічного розрахунку двигуна.

Параметри потоку на вході в двигун визначаються відповідно до заданих розрахункових умов польоту. Для заданого розрахункового режиму польоту ( $H_p$ ,  $M_{\text{н.р}}$ ) визначаються параметри загальмованого повітряного потоку

$$T_{\text{н}}^* = T_{\text{н}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_{\text{н}}^2 \right), \quad p_{\text{н}}^* = p_{\text{н}} \left( 1 + \frac{T_{\text{н}}^*}{T_{\text{н}}} \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Тиск загальмованого потоку на вході в компресор визначається з урахуванням втрат повного тиску у вхідному пристрої.  $p_{\text{в}}^* = \sigma_{\text{вх}} p_{\text{н}}^*$ . Значення коефіцієнта втрат повного тиску у вхідному пристрої  $\sigma_{\text{вх}}$  для дозвукових вхідних пристроїв задаються в діапазоні 0,96...0,98.

Тиск і температура на виході з компресора низького тиску визначаються за співвідношеннями

$$p_{\text{кнТ}}^* = p_{\text{в}}^* \pi_{\text{кнТ}}^*, \quad T_{\text{кнТ}}^* = T_{\text{в}}^* \left( 1 + \frac{\pi_{\text{кнТ}}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{\text{кнТ}}^*} \right),$$

де ККД компресора низького тиску з дозвуковими ступенями приймається рівним  $\eta_{\text{кнТ}}^* = 0,85...0,87$ , а для компресора з надзвуковими ступенями – 0,87...0,89.

Робота стиснення компресора низького тиску визначається за значеннями температури загальмованого потоку на вході і виході з компресора



$$L_{\text{кнт}} = \frac{k}{k-1} R (T_{\text{кнт}}^* - T_{\text{в}}^*).$$

Відзначимо, що параметри повітря за компресором низького тиску першого контуру, будуть рівні параметрам повітря за компресором другого контуру, якщо умовами розрахунку задано  $\pi_{\text{кнт}}^* = \pi_{\text{кп}}^*$ . У разі, коли  $\pi_{\text{кп}}^* \neq \pi_{\text{кнт}}^*$ , параметри повітря за КНТ визначаються за заданими значеннями ступеня підвищення тиску в першому і другому контурах газогенератора  $\pi_{\text{кп}}^*$  і  $\pi_{\text{кнт}}^*$ .

Параметри потоку на вході в компресор середнього тиску приймають рівними параметрам повітря на виході з компресора низького тиску. Якщо компресори низького і середнього тиску рознесені між собою по довжині і між ними встановлені додаткові елементи конструкції (стійкі, проставки і т.п.), то в цьому випадку втрати повного тиску на перехідній ділянці враховуються коефіцієнтом втрат  $\sigma_{\text{п.д}} = 0,98 \dots 0,99$ .

З урахуванням цього тиск і температура повітря на виході з компресора середнього тиску визначаються співвідношеннями

$$p_{\text{ксд}}^* = p_{\text{кнд}}^* \sigma_{\text{п.д}} \pi_{\text{ксд}}^*; \quad T_{\text{ксд}}^* = T_{\text{кнд}}^* \left( 1 + \frac{\pi_{\text{ксд}}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{\text{ксд}}^*} \right).$$

Робота стиснення в компресорі середнього тиску визначається за значеннями температури загальмованого потоку на вході і виході з компресора

$$L_{\text{ксд}} = \frac{k}{k-1} R (T_{\text{ксд}}^* - T_{\text{кнд}}^*),$$

де  $\eta_{\text{кст}}^* = 0,83 \dots 0,86$  для значень  $\pi_{\text{кст}}^* = 9 \dots 4$  (залежність  $\eta_{\text{кст}}^*$  від  $\pi_{\text{кст}}^*$  може бути прийнята лінійною для орієнтовного визначення  $\eta_{\text{кст}}^*$ ).

Параметри повітря на вході в компресор високого тиску відповідають параметрам повітря на виході з компресора середнього тиску. На виході з компресора високого тиску параметри повітря визначаються за співвідношеннями:

$$p_k^* = p_{\text{кст}}^* \pi_{\text{кВТ}}^*, \quad T_k^* = T_{\text{кст}}^* \left( 1 + \frac{\pi_{\text{кВТ}}^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\text{кВТ}}^*} \right),$$

де  $\eta_{\text{кВТ}}^* = 0,83 \dots 0,85$ .

Робота стиснення в компресорі високого тиску визначається за значеннями температури загальмованого потоку на вході і виході з компресора

$$L_{\text{кВД}} = \frac{k}{k-1} R (T_k^* - T_{\text{кст}}^*).$$

Параметри газу в камері згоряння змінюються унаслідок підведення до нього теплоти і витрат енергії на подолання сил тертя (гідравлічних втрат) роботу теплових опорів, які враховуються коефіцієнтом втрат повного тиску  $\sigma_{\text{кс}}$ . З урахуванням цих втрат тиск на виході з камери згоряння визначається за формулою  $p_{\text{г}}^* = \sigma_{\text{кс}} p_{\text{к}}^*$ .

Коефіцієнт втрат повного тиску  $\sigma_{\text{кс}}$  визначається як добуток, де параметр  $\sigma_{\text{г}}$  – враховує втрати на подолання сил гідравлічних опорів і параметр  $\sigma_{\text{тп}}$ , який враховує роботу на подолання теплових опорів «тепловий опір» камери згоряння. Для сучасних камер згоряння  $\sigma_{\text{г}} = 0,95 \dots 0,97$ . Значення  $\sigma_{\text{тп}}$  залежить від ступеня підігріву повітря в камері згоряння  $T_{\text{г}}^*/T_{\text{к}}^*$  і числа Маха  $M_{\text{кз}}$  на вході в камеру згоряння. При цьому температура  $T_{\text{г}}^*$  задається для розрахункового режиму, а температура  $T_{\text{к}} \approx T_{\text{к}}^*$  (при малих швидкостях повітря в дифузійній частині на вході в камеру  $c_{\text{кз}} = 40 \dots 60$  м/с).

Значення параметра швидкості  $M_{кз}$  визначається за швидкістю на вході в камеру згоряння і температурі, або задається в межах 0,10...0,15.

Відносна витрата палива в камері згоряння визначається за формулою

$$g_{\Gamma} = \frac{G_{\Gamma}}{G_{\text{в.кз}}} = \frac{c_{\Pi} (T_{\Gamma}^* - T_{\text{к}}^*)}{\eta_{\Gamma} H_u},$$

де  $c_{\Pi}$  – умовна теплоємність процесу підведення тепла визначається залежно від  $T_{\Gamma}^*$  і  $T_{\text{к}}^*$ ;  $\eta_{\Gamma} = 0,97...0,99$  – коефіцієнт повноти згоряння палива;  $H_u = 43000$  кДж/кг – середнє значення низької теплотворної здатності вуглеводневого палива (при необхідності значення  $H_u$  для конкретного палива уточнюється).

Параметри газу на вході в турбіну високого тиску газогенератора (ТВТ) відповідають параметрам газу на виході з камери згоряння ( $p_{\Gamma}^*$ ,  $T_{\Gamma}^*$ ). Необхідно тільки відзначити, що при охолодженні соплового апарату першого ступеня турбіни температура і тиск на вході і виході з нього відрізнятимуться унаслідок підведення до основного потоку газу охолоджуючого повітря. Витрату газу через лопатковий вінець робочого колеса першого ступеня турбіни запишемо у вигляді

$$G_{\Gamma} = g_{\Pi} G_{\text{в.кз}},$$

де  $G_{\text{в.кз}}$  – витрата повітря через вихідний переріз камери згоряння

$$G_{\text{в.кз}} = G_{\text{I}} (1 - g_{\text{ox}\Sigma} - g_{\text{отб}} + g_{\text{oxICA}}),$$

$G_{\text{I}}$  – витрата повітря через вхідний переріз компресора;  $g_{\text{отб}} = \frac{\Delta G_{\text{отб}}}{G_{\text{вI}}}$  –

відносна витрата повітря, що відбирається для систем літального апарату (наддув кабін, обігрів повітрязабірника і т.п.), окрім охолодження газової турбіни.

Температура газу на виході з турбіни визначається на основі рівняння балансу потужності компресора і турбіни високого тиску

$$T_{\text{ТВД}}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{L_{\text{кВД}}}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} (1 - g_{\text{ок}\Sigma}) (1 + g_{\Gamma}) \eta_m},$$

де  $\eta_{\text{ТВТ}} = 0,98 \dots 0,99$  – механічний ККД турбокомпресора високого тиску.

Ступінь зниження тиску в турбіні високого тиску і тиск за турбіною високого тиску визначаються за формулами:

$$\pi_{\text{ТВД}}^* = \left[ \frac{\eta_{\text{ТВД}}^*}{\eta_{\text{ТВД}}^* - \left( 1 - \frac{T_{\text{ТВД}}^*}{T_{\Gamma}^*} \right)} \right]^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}}; \quad p_{\text{ТВД}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi_{\text{ТВД}}^*}.$$

Коефіцієнт корисної дії турбіни високого тиску з інтенсивним охолодженням лопаток має значення  $\eta_{\text{ТВТ}}^* = 0,86 \dots 0,88$ .

Параметри газового потоку на вході в турбіну середнього тиску газогенератора відповідають параметрам газового потоку на виході з турбіни високого тиску. Температура за турбіною середнього тиску визначається з рівняння балансу потужностей компресора і турбіни середнього тиску

$$T_{\text{ТСД}}^* = T_{\text{ТВД}}^* - \frac{L_{\text{кСД}}}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} (1 - 0,4 g_{\text{ок}\Sigma}) (1 + g_{\Gamma}) \eta_m},$$

де  $\eta_{\Gamma} = 0,98 \dots 0,99$  – механічний ККД турбокомпресора середнього тиску.

Ступінь зниження тиску в турбіні середнього тиску і тиск за турбіною середнього тиску визначаються за співвідношеннями

$$\pi_{\text{тсд}}^* = \left[ \frac{\eta_{\text{тсд}}^*}{\eta_{\text{тсд}}^* - \left(1 - \frac{T_{\text{тсд}}^*}{T_{\text{твд}}^*}\right)} \right]^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}}, \quad p_{\text{тсд}}^* = \frac{p_{\text{твд}}^*}{\pi_{\text{тсд}}^*}.$$

Параметри газу перед турбіною низького тиску газогенератора відповідають параметрам газу на виході з турбіни середнього тиску. Температура за турбіною низького тиску визначається на основі рівняння балансу потужностей турбіни низького тиску і компресорів низького тиску першого і другого контурів

$$T_{\text{т}}^* = T_{\text{тсд}}^* - \frac{L_{\text{кнД}} + m_1 L_{\text{кП}}}{(1 + g_{\text{т}}) \eta_m \frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1} R_{\text{г}}},$$

де  $\eta_{\text{т}} = 0,99 \dots 0,995$  – механічний ККД ротора низького тиску.

У разі рівності робіт стиснення в першому і другому контурах компресора низького тиску ( $\pi_{\text{кнП}}^* = \pi_{\text{кнТ}}^*$ ) температура  $T_{\text{т}}^*$  визначається за формулою:

$$T_{\text{т}}^* = T_{\text{тсд}}^* - \frac{(1 + m_1) L_{\text{кнД}}}{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1} R_{\text{г}} (1 + g_{\text{т}}) \eta_m}.$$

Ступінь зниження тиску в турбіні низького тиску і тиск за турбіною визначаються за формулами

$$\pi_{\text{тнД}}^* = \left[ \frac{\eta_{\text{тнД}}^*}{\eta_{\text{тнД}}^* - \left(1 - \frac{T_{\text{т}}^*}{T_{\text{тед}}^*}\right)} \right]^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}}; \quad p_{\text{т}}^* = \frac{p_{\text{тед}}^*}{\pi_{\text{тнД}}^*}.$$

Турбіна низького тиску складається звичайно з 2...5 ступенів, тому має достатньо високі значення ККД  $\eta^*_{\text{ТНТ}} = 0,90...0,92$ .

В камері змішування відбувається змішування повітря зовнішнього контуру (з параметрами  $T^*_{\text{ВП}}$  і  $p^*_{\text{ВП}}$ ) і газу внутрішнього контуру (з параметрами  $T^*_\tau$  і  $p^*_\tau \sigma_I$ ). Втрати повного тиску в каналі зовнішнього контуру до камери змішування враховуються коефіцієнтом  $\sigma_{\text{II}} = 0,97...0,98$ , а втрати повного тиску у вихідному дифузорному каналі за турбіною низького тиску враховуються коефіцієнтом  $\sigma_I = 0,98...0,99$ .

Температура продуктів змішування на виході з камери змішування визначається на основі рівняння теплового балансу для камери змішування

$$T^*_{\text{см}} = \frac{T^*_\tau + m_I T^*_{\text{кII}}}{1 + m_I}.$$

При незначній розбіжності значень повного тиску  $p^*_{\text{Вл}}$  і  $p^*_\tau$ , перед камерою змішування, що відповідає умові оптимального розподілу вільної енергії в газогенераторі, тиск суміші можна визначати за формулою

$$p^*_{\text{см}} = \frac{p^*_{\text{кII}} + \frac{F_\tau}{F_{\text{кII}}} p^*_\tau}{1 + \frac{F_\tau}{F_{\text{кII}}}}.$$

Відношення площ внутрішнього ( $F_\tau$ ) і зовнішнього ( $F_{\text{В}}$ ) контурів перед камерою змішування визначаються з рівняння витрати для камери змішування

$$\frac{F_\tau}{F_{\text{В}}} \cong \frac{1}{m_I} \frac{p^*_{\text{Вл}}}{p^*_\tau} \sqrt{\frac{T^*_\tau}{T^*_{\text{Вл}}} \frac{q(\lambda_{\text{В}})}{q(\lambda_\tau)}}.$$

Для внутрішнього контуру коефіцієнт швидкості приймається в діапазоні  $\lambda_{\text{В}} = 0,2...0,3$ , а для зовнішнього контуру значення  $q(\lambda_\tau)$  визначається за формулою

$$\lambda_T = \sqrt{7 \left[ 1 - \left( \frac{P_{\text{в.см}}^* \pi(\lambda_B)}{P_{\Gamma}^*} \right)^{0,25} \right]}.$$

Оптимальні значення ступеня триконтурності двигуна  $m_{\text{рIIIopt}}$  і ступеня двоконтурності турбовентиляторної приставки  $m_{\text{рII}}$  визначаються з умови оптимального розподілу вільної енергії газового потоку на виході з газогенераторного контуру між внутрішнім і зовнішнім контурами двигуна.

Для розрахункових умов польоту  $V = V_p$  оптимальні значення швидкостей  $c_{c_1}$  і  $c_{c_2}$  визначаються з умови  $c_c = c_{c_1} = c_{c_2} = \frac{V}{\eta_{\text{III}}}$ .

Вільна енергія газового потоку на виході з камери змішування газогенератора  $E_{\text{св}}$  визначається як величина корисної роботи, яку може здійснити газ при повному розширенні до атмосферного тиску в заданих умовах польоту

$$L_{\text{св}} = \frac{k}{k-1} RT_{\text{см}}^* \left[ 1 - \left( \frac{P_{\text{H}}}{P_{\text{см}}^*} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right],$$

або

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

Ступінь триконтурності двигуна  $m_{\text{III}}$  і ступінь двоконтурності турбовентиляторної приставки  $m_{\text{II}}$ , при яких в заданих умовах польоту забезпечується оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку газогенератора, визначається за умовою

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

$$m_{II} = m_{III} / (1 + m_I).$$

Оптимальне значення ступеня підвищення тиску вентилятора турбовентиляторної приставки, що відповідає розрахунковим значенням умов польоту і оптимальному значенню ступеня триконтурності, визначаємо з умови

$$\pi_{Вл}^* = \left[ \frac{L_{Вл} \eta_{III}}{m_{III}} + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}} \cdot \frac{k}{k-1} RT_B^*.$$

Робота стиснення контуру вентилятора турбовентиляторної приставки

$$L_{Вл} = \frac{k}{k-1} RT_B^* \left( \pi_{Вл}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{Вл}^*}.$$

Параметри повітря за контуром вентилятора турбовентиляторної приставки:

$$\tau_{Вл} = 1 + \frac{\pi_{Вл}^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{Вл}^*};$$

$$T_{Вл}^* = T_0 \tau_{Вл};$$

$$p_{Вл}^* = p_{в}^* \pi_{Вл}^*.$$

Ступінь розширення повітря в соплі зовнішнього контуру  $\pi_{сВл}^* = p_{Вл}^* / p_H$  при повному розширенні ( $p_c = p_H$ ).

Швидкість газу на виході з сопла зовнішнього контуру турбовентиляторної приставки



$$c_{c_{Bл}} = \varphi_c \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T_{Bл}^* \left( 1 - \frac{1}{\pi_{c_{Bл}}^* \frac{k-1}{k}} \right)},$$

де  $\varphi_c \cong 0,98...0,99$ .

Параметри газового потоку за турбінною частиною турбовентиляторної приставки:

$$T_{\Gamma}^* = T_{см}^* - \frac{m_{III} L_{Bл}}{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} (1 - g_{отб})(1 + g_{\Gamma}) \eta_m (1 + m_1)};$$

$$\pi_{твЛ}^* = \left[ \frac{\eta_{твЛ}^*}{\eta_{твЛ}^* - \left( 1 - \frac{T_{\Gamma}^*}{T_{см}^*} \right)} \right]^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}};$$

$$p_{\Gamma}^* = \frac{p_{твЛ}^*}{\pi_{твЛ}^*}.$$

Ступінь розширення газу в соплі внутрішнього контуру ТРТД

$$\pi_{с.ГГ} = \frac{p_{Bл}^*}{p_H}.$$

Швидкість газу на виході з сопла внутрішнього контуру визначається за умови повного розширення газу в соплі ( $p_c = p_H$ )

$$c_{сГГ} = \varphi_{сГГ} \sqrt{\frac{2k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{твЛ}^* \left( 1 - \frac{1}{\pi_{сГГ} \frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right)}.$$

$$T_{cI} = T_T^* - \frac{c_{cI}^*}{\frac{k_T}{k_T - 1} R_T};$$

$$\rho_{cI} = \frac{P_H}{R_T T_{cI}}.$$

Швидкість газу при повному розширенні в соплі зовнішнього контуру

$$c_{cII} = \varphi_{II} \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R T_{cII}^* \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_{cII}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

де коефіцієнт втрат швидкості в соплі зовнішнього контуру  $\varphi_{II} = 0,98 \dots 0,99$ .

Основні параметри ТРТД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки :

- сумарна питома тяга двигуна

$$R_G = R/G_{\text{в}\Sigma} = \frac{R_{\text{ГТ}} G_{\text{БІ}} (1 + m_I) + m_{\text{ІІІ}} R_{\text{БІІ}} G_{\text{БІ}}}{G_{\text{БІ}} (1 + m_I + m_{\text{ІІ}})} = \frac{R_{\text{ГТ}} (1 + m_I) + m_{\text{ІІІ}} R_{\text{БІІ}}}{(1 + m_I + m_{\text{ІІ}})};$$

- питома витрата палива

$$C_R = G_{\text{п.Г}}/R = \frac{3600 G_T}{R_G G_{\text{в}\Sigma}} = \frac{3600 G_T}{R_G G_{\text{БІ}} (1 + m_I + m_{\text{ІІ}})} = \frac{3600 g_T}{R_G (1 + m_I + m_{\text{ІІ}})}.$$

Параметри ТРТД в різних польотних умовах визначаються узгодженням характеристик двох основних модулів двигуна (модуля газогенератора і модуля турбовентиляторної приставки) і модуля мотогондולי газогенераторного контура.

Вільна енергія газового потоку на виході з газогенератора використовується для створення сили тяги зовнішнього і внутрішнього контурів ТРТД і визначається з умови спільної роботи елементів

газогенератора ТРТД.

Для двоконтурного газогенератора ТРТД спільна робота вентилятора, компресора високого тиску, камери згоряння і турбіни високого тиску аналогічна роботі цих елементів у двовальних ТРДД. Тому у всіх випадках роботи турбокомпресора газогенераторного контура при нерегульованих соплових апаратах турбін ступінь зменшення тиску в турбінах газогенератора тиску буде постійною ( $\pi_{\text{ТВД}}^* = \text{const}$ ).

Робоча лінія сумісних режимів роботи елементів турбокомпресора високого тиску газогенератора ТРТД визначається рівнянням

$$\frac{\pi_{\text{кВД}}^*}{q(\lambda_{\text{в}})_{\text{ВД}}} \sqrt{\frac{\eta_{\text{кВД}}^*}{e_{\text{кВД}}^* - 1}} = \text{const}.$$

Рівняння лінії робочих режимів компресора високого тиску визначається значеннями розрахункових параметрів цього компресора і способом його регулювання. У зв'язку з тим, що в ТРТД розрахункове значення  $\pi_{\text{кВД}}^*$  збільшено (в порівнянні з двовальним ТРД) при зменшенні  $n_{\text{в.пр}}$  робоча лінія на характеристиці КВД двовального газогенератора ТРТД більш наближена до границі газодинамічної стійкості, ніж у двовальних ТРД. Це веде до необхідності повороту лопаток напрямних апаратів декількох перших ступенів для забезпечення газодинамічної стійкості компресора.

Поворот лопаток напрямних апаратів при зменшених  $n_{\text{в.пр}}$  приводить до збільшення роботи стиснення в ступенях компресора високого тиску газогенератора ТРТД.

Робочий процес турбокомпресора низького тиску двоконтурного газогенератора ТРТД характеризується двома рівняннями:

- рівнянням балансу потужностей турбіни низького тиску і двоконтурного компресора внутрішнього (газогенераторного) контуру

$$G_{\text{вI}} L_{\text{тг}} = G_{\text{вI}} L_{\text{кндI}} + G_{\text{вII}} L_{\text{кII}};$$

- рівнянням балансу витрат повітря через переріз на вході в двоконтурний газогенератор на виході з камери змішування.

Запишемо рівняння балансу витрат газу через переріз на вході в турбіну низького тиску і через переріз внутрішнього контуру перед камерою змішування:

$$m_{\Gamma} F_{CA_{\text{НД}}} \frac{P_{\text{ТВД}}^*}{\sqrt{T_{\text{ТВД}}^*}} q(\lambda_{CA})_{\text{НД}} = m_{\Gamma} F_{\text{смI}} \frac{P_{\text{T}}^* \sigma_{\text{смI}}}{\sqrt{T_{\text{T}}^*}} q(\lambda_{\text{смI}}).$$

Після простих перетворень вираз має вигляд

$$\pi_{\text{тНД}}^* = \text{const} \left[ q(\lambda_{\text{смI}}) F_{\text{смI}} \right]^{\frac{2n}{n+1}}.$$

При змішенні потоків в камері змішування течія газу у внутрішньому контурі докритична, тому  $\pi_{\text{тНД}}^*$  змінюється при зміні умов польоту і режиму роботи ТРТД.

Виконання умови  $\pi_{\text{тНД}}^* = \text{const}$  вимагає регулювання площі критичного перерізу соплового апарату турбовентиляторної приставки.

Лінія робочих режимів турбокомпресора низького тиску двоконтурного газогенератора визначається на основі вирішення двох рівнянь:

– рівняння балансу витрати повітря через КНД і КВД

$$F_{\text{В}} \frac{P_{\text{В}}^*}{\sqrt{T_{\text{В}}^*}} q(\lambda_{\text{В}}) = (1 + m_1) F_{\text{ВВДI}} \frac{P_{\text{ВВД}}^*}{\sqrt{T_{\text{ВВД}}^*}} q(\lambda_{\text{ВВД}});$$

– рівняння балансу робіт КНД і ТНД

$$L_{\text{тНД}} = L_{\text{кНД}} \frac{1 + m_1}{(1 + g_{\text{T}} - g_{\text{ox}})}.$$

Відзначимо, що ступінь двоконтурності газогенератора  $m_1$  є одним з найголовніших параметрів, які визначають ефективність і економічність ТРТД. Вона змінюється залежно від умов польоту і від режиму роботи двигуна.

При зменшенні  $n_{в.пр}$  ступінь двоконтурності газогенератора  $m_1$  збільшується, оскільки окрім зменшення  $q(\lambda_{вВД})$  в цьому випадку збільшується  $\lambda_{II}$  і, відповідно, збільшується  $q(\lambda_{II})$ . Рівність статичного тиску у внутрішньому і зовнішньому контурах на вході в камеру змішування ( $p_{II} = p_I$ ) веде в умовах збільшення  $\lambda_{II}$  і зменшення  $\lambda_I$  до збільшення відношення  $\bar{p}_{II}^* = p_{II}^* / p_I^*$ . Зміна пов'язана з параметрами двоконтурного газогенератора ТРТД таким співвідношенням:

$$\bar{p}_{II}^* = \frac{\sigma_{II} \pi_T^*}{\sigma_{КС} \pi_{кВД}^*}.$$

Певний закон зміни  $\bar{p}_{II}^*$  обумовлює відповідний темп зменшення  $\pi_{кНД}^*$  при зменшенні  $n_{в.пр}$ , але він більш повільний, ніж темп зменшення  $\pi_{кВД}^*$ .

Збільшення  $q(\lambda_{II})$  і зменшення  $q(\lambda_I)$ , ступеня двоконтурності, що відбуваються у зв'язку із збільшенням, в газогенераторі ТРТД, пояснюється тим, що в цих умовах збільшується перепускна здатність першого контуру і камера змішування дроселює турбіну, що веде до зменшення  $\lambda_{тНТ}$  і  $\pi_{тНТ}^*$  з відповідно збільшенням  $\bar{p}_2^*$ .

В ТРТД двовальної схеми в найпростішому випадку зміною витрати палива можна забезпечити зміну за необхідним законом одного з таких керованих параметрів газогенератора:  $n_v$ ,  $n_n$ ,  $T_T^*$  ( $T_T^*$  або  $T_{вВД}^*$ ).

Керованим параметром можна вибрати не тільки фізичну, але і приведену частоту обертання компресорів ( $n_{н.пр}$  або  $n_{в.пр}$ ), а також будь-який інший параметр, що характеризує роботу газогенератора, наприклад,  $\pi_{кΣ}^*$ .

Закону зміни керованого параметра відповідає зміна інших параметрів для будь-якого ТРТД. Може виникнути необхідність введення обмежень, якщо їх значення вийдуть за межі, які випадають з умов стійкої роботи або забезпечення міцності елементів двигуна.

Розглянемо приклад реалізації одного з можливих законів управління газогенератором ТРТД з турбовентиляторною приставкою на максимальному режимі. Закон указує на зміну фізичної частоти обертання ротора високого тиску  $n_v$  при зміні температури  $T_v^*$  за рахунок відповідного впливу на двигун витрати палива  $G_{п.}$ .

В області температур  $T_v^* > T_{v.обм}^*$  закон відповідає умові  $n_v = \text{const}$ , що вимагає збільшення температури  $T_{г.}^*$  при збільшенні  $T_v^*$ . Це свідчить про «завантаженість» КВТ при зменшенні його приведеної частоти обертання  $n_{v.пр.}$ . Одночасно і ще більшою мірою «завантажується» компресор низького тиску, частота обертання його  $n_{н.}$  зменшується, не дивлячись на деяке збільшення температури  $T_{г.}^*$ .

В області  $T_v^* < T_{v.обм}^*$  виконується закон  $n_{пр.в.} = \text{const}$ , який пов'язаний з необхідністю введення обмеження по умові стійкої роботи компресора. В цій області збільшення  $T_v^*$  супроводжується збільшеннями фізичної частоти обертання  $n_v$ . Відповідно збільшуються температура  $T_{г.}^*$  і частота обертання  $n_{н.}$ . Кожній робочій крапці на характеристиці КВД відповідає відповідна робоча крапка на характеристиці КНД, тому умова  $n_{пр.в.} = \text{const}$  одночасно відповідає умові  $n_{пр.н.} = \text{const}$ .

В області, де  $n_{пр.в.} = \text{const}$ , газогенератор працює на подібних режимах при незмінних запасах стійкості компресорів. В цій області ступінь двоконтурності залишається також незмінним. В той же час, при  $T_v^* < T_{v.обм}^*$  тяга двигуна практично не залежить від  $T_v^*$ . Якщо прийняти умову  $\sigma_v = \text{const}$ , яка відповідає реальному процесу в ТРТД дозвукових літаків, тоді подібність

режимів турбокомпресора відповідає також подібності режимів роботи силової установки в цілому. Тому в області  $n_{\text{пр.в}} = \text{const}$  тяга двигуна змінюється пропорційно  $p_{\text{н}}^*$  і не залежить від  $T_{\text{в}}^*$ .

Закон  $n_{\text{пр.в}} = \text{const}$  доцільно підтримувати при низьких  $T_{\text{в}}^*$ , наприклад, при польоті на максимальних висотах. Тому закон  $n_{\text{пр.в}} = \text{const}$  може зберігатися незмінним не тільки на максимальних режимах, де він необхідний для забезпечення умов запасу стійкості компресорів, але і на режимах, менших ніж максимальний, де запаси стійкості не лімітуються.

Розглянемо зміну параметрів газогенератора ТРТД на максимальному режимі роботи при законі управління, який розрахований на широкий діапазон зміни  $T_{\text{в}}^*$ . Закон забезпечує відповідну зміну частоти обертання  $n_{\text{н}}$  за  $T_{\text{в}}^*$  за рахунок зміни витрати палива  $G_{\text{п}}$ . Зміна двох інших параметрів газогенератора ( $n_{\text{в}}$  і  $T_{\text{г}}^*$ ) визначається умовами спільної роботи його елементів. В діапазоні температур від  $T_{\text{в1}}^*$  до  $T_{\text{в2}}^*$  витримується умова  $n_{\text{н}} = \text{const}$ . Збільшення  $T_{\text{г}}^*$  викликає, у свою чергу, збільшення частоти обертання ротора високого тиску  $n_{\text{в}}$ . Закон  $n_{\text{в}} = \text{const}$  може обмежуватися в області великих  $T_{\text{в}}^*$  може обмежуватись із-за надто великих значень  $n_{\text{в}}$  або  $T_{\text{г}}^*$ . Обмеження за температурою  $T_{\text{г}}^* = T_{\text{г.макс}}^*$  в області  $T_{\text{в1}}^* > T_{\text{в2}}^*$ .

«Затяжеління» компресорів низького і високого тиску веде до зменшення частот обертання  $n_{\text{н}}$  і  $n_{\text{в}}$  при збільшенні  $T_{\text{в}}^*$ . В області  $T_{\text{в}}^* < T_{\text{в1}}^*$ , де виконується закон  $n_{\text{пр.н}} = \text{const}$ , зміна параметрів така ж, як і при законі керування  $n_{\text{зв.в}} = \text{const}$ .

Процеси, що проходять в камерах змішування ТРТД, дуже складні. Поле параметрів газу на виході з камери змішування дуже нерівномірне, що ускладнює керування ТРТД за параметрами камери змішування. Більш доцільним є закон, який забезпечує безпосередній вплив регулювання соплового апарату турбіни турбовентилятора  $F_{\text{СА}}$  на параметри

турбокомпресора низького тиску газогенераторного контуру, що забезпечує необхідне протікання лінії режимів на характеристиці КНД. Для управління ТРТД в загальному випадку можуть використовуватися три управляючі чинники: площа критичного перерізу соплового апарату турбінного контуру турбовентиляторної приставки  $F_{крСА}$ , витрата палива в камері згоряння газогенераторного контуру  $G_{п.}$  та кути встановлення лопаток вхідного напрямного апарату  $\phi_{ВНА}$ . Різні поєднання впливу управляючих чинників  $G_{п.}$  і  $F_{крС}$  на керовані параметри можуть забезпечити різні закони управління ТРТД, які визначаються цільовою функцією управління двигуном.

Регулювання кутів встановлення лопаток вхідного напрямного апарату  $\phi_{ВНА}$  дозволяє вирішувати одну з головних проблем при покращенні динамічних характеристик газотурбінних двигунів.

Забезпечення постійної частоти обертання ротора турбовентиляторної приставки в основному діапазоні експлуатаційних режимів роботи ГТД досягається відповідною зміною кінематики повітряного потоку перед робочим колесом вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Дроселювання двигуна забезпечується зміною витрати палива в камері згоряння газогенераторного контуру  $G_{п.}$ . Зменшення вільної енергії газового потоку за турбіною газогенератора призводить, в цьому випадку, до зменшення потужності турбінного контуру турбовентиляторної приставки та порушення умови балансу потужностей вентиляторного контуру та турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Для виконання умови  $n_{вл} = \text{const}$  лопатки ВНА повертаються на кут  $\Delta\phi_{ВНА}$  за допомогою регулятора  $\phi_{ВНА} = F(\Delta n_{вл})$ .

Зміною площі  $F_{крСА}$  забезпечується заданий режим роботи турбокомпресора низького тиску газогенераторного контуру, при якому виконується умова  $\lambda_{см} = \text{const}$  на виході з камери змішування

$$q(\lambda_{см}) \cong q(\lambda_{крСА}) \frac{F_{крСА}}{F_{см}}.$$



В газогенераторному контурі ТРТД сумарна витрата повітря визначається як  $G_{\text{в}\Sigma} = G_{\text{в.1}}(1 + m_1) \cong \text{const} \frac{P_{\text{к}}^*}{\sqrt{T_{\text{к}}^*}}(1 + m_1)$ .

Зміна витрати повітря через газогенераторний контур  $G_{\text{в}\Sigma}$  залежить не тільки від  $p_{\text{к}}^*$  і  $T_{\text{к}}^*$ , але і від ступеня двоконтурності газогенератора  $m_1$  – величини, яка безпосередньо не вимірюється. Залежно від закону управління газогенератором зміна зовнішніх умов  $T_{\text{в}}^*$  приводить до різної зміни значення ступеня двоконтурності газогенератора  $m_1$ .

Максимальна тяга ТРТД при оптимальному розподілі роботи циклу першого контуру між внутрішнім і зовнішнім контурами ТРТД забезпечуватиметься при виконанні двох умов.

1. Турбовентиляторна приставка працює при максимальній витраті повітря, яке забезпечується законом керування  $n_{\text{вд}} = \text{const}$ ;
2. Газогенератор працює на максимальному режимі, який забезпечується законом керування  $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ .

Обмеження керованих параметрів з умов забезпечення міцності  $n_{\text{в}} = \text{const}$  і  $n_{\text{н}} = \text{const}$  і газодинамічної стійкості  $n_{\text{н.,пр}} = \text{const}$ ,  $n_{\text{в,пр}} = \text{const}$  забезпечується відповідною зміною управляючих чинників, а саме, витрати палива  $G_{\text{п}}$  і площі критичного перетину соплового апарату турбінного контуру турбовентиляторної приставки  $F_{\text{крСА}}$ .

Робота газогенератора ТРТД на максимальному режимі може забезпечуватися підтримкою  $n_{\text{в}} = \text{const}$  за рахунок зміни витрати палива в камері згоряння  $G_{\text{п}} = \text{var}$ . Зміною площі критичного перетину соплового апарату турбовентиляторної приставки  $F_{\text{крСА}}$  забезпечується незмінність режиму течії в камері змішування.

У зв'язку зі складністю процесів, що протікають в камері змішування ТРТД, підтримувати незмінність режиму течії у вихідному перерізі камери змішування на вході в турбінний контур турбовентиляторної приставки з

умови,  $\lambda_{cm} = \text{const}$  практично неможливо. Тому більш доцільним в ТРТД може бути безпосередній вплив на параметри турбокомпресора низького тиску газогенератора відповідним регулюванням площі критичного перетину соплового апарату турбовентиляторного контуру  $F_{крСА}$ . Цим забезпечується необхідне розташування лінії робочих режимів на характеристиці компресора низького тиску газогенератора. Очевидно, що при такому законі управління газогенератором ТРТД для забезпечення незмінним режиму роботи турбовентиляторної приставки (виконання умови  $n_{Вл} = \text{const}$ ) необхідно використовувати регулювання контуру вентилятора турбовентиляторної приставки. У цьому випадку зміною кута установки лопаток вхідного направляючого апарату забезпечується така зміна аеродинамічної навантаженості контуру вентилятора при заданій потужності турбінного контуру, при якому виконується умова  $n_{Вл} = \text{const}$ .

Одним з параметрів робочого процесу ТРТД є ступінь двоконтурності газогенератора  $m_I$ , який безпосередньо впливає на питому тягу  $R_G$ , питому витрату палива  $C_R$  і витрату палива в двигуні  $G_{п}$ . При зміні умов роботи двигуна змінюється величина ступеня двоконтурності  $m_I$ , характер зміни якої залежить від закону управління ТРТД.

При критичному перепаді тиску в сопловому апараті турбовентиляторної приставки  $q(\lambda_{крCF}) = 1,0$ , зміна ступеня двоконтурності  $m_I$  при зміні умов польоту визначається величиною  $q(\lambda_{вВД})$ , яка характеризує витрату повітря через компресор високого тиску газогенератора. Наприклад, при зменшенні приведеної частоти обертання  $n_{в.пр}$  (при дроселюванні двигуна або при збільшенні  $T_H^*$ ) ступінь двоконтурності газогенератора  $m_I$  збільшуватиметься унаслідок зменшення  $q(\lambda_{вВД})$ .

Зміна ступеня триконтурності ТРТД при зміні умов польоту залежить від закону керування двигуном. Найбільш істотно збільшується ступінь триконтурності  $m_{III}$  за температурою  $T_H^*$ , при законі управління газогенератором  $n_{в} = \text{const}$ . Це пояснюється більш інтенсивним зменшенням в

цьому випадку  $n_{в.пр}$  в порівнянні з іншими законами управління.

Розглянемо залежність тяги і питомої витрати палива ТРТД від висоти швидкості польоту. Результати розрахунків показують, що чим більше значення ступеня триконтурності  $m_{III}$ , тим інтенсивніше зменшується тяга ТРТД при збільшенні числа  $M_H$ . Це пояснюється зменшенням сумарної питомої тяги ТРТД при збільшенні числа  $M_H$ . Закон управління газогенератором істотно впливає на швидкісні характеристики ТРТД. При законі управління газогенератором  $n_H = \text{const}$  сумарна тяга двигуна  $R$  змінюється найбільш інтенсивно залежно від  $M_H$ . Це пояснюється найінтенсивнішим збільшенням  $G_{в\Sigma}$  в порівнянні з іншими законами управління. При збільшенні висоти  $H$  має місце зменшення тяги ТРТД і питомої витрати палива, причому при законі управління газогенератором  $n_H = \text{const}$  тяга ТРТД зменшується інтенсивніше, ніж при законі  $T_r^* = \text{const}$ .

При дроселюванні двигуна зменшується витрата палива в камері згоряння газогенераторного контуру  $G_H$  та зменшується вільна енергія газового потоку за турбіною газогенератора. Внаслідок цього зменшується потужність турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Для виконання умови  $n_{вл} = \text{const}$  під час дроселювання двигуна лопатки ВНА повертаються на кут  $\Delta\phi_{ВНА}$  за допомогою регулятора  $\phi_{ВНА} = F(\Delta n_{вл})$ .

Зменшення тяги двигуна при його дроселюванні обумовлено зменшенням рівня параметрів робочого процесу газогенераторного контура та, як наслідок, зменшенням питомої тяги першого контуру турбовентиляторної приставки. Зменшення тяги другого контуру турбовентиляторної приставки має місце внаслідок зменшення  $\rho_{вIII}$  та витрати повітря. Питома витрата палива при цьому зменшується, тому що температура газу перед турбіною  $T_r^*$  наближається до економічного значення температури  $T_{г.ек}^*$ . При дроселюванні ТРТД інтенсивність зменшення питомої витрати палива залежить від розрахункового значення ступеня триконтурності -  $m_{IIIр}$ .

На зміну питомої витрати палива при дроселюванні ТРТД істотно впливає розрахунковий ступінь триконтурності  $m_{\text{ТР}}$ . Це пояснюється відхиленнями розподілу роботи циклу першого контуру  $L_{\text{П}}$  між контурами від оптимального розподілу.

Для отримання оптимальних параметрів ТРТД необхідно забезпечити оптимальне співвідношення швидкостей на виході з сопел зовнішнього ( $c_{\text{П}}$ ) і внутрішнього ( $c_1$ ) контурів, а саме  $\frac{c_{\text{П}}}{c_1} = \eta_{\text{П}}$ .

Розглянемо задачу узгодження параметрів турбовентиляторної приставки та двоконтурного газогенераторного контуру. Турбовентиляторна приставка складається з двох елементів: внутрішньої частини, що працює в турбінному режимі, і зовнішньої частини, що працює в режимі вентилятора [42, 43].

Відповідно, внутрішня (турбінна) частина лопаткового вінця турбовентиляторної приставки характеризується ступенем розширення  $\pi_{\text{Т.Вл}}^* = p_{\text{Т.СМ}}^* / p^*$ . Робота розширення газу в турбінній частині турбовентиляторної приставки визначається параметрами газового потоку на виході з камери змішування

$$L_{\text{Т.Вл}} = \frac{k_{\text{Г}}}{k_{\text{Г}} - 1} RT_{\text{СМ}}^* \left( 1 - 1 / \pi_{\text{СМ}}^{*\frac{k-1}{k}} \right) \eta_{\text{Т.Вл}}^* \quad (6.9)$$

Зовнішня (вентиляторна) частина приставки характеризується ступенем підвищення тиску  $\pi_{\text{Вл.П}}^*$  і роботою стиснення

$$L_{\text{Вл.П}} = \frac{k}{k-1} RT_{\text{В}}^* \left( \pi_{\text{Вл.П}}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{Вл.П}}^*}. \quad (6.10)$$

Оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку за турбіною газогенератора забезпечує мінімальну питому витрату палива в заданих

умовах польоту. Оптимальний розподіл вільної енергії визначає значення параметрів турбінної і вентиляторної частин турбовентиляторної приставки.

Розглянемо основні рівняння, що характеризують спільну роботу двоконтурного газогенератора і турбовентиляторної приставки ТРТД.

Рівняння балансу енергії першого контуру (турбокомпресора) двоконтурного газогенератора

$$G_{B_1} i_1^* + G_{B_k} L_{K_1} + G_T H_u \eta_T - G_{B_1} L_{TT} = G_{B_1} i_{TT}^* .$$

Рівняння балансу енергії в камері згоряння газогенератора

$$G_T H_u \eta_T = G_B (i_T^* - i_K^*) = G_{B_1} c_{kc} (T_T^* - T_K^*) .$$

Рівняння балансу потужностей турбокомпресора

$$G_{B_1} L_{TT} = G_{B_1} L_{K_1} + G_{B_{II}} L_{K_{II}} \quad (6.11)$$

або

$$L_{TT} = L_{K_1} + m_1 L_{K_{II}} .$$

Вирішуючи спільно (6.9) – (6.11) отримуємо значення вільної енергії газового потоку за турбіною газогенератора

$$E_1 = G_{B_1} L_{CB_1} = G_{B_1} \frac{k_T}{k_T - 1} R_T T_T^* \left(1 - \frac{e_1}{\Delta}\right) - m_1 G_{B_1} L_{K_{II}} , \quad (6.12)$$

де  $\Delta = \frac{T_T^*}{T_H^*}$ ;  $e_1 = \pi_{K_1}^{* \frac{k-1}{k}}$ .

Запишемо (6.12) у вигляді

$$L_{CB_1} = \frac{k_T}{k_T - 1} R_T T_T^* \left(1 - \frac{e_1}{\square}\right) - m_1 \frac{k}{k-1} R T_B^* (e_{K_{II}} - 1) = \frac{k}{k-1} R T_B^* \left[ \alpha \left(1 - \frac{e_1}{\square}\right) - m_1 (e_{K_{II}} - 1) \right] ,$$

$$\text{де } \alpha = \frac{\frac{k_r}{k_r - 1} R_r}{\frac{k}{k - 1} R}.$$

Вільна енергія газового потоку на виході з камери змішування газогенератора  $E_{\text{св}}$  визначається як сума енергії газового потоку за турбіною турбокомпресора  $E_I$  і енергії повітря за компресором другого контуру газогенератора

$$E_{\text{II}} = G_{\text{вII}} (i_{\text{кII}}^* - i_{\text{в}}^*),$$

$$E_{\text{св}} = E_I + E_{\text{II}} = G_{\text{вI}} (1 + m_1) L_{\text{св}}$$

$$L_{\text{св}} = \frac{k}{k - 1} R T_{\text{см}}^* \left[ 1 - \left( \frac{P_{\text{H}}}{P_{\text{см}}^*} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right],$$

де параметри газу за камерою змішування перед турбіною турбовентилляторної приставки

$$T_{\text{см}}^* = \frac{T_{\text{тг}}^* + m_1 T_{\text{кII}}^*}{1 + m_1}; \quad P_{\text{см}}^* = \frac{P_{\text{тг}}^* + \frac{F_{\text{в}}}{F_{\text{г}}} T_{\text{кII}}^*}{1 + \frac{F_{\text{в}}}{F_{\text{г}}}}. \quad (6.13)$$

Відношення площ першого контуру ( $F_{\text{г}}$ ) і другого контуру ( $F_{\text{в}}$ ) двоконтурного газогенератора визначаються з рівняння витрати для камери змішування

$$\frac{F_{\text{г}}}{F_{\text{в}}} = \frac{1}{m_1} \frac{P_{\text{кII}}^*}{P_{\text{тг}}^*} \sqrt{\frac{T_{\text{тг}}^*}{T_{\text{кII}}^*} \frac{q(\lambda_{\text{в}})}{q(\lambda_{\text{г}})}}.$$

Для другого контуру газогенератора  $\lambda_{\text{в}} = 0.2 \dots 0.3$ .

Для першого контуру газогенератора

$$q(\lambda_r) = \sqrt{7 \left[ 1 - \left( \frac{P_{кп}^* \pi(\lambda_b)}{P_{тг}^*} \right)^{0.25} \right]}.$$

Значення  $q(\lambda_b)$ ;  $\pi(\lambda_b)$  визначаються за таблицями газодинамічних функцій.

Вільна енергія газового потоку

$$E_{св} = G_{в1} (1 + m_1) \frac{c_{c1}^2 - V^2}{2} + G_{вIII} L_{вл},$$

або

$$(1 + m_1)L_{св} = (1 + m_1) \frac{c_{c1}^2 - V^2}{2} + m_{III} L_{вл}. \quad (6.14)$$

Вільна енергія газового потоку газогенератора  $E_{св}$  розподіляється між внутрішнім і зовнішнім контурами турбовентиляторної приставки з умови оптимального розподілу енергії, що забезпечується рівністю швидкостей за контуром вентилятора  $c_{c2}$  і за контуром турбіни турбовентилятора  $c_{c1}$ :

$$c_c = c_{c1} = c_{c2},$$

ККД третього контуру  $\eta_{III}$  визначається за формулою

$$\eta_{III} = \frac{c_{c2}^2 - V^2}{2L_{вл}}. \quad (6.15)$$

Робота вентилятора зовнішнього контуру турбовентиляторної приставки

$$L_{\text{вл}} = \frac{k}{k-1} RT_{\text{в}}^* (e_{\text{вл}} - 1) = \frac{c_{c_2}^2 - V^2}{2\eta_{\text{III}}}.$$

З урахуванням рівняння (6.15) і умови  $c_{c_1} = c_{c_2}$  рівняння (6.14) запишемо у вигляді

$$L_{\text{св}} = \frac{c^2 - V^2}{2} \left( 1 + \frac{m_{\text{III}}(1 + K_{\delta})}{1 + m_1} \eta_{\text{III}} \right). \quad (6.16)$$

Для розрахункових умов польоту  $V = V_p$  оптимальні значення швидкостей  $c_{c_1}$  і  $c_{c_2}$  визначаються з умови

$$c_c = c_{c_1} = c_{c_2} = \frac{V}{\eta_{\text{III}}}.$$

З урахуванням (6.14) рівняння (6.16) запишемо у вигляді

$$L_{\text{св}} = \left[ \frac{m_{\text{III}}(1 + K_{\delta})}{(1 + m_1)} \eta_{\text{III}} + 1 \right] \frac{(1 - \eta_{\text{III}}^2)V^2}{2\eta_{\text{III}}^2}. \quad (6.17)$$

Сумісне вирішення рівнянь (6.14) і (6.17) дозволяє визначити значення ступеня триконтурності турбовентиляторної приставки  $m_{\text{III}}$ , при якому в заданих умовах польоту забезпечується оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку газогенератора.

## **6.2. Графоаналітичний метод оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки триконтурного турбореактивного двигуна**

Основна мета оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки полягає у визначенні для розрахункових умов польоту оптимальних значень



ступеня триконтурності  $m_{p3 \text{ opt}}$  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  $T_{\Gamma}^*$ ,  $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ ,  $m_{p1 \text{ opt}}$  у заданих умовах польоту ( $M_{\text{н}}$ ,  $N$  або  $T_{\text{н}}^*$ ).

Параметри ТРТД з турбовентиляторною приставкою в розрахункових польотних умовах визначаються узгодженням характеристик основних модулів двигуна: модуля мотогондолі, модуля двоконтурного газогенератора з камерою змішування і модуля турбовентиляторної приставки. Оптимальний розподіл вільної енергії між контурами у турбовентиляторній приставці визначається умовою

$$c_{cI} = c_{cII} = \frac{V_p}{\eta_{\text{Вл}}}.$$

Швидкість газу на виході з турбінного контуру турбовентиляторної приставки визначається параметрами газу за камерою змішування газогенераторного модуля та умовами сумісної роботи вентиляторного і турбінного контурів турбовентиляторної приставки

$$c_{cI} = \Phi_{cI} \sqrt{2 \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_{\text{н}}}{p_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma} - 1}{k_{\Gamma}}} \right]}.$$

Швидкість повітря на виході із сопла другого контуру турбовентиляторної приставки при повному розширенні повітря залежить від

параметрів повітря перед турбовентиляторною приставкою та параметрами вентиляторного контуру:

$$c_{сII} = \varphi_{II} \sqrt{2 \frac{k}{k-1} RT_{Вл}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_{Вл}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} .$$

Для виконання цих умов розглянемо рівняння балансу енергії для вентиляторного та турбінного контурів турбовентиляторної приставки

$$\frac{k_r}{k_r - 1} R_{\Gamma} T_{3M}^* \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_{ТВл}^*} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right] \eta_{ТВл}^* G_{\delta l} (1 + g_n + m_1) = \frac{k}{k-1} RT_H^* (\pi_{ВлIII}^* - 1) \frac{(1 + K_{\delta})}{\eta_{ВлIII}^*} G_{\delta III}$$

Узагальнене рівняння для визначення основних параметрів вентиляторного контура турбовентиляторної приставки ( $\pi_{Вл\text{opt}}$ ,  $\eta_{Вл}$  та  $m_{III\text{opt}}$ ), турбінного контура турбовентиляторної приставки ( $\pi_{ТВл\text{opt}}$ ,  $\eta_{ТВл}$ ) та параметрами двоконтурного газогенераторного модуля з камерою змішування ( $T_{\Gamma}^*$ ,  $\pi_{к\Sigma}^*$ ,  $m_{1\text{opt}}$ )

$$\pi_{ВлIII}^* = \left\{ 1 + \frac{T_{3M}^*}{T_H^*} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_{ТВл}^*} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right] \frac{\eta_{ТВл}^* \eta_{ВлIII}^* (1 + g_n + m_1)}{a m_{III} (1 + K_{\delta})} \right\}^{\frac{k}{k-1}} .$$

В цій формулі

$$m_1 = \frac{G_{\delta III}}{G_{\delta l}}, m_{III} = \frac{G_{\delta III}}{G_{\delta l}}, G_{\delta l} (1 + m_1) = const$$

$$a = \frac{\frac{k}{k-1} R}{\frac{k_r}{k_r - 1} R_{\Gamma}}, g_n = \frac{G_n}{G_{\delta l}}, \pi_{ТВл}^* = \frac{P_{3M}^*}{P_{ТВл}^*}, T_{3M}^* = \frac{T_{\Gamma}^* + m_1 T_{Вл}^*}{1 + m_1}$$

На рис.6.2 - 6.4 представлено номограми графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки, узгоджених з параметрами двоконтурного газогенераторного контуру триконтурного турбореактивного двигуна.

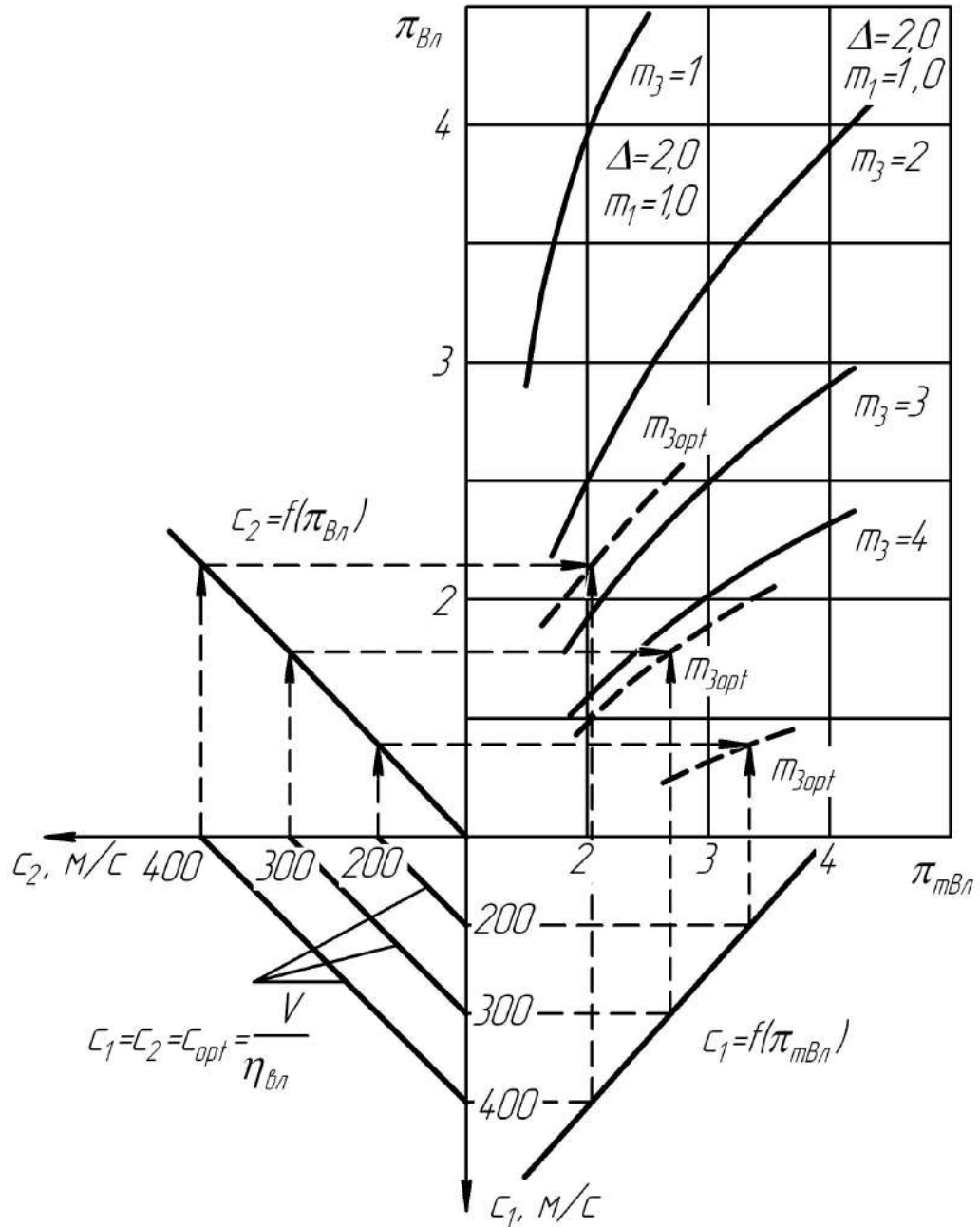


Рис.6.2. Номограма графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки триконтурного турбореактивного двигуна ( для газогенераторного контуру при  $m_1 = 1$ )

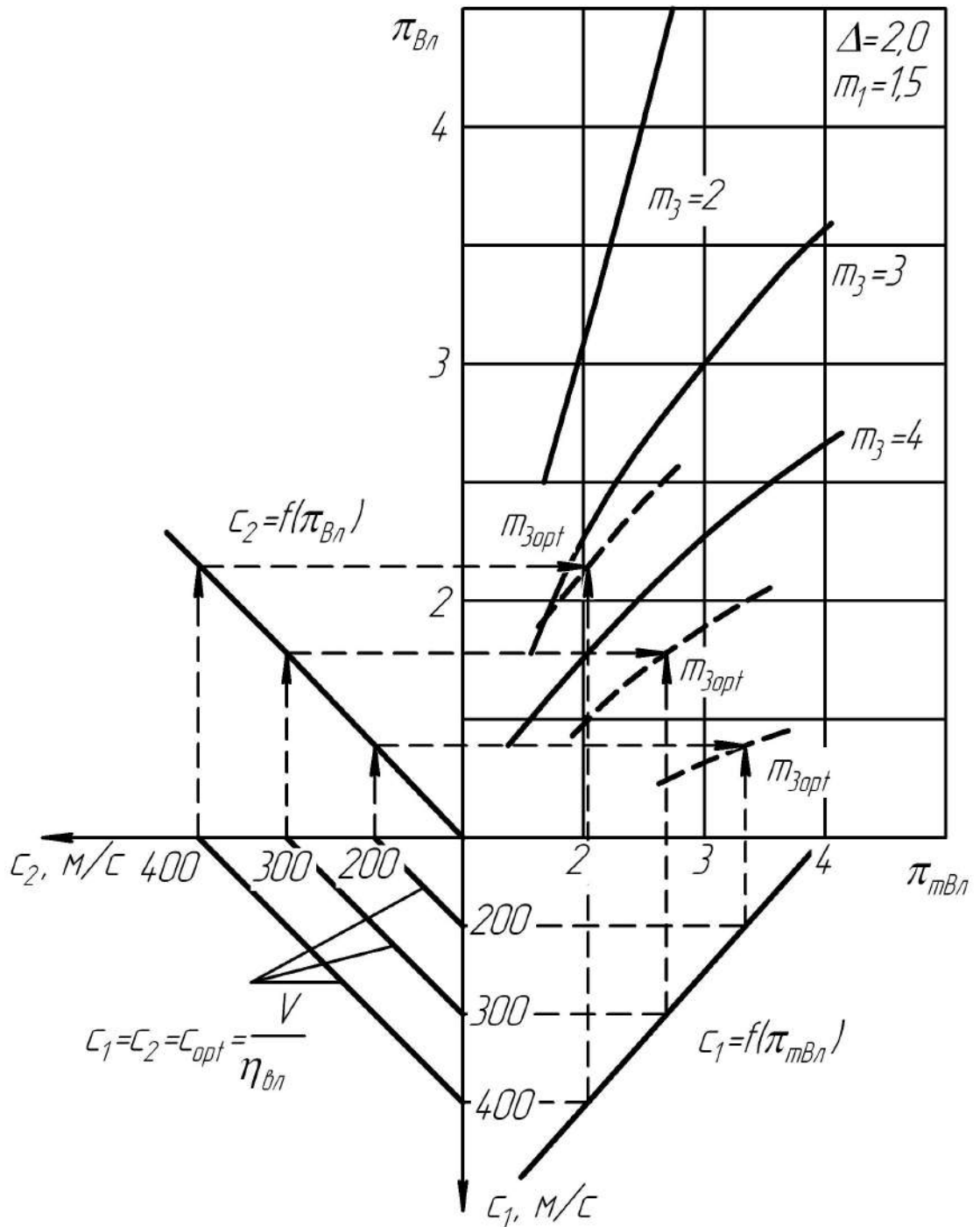


Рис.6.3. Номограма графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентильаторної приставки триконтурного турбореактивного двигуна ( для газогенераторного контуру при  $m_1 = 1,5$ )

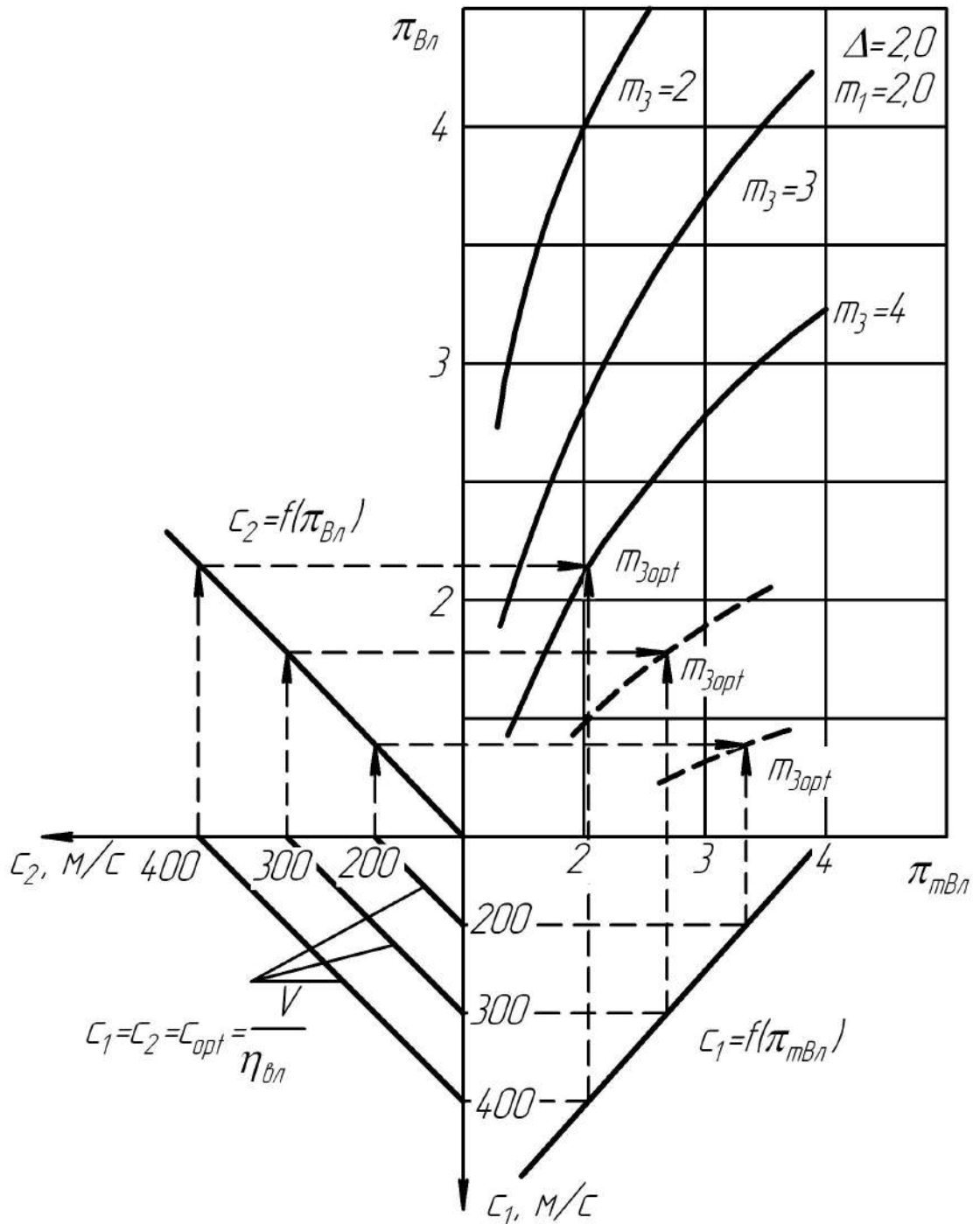


Рис.6.4. Номограма графоаналітичного методу визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки триконтурного турбореактивного двигуна ( для газогенераторного контуру при  $m_1 = 2$ )

Оптимальний розподіл вільної енергії газового потоку за турбіною газогенератора забезпечує мінімальну питому витрату палива в заданих умовах польоту.

### 6.3. Аеротермогазодинамічна інтеграція триконтурного турбореактивного двигуна та ступінчастої мотогондоли з відсмоктуванням примежового шару

Концепція аеротермогазодинамічної інтеграції мотогондоли і триконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою ґрунтується на використанні енергії примежового шару на поверхні мотогондоли газогенератора для збільшення ефективної тяги турбореактивного двигуна з урахуванням особливостей параметрів газового потоку за камерою змішування двоконтурного газогенератора перед турбінним контуром турбовентиляторної приставки.

Схема турбовентиляторної приставки представлена на рис. 6.5.

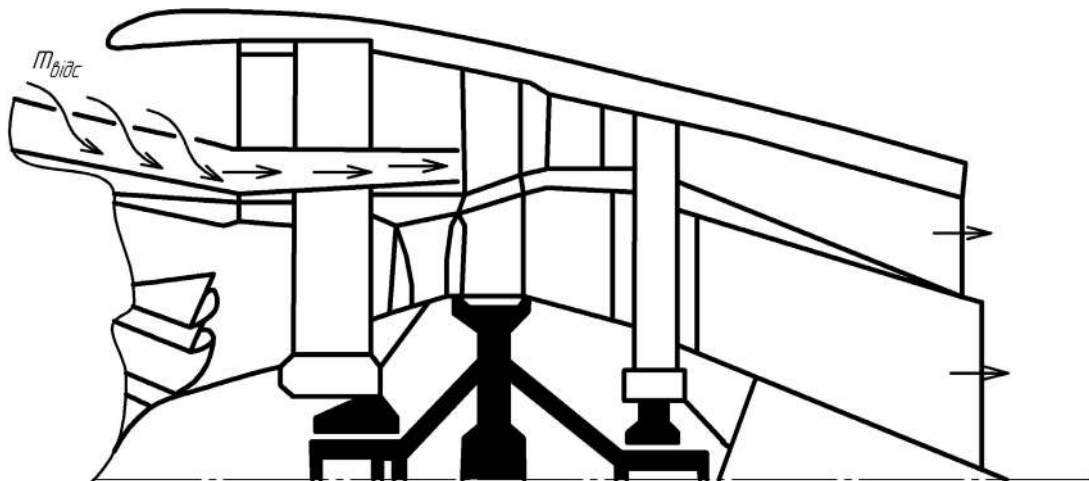


Рис.6.5. Схема модуля мотогондоли газогенераторного контуру і турбовентиляторної приставки ТРТД

Відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли двоконтурного газогенераторного модуля з турбовентиляторною приставкою призводить до зниження аеродинамічного опору мотогондоли газогенератора і збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки. Збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки забезпечується тим, що примежовий шар, який відсмоктується під дією перепаду тиску на поверхні

мотогондоли  $\Delta G_{\delta}$ , додається до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{III}$ .

У внутрішній частині турбовентиляторної приставки, що працює в турбінному режимі, відбувається розширення газу. В зовнішній частині турбовентиляторної приставки відбувається стиснення повітря. У зв'язку з цим, лопатки турбовентиляторної приставки мають складну конструкцію. Внутрішня частина лопатки робочого колеса турбовентилятора, яка працює в турбінному режимі, має, відповідно, форму турбінної лопатки. Зовнішня частина лопатки робочого колеса турбовентилятора працює в компресорному режимі і має, відповідно, аеродинамічну форму лопатки компресора або вентилятора.

Відповідно, внутрішня (турбінна) частина лопаткового вінця турбовентиляторної приставки характеризується ступенем розширення  $\pi_{т.Вл}^* = p_{зм.}^* / p_c^*$  і роботою розширення, яка затрачується для стиснення повітря, що проходить через зовнішній контур приставки. Зовнішня (вентиляторна) частина приставки характеризується ступенем підвищення тиску  $\pi_{Вл}^*$  і роботою стиснення. Відношення витрати повітря через зовнішній (вентиляторний) контур до витрати газу (повітря) через газогенераторний контур ТРТД називають ступенем двоконтурності турбовентиляторної приставки  $m_{II}$ .

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 [41].

Початковими даними для визначення оптимальних параметрів турбовентиляторної приставки є результати термодинамічного розрахунку газогенераторної частини двигуна і розрахункові умови польоту.

За даними термодинамічного розрахунку газогенератора (при заданих

параметрах робочого процесу двигуна) визначаються значення корисної роботи циклу  $L_i$  і параметри газового потоку за турбіною газогенератора.

Робота циклу газогенератора розраховується в припущенні, що ККД процесів стиснення і розширення ( $\eta_c$  та  $\eta_p$ ) приблизно дорівнюють ККД компресора і турбіни газогенератора, тобто  $\eta_c \approx \eta_k^*$ ;  $\eta_p \approx \eta_t^*$ . Для виконання попередніх оптимізаційних розрахунків таке допущення є достатньо коректним. Розрахункові умови польоту характеризуються розрахунковою висотою і швидкістю польоту  $V_p$  (або числом Маху  $M_{н,р}$ ), і, відповідно, розрахунковими значеннями температури і тиску повітря на вході в двигун і в приставку вентилятора –  $T_n^*$  і  $p_n^*$ .

Ефективна тяга силової установки визначалася як різниця внутрішньої тяги двигуна і зовнішнього аеродинамічного опору мотогондоли:

$$R_{\text{эф}} = (R_{\text{гр}} + R_{\text{твп}}) - (X_{\text{гр}} - X_{\text{твп}}).$$

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

$$R_{\text{вн}} = G_{\text{el}}(1 + m_f)[c_{cl}(1 + g_{\text{п}}) - V] + G_{\text{ell}}(c_{\text{ll}} - V) + GK_{\delta}c_{\text{cll}}.$$

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

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

Для дозвукових швидкостей польоту використовуються турбогвинтові



(ТГВД) або турбогвинтовентиляторні (ТГВВД) двигуни, які можна умовно розглядати як двоконтурні двигуни з великим ступенем двоконтурності ( $m > 10$ ). Для таких двигунів умова оптимального розподілу роботи циклу між гвинтом і прямою реакцією (між зовнішнім і внутрішнім контурами) визначено у роботах [90, 121, 122, 156, 157]. Поширюючи цей принцип для розрахунку параметрів вентиляторної приставки, визначається значення швидкості газу на виході з сопла внутрішнього контуру (за турбіною турбовентиляторної приставки).

Для кількісної оцінки впливу відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондолои газогенератора і його подальшого підведення в вентиляторний контур турбовентиляторної приставки проводилося порівняння ефективної тяги ТРТД з відсмоктуванням примежового шару з поверхні мотогондолои газогенераторного модуля і тяги вихідного двигуна без управління примежовим шаром на поверхні модуля газогенератора.

Залежність профільного опору циліндричної мотогондолои газогенератора від інтенсивності відсмоктування примежового шару показана на рис. 6.6 і рис.6.7.

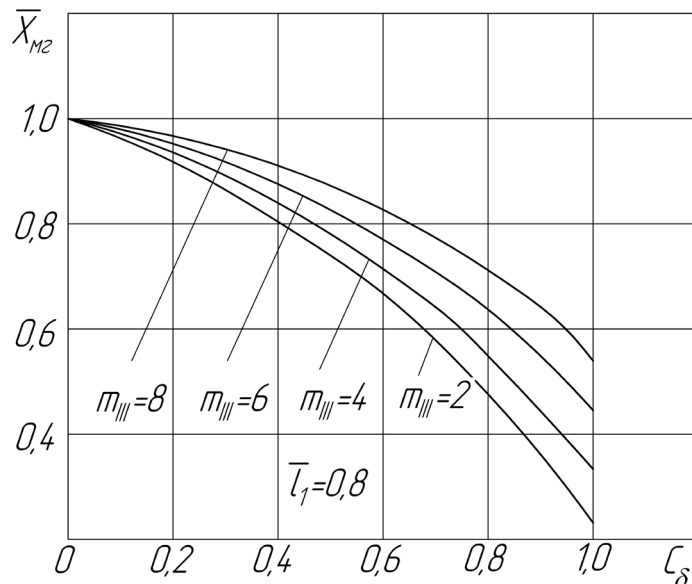


Рис.6.6. Залежність профільного опору циліндричної мотогондолои від інтенсивності відсмоктування примежового шару (подовження мотогондолои  $\lambda=8$ )

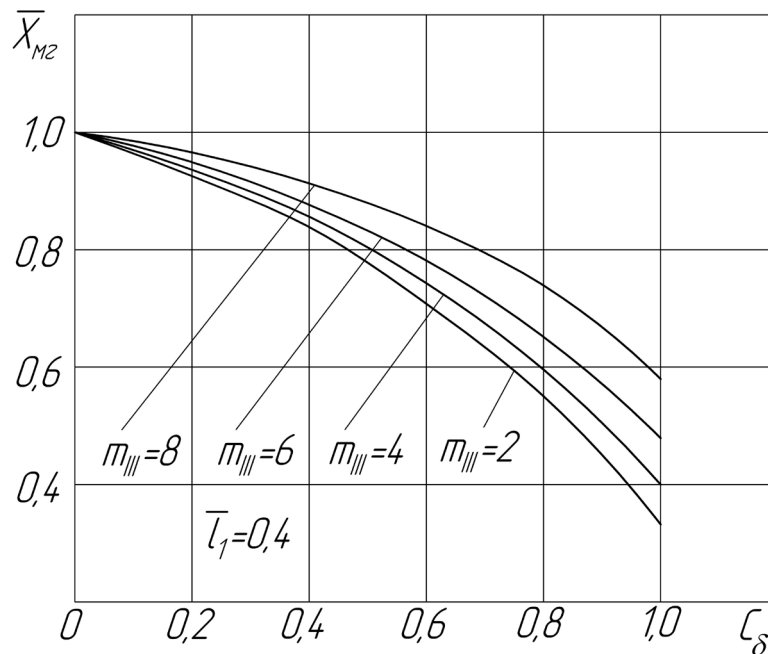


Рис.6.7. Залежність профільного опору циліндричної мотогондоли від інтенсивності відсмоктування примежового шару (подовження мотогондоли  $\lambda=4$ )

Узагальнені результати розрахункового дослідження впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки ТРТД показано на рис. 6.8 і рис. 6.9.

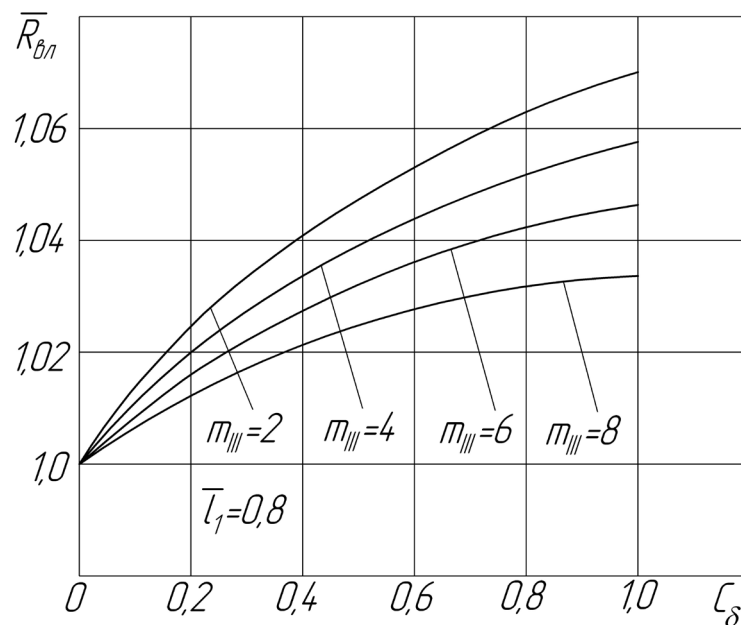


Рис. 6.8. Вплив відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенератора на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки ТРТД (подовження мотогондоли  $\lambda=8$ )

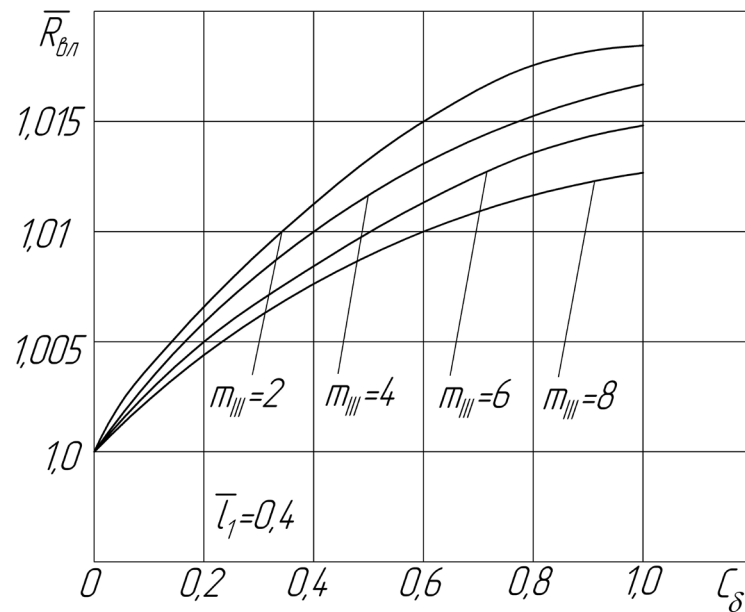


Рис. 6.9. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондолои газогенератора на внутрішню тягу вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки ТРТД (подовження мотогондолои  $\lambda=4$ )

На рис.6.10 - 6.13 показані результати розрахункового дослідження впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондолои газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну тягу і ефективну питому витрату палива двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту.

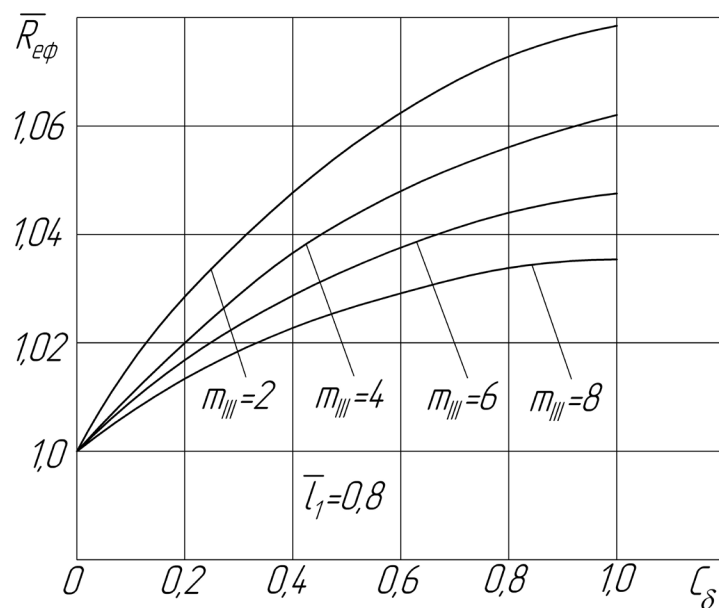


Рис.6.10. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондолои газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну тягу ТРТД (подовження мотогондолои  $\lambda=8$ )

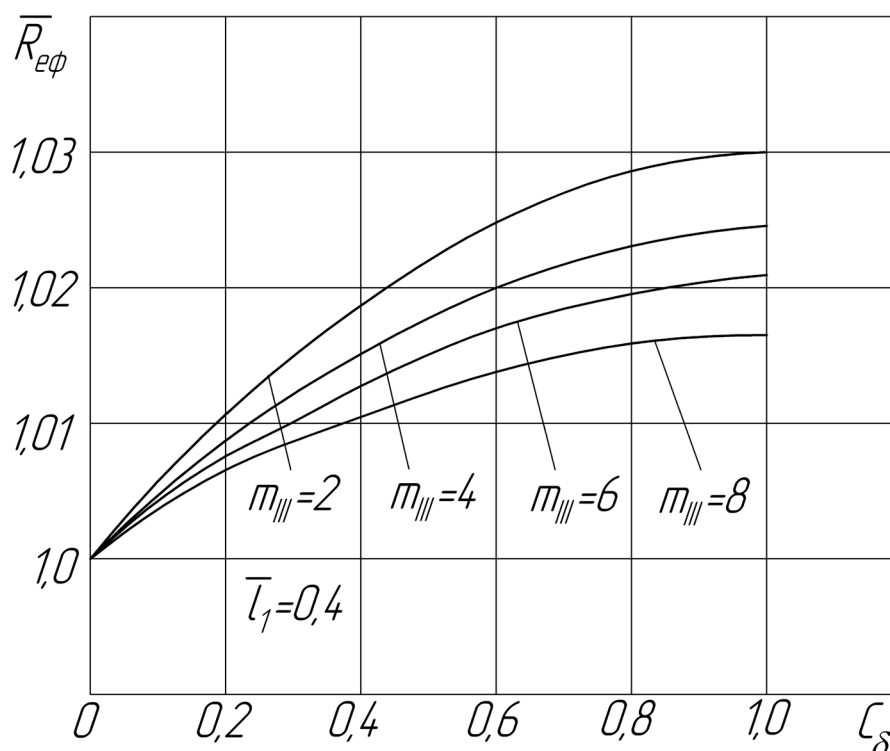


Рис.6.11 Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентильаторною приставкою на ефективну тягу ТРТД (подовження мотогондоли  $\lambda=4$ )

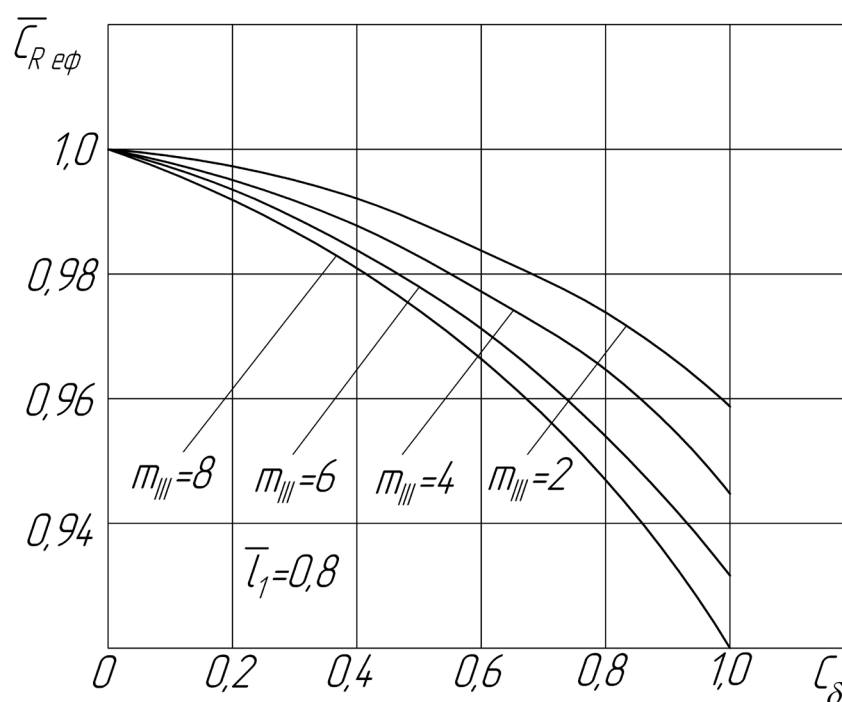


Рис.6.12. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентильаторною приставкою на ефективну питому витрату палива триконтурного двигуна (подовження мотогондоли  $\lambda=8$ )

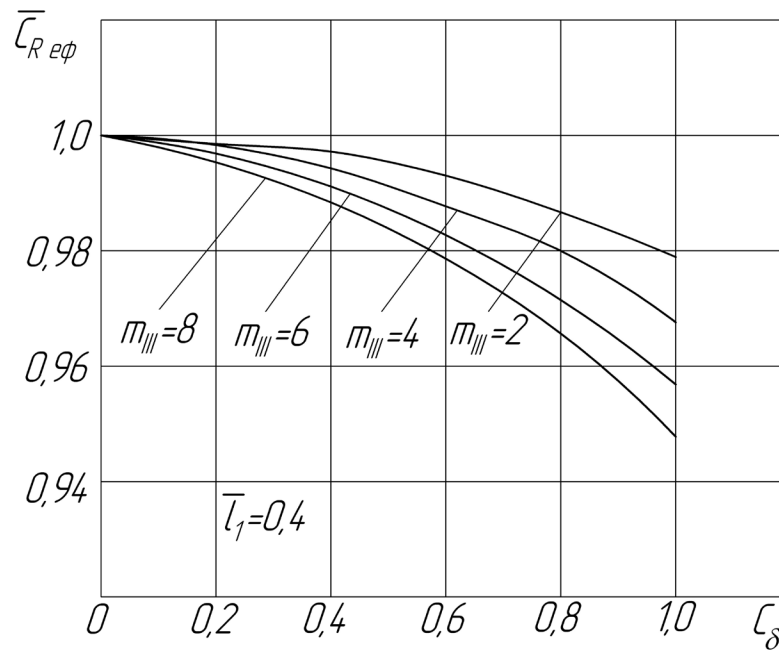


Рис.6.13. Вплив управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора силової установки з турбовентиляторною приставкою на ефективну питому витрату палива триконтурного двигуна (подовження мотогондоли  $\lambda=4$ )

Розгляд результатів досліджень показав, що при інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля, що відповідає значенням коефіцієнта відсмоктування  $C_\delta = 1,0$ , має місце зниження профільного аеродинамічного опору мотогондоли силової установки на 40...75% і, відповідно, збільшення ефективної тяги силової установки з двоконтурним двигуном на 1,6 ... 7,5% і зниження ефективної питомої витрати палива 2...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.

Відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля турбовентиляторної приставкою призводить до зниження аеродинамічного опору мотогондоли двоконтурного

газогенератора і збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки. Збільшення внутрішньої тяги турбовентиляторної приставки забезпечується тим, що примежовий шар, який відсмоктується під дією перепаду тиску на поверхні мотогондоли  $\Delta G_{\delta}$ , додається до витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки  $G_{II}$ .

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.

### **Висновки за 6 розділом**

1. Запропоновано концепцію аеротермогазодинамічної інтеграції силової установки з турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли літального апарату, що ґрунтується на узгодженні термогазодинамічних параметрів газогенераторного модуля триконтурного турбореактивного двигуна, модуля турбовентиляторної приставки та аеродинамічних характеристик мотогондоли літального апарату з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора.

2. Створено методику узгодження аеротермогазодинамічних параметрів триконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки.

3. Створено графоаналітичний метод оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки триконтурного турбореактивного двигуна.

4. Отримано узагальнені результати впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора на ефективну тягу триконтурного турбореактивного двигуна.

5. Отримані результати досліджень показали, що при інтенсивності відсмоктування примежового шару з поверхні мотогондоли газогенераторного модуля, що відповідає значенням коефіцієнта відсмоктування  $C_{\delta}=1,0$ , 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%.

6. 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.

7. Результати розрахункових досліджень параметрів та характеристик триконтурних ГТД із застосуванням створеного науково - методичного апарату свідчать про перспективність використання управління примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора з метою зниження зовнішнього аеродинамічного опору авіаційної силової установки і покращення її тягово-економічних характеристик.

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

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

3. Створено науково-методичний апарат аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурних турбореактивних двигунів із турбовентиляторною приставкою і ступінчастою мотогондолою авіаційної силової установки. Науково-методичний апарат складається з:

- методик узгодження аеротермогазодинамічних параметрів багатоконтурних турбореактивних двигунів з турбовентиляторною приставкою і ступінчастою мотогондолою авіаційної силової установки;

- графоаналітичного методу оптимізації параметрів турбовентиляторної приставки багатоконтурного турбореактивного двигуна;

- узагальнених результатів досліджень впливу управління примежовим шаром на поверхні мотогондолою газогенератора на ефективну тягу багатоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою;



- методик узгодження аеротермогазодинамічних параметрів турбовентиляторної приставки і ступінчастої мотогондолої авіаційної силової установки з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондолої газогенератора.

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

3. Створено теоретичні основи аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і мотогондолої силової установки, що ґрунтується на узгодженні термогазодинамічних параметрів турбореактивного двигуна і аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондолої. Результати дослідження показали можливість зниження профільного опору ступінчастої мотогондолої 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  $\alpha = 0^\circ$  до  $\alpha = 20^\circ$  коефіцієнт аеродинамічного опору ступінчастої мотогондолої двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності  $m = 5$ ) менше на 1...10% у порівнянні зі значеннями коефіцієнту зовнішнього опору мотогондолої двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки. Значення коефіцієнту підйомної сили ступінчастої мотогондолої газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності  $m = 5$ ) більше на 5...10% у порівнянні зі значеннями коефіцієнту підйомної сили мотогондолої двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки.

4. Створено теоретичні основи концепції аеротермогазодинамічної інтеграції багатоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондолою силової установки, що базується на використанні енергії вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки для управління примежовим шаром, що формується на поверхні мотогондолою модуля газогенератора. Управління примежовим шаром на поверхні мотогондолою модуля газогенератора з використанням енергії турбовентиляторної приставки дозволяє вирішувати задачі зменшення зовнішнього опору мотогондолою 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 мотогондолою модуля газогенератора може привести до відносного збільшення ефективної тяги ТРДД на 1,25...6% при ступені двоконтурності 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 мотогондолою модуля газогенератора може привести до відносного збільшення ефективної тяги ТРТД на 1,6...7,5% при ступені двоконтурності 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 мотогондолою 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  $C_8=1,0$ , має забезпечити зниження загального аеродинамічного опору мотогондоли силової установки літального апарату на 40...75%.

7. На основі розрахункових та експериментальних досліджень отримані рекомендації щодо обґрунтування 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 турбовентиляторною приставкою і ступінчастої мотогондоли з управлінням примежовим шаром на поверхні мотогондоли газогенератора.

**СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ**

1. Абрамович, Г.Н. Прикладная газовая динамика [Текст]/ Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1976. – 888с.
2. Абрамович, Г.Н. Теория турбулентных струй [Текст]/ Г.Н. Абрамович. – М. Наука, – 720с.
3. Абрамович, Г.Н. Турбулентное течение при воздействии объемных сил и неавтономности [Текст]/ Г.Н. Абрамович. – М. Машиностроение, 1975 – 272с.
4. Абрамович, Г.Н. Турбулентное смешение газовых струй [Текст]/ Г.Н. Абрамович. – М. Наука, 1974 – 272с.
5. Авиационные двигатели и силовые установки [Текст]/ Под ред. А.И. Ланшина. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 520с.
6. Алексин, В.А. Математические модели турбулентных течений [Текст]/ В.А. Алексин. – М:МГИУ, 2008. – 54с.
7. Алексин, В.А. Моделирование влияния параметров турбулентности набегающего потока на теплообмен нестационарного призматического слоя [Текст]/ В.А. Алексин // Изв. РАН. МЖГ. – 2003. – N 2. –С. 82–96.
8. Алексин, В.А. Моделирование влияния параметров турбулентности набегающего потока на пограничный слой криволинейного профиля [Текст]/ В.А. Алексин // Изв. РАН. МЖГ. – 1998. – N 5. – С. 79–89.
9. Амфилохийев В.Б. Современное состояние теории управления пограничным слоем [Текст]/ В.Б. Амфилохийев, Л.С. Артюшков, Б.А. Барбанель и др. – СПб.: Малахит, 2000. - 414 с.
10. Архипов, Д.В. Особенности аэродинамического проектирования высоконапорных ступеней многоступенчатых осевых компрессоров [Текст]/ Д.В. Архипов// Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение» – 2010. – №3. – С.77–80.
11. Ахмедзянов, Д.А. Разработка подходов к оценке влияния неравномерности потока на входе на характеристики компрессоров

авиационных ГТД на основе численного моделирования в ANSYS CFX [Текст]/ Д.А. Ахмедзянов, Ю.М. Ахметов, А.Б. Михайлов, А.Е. Михайлов, Г. Дадоян // Вестник УГАТУ. – 2017. – Т. 21, № 1 (75). – С. 63–71

12. Аэродинамика турбин и компрессоров [Текст]/ под ред.: Хауторна У. Р., перевод с англ.: Бекнева В. С. и Самсонова О. Н, под ред.: Бекнева В. С. и Митрохина В. Т. – Москва: Машиностроение, 1968. – 742с.

13. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин: монография [Текст]/ А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Ершов А.В.Русанов, С.Д.Северин. – Х.: НТУ «ХПИ», 2003. – 256с.

14. Аэродинамические следы в компрессорах газотурбинных двигателей: монография [Текст]: монография/ Ю.М. Терещенко, Н.С. Кулик, И.А. Ластивка [и др.]; под ред. Ю.М. Терещенко. – К.: НАУ, 2013. – 233с.

15. Аэродинамика силовых установок [Текст]// Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е.Жуковского. – Вып. 2534. –М.: ЦАГИ, 1994. – 42 с.

16. Авиационные правила. Часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории», 2009г. – 274 с.

17. Афанасьев В.Н. Гидродинамика и теплообмен при обтекании одиночных углублений на исходно гладкой поверхности / В.Н. Афанасьев, В.Ю. Веселкин, А.И.Леонтьев и др. – Ч. 1. – М., 1991. – 56 с. - (Препр. / МГТУ им. Н.Э. Баумана; № 2–91).

18. Бабенко, В.В. Влияние генераторов вихрей на аэродинамические характеристики модели самолета Аэропракт А-20 / Аббас Фадил Махмуд, В.В. Бабенко, С.А. Ищенко // Прикладна гідромеханіка. –2012. –Том 14, N 4. –С. 47 – 58

19. Бабенко, В.В. Управление пограничным флюем профиля крыла при генерировании трехмерных возмущений / В.В. Бабенко, Аббас Фадил Махмуд, С.А. Ищенко // Прикладна гідромеханіка. – 2012. – Том 14, N 1. – С. 3 – 13.

20. Баранов, П.А. Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование) / П.А. Баранов, С.В. Гувернюк, А.В. Ермишин и др. Под ред. А.В. Ермишина, С.А. Исаева. – М.; СПб.: Изд-во Моск. ун-та, 2001. – 360 с.
21. Баринов В.А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов [Текст] / В.А. Баринов // Труды ЦАГИ. –1983. –№ 2205.
22. Бабкин, В.И. Создание конкурентоспособных авиационных двигателей 2025-2030гг. [Текст] /В.И. Бабкин, А.И. Ланшин, А.С. Полев, Ф.Н. Федякин // Межотраслевой альманах. –2015. – №49. – С. 25– 29.
23. Бабкин, В.И. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий [Текст] /В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин // Двигатель. –2013. – №2(86). – С. 2– 7.
24. Бай–ши–и. Введение в теорию течения сжимаемой жидкости [Текст]/ Бай–ши–и. – М.: ИЛ, 1962. – 412 с.
25. Бам–Зеликович, Г.М. Расчет отрыва прибрежного слоя [Текст]/ Г.М. Бам–Зеликович. // Известия АН СССР, ОТН. –1954. – № 4. – С.85
26. Баскакова, А.Г. К вопросу о профилях скорости турбулентного потока на пористой поверхности [Текст]/ А.Г. Баскакова, В.Т. Мовчан, А.М. Переверзев // Гидромеханика. – 1971. – Вып. 17. – С. 50–53.
27. Белов И.А., Исаев С.А., Коробков В.А. Задачи и методы расчета отрывных течений несжимаемой жидкости / И.А. Белов, С.А. Исаев, В.А. Коробков. – Л.: Судостроение, 1989. – 256с.
28. Белоус, В.А. Методы оптимизации силовых авиационных конструкций [Текст]/ В.А. Белоус, В.И. Бирюк, Н.Н. Клочкова. – М.: ЦАГИ, 1981. – 117с.
29. Биркгоф, Г. Струи, следы и каверны [Текст]/ Г. Биркгоф, Э. Сарантелло. – М.: Мир, 1964.– 166 с.

30. Блотнер, Ф.Дж. Конечно–разностные методы решения уравнений призматического слоя [Текст]/ Ф.Дж. Блотнер // Ракетная техника и космонавтика. – 1970. – Т.8, № 2. – С 3–17.
31. Блотнер, Ф.Дж. Разностная схема с неравномерной сеткой для расчета турбулентных пограничных слоев [Текст]/ Ф.Дж. Блотнер // Численное решение задач гидромеханики. – М.: Мир, 1977. – С. 97–116.
32. Бойко, А.В. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин: монография [Текст]/ А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Ершов [и др.]. – Х.: НТУ «ХПИ», 2003. – 256с.
33. Борщевский, Ю.Т. Управление турбулентным пограничным слоем [Текст]/ Ю.Т. Борщевский, С.Н. Рудин. – К.: Вища школа, 1978. – 319 с.
34. Брэдшоу, П. Введение в турбулентность и ее измерение [Текст]/ П. Брэдшоу. – М.: Мир, 1974. – 278 с.
35. Брусиловский, И.В. Аэродинамика осевых вентиляторов [Текст]/ И.В. Брусиловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 240с.
36. Бляхман Б.П. Метод расчета массы силовой установки, Руководство для конструкторов / Б.П. Бляхман, Г.Я. Виленский, Б.С. Замтфорт. – 1981. – № 2596.
37. Бюшгенс, Г.С. Проектирование, испытания и производство широкофюзеляжных пассажирских самолетов. Том 2. Книга 1. / Г.С. Бюшгенс, Г.П. Свищев. – М.: Машиностроение, 1982.
38. Бюшгенс, Г.С. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов [Текст] / Г.С. Бюшгенс - М.: Наука, Физматлит, 1995. – 798 с.
39. Величко С.А. Расчет и анализ аэродинамических характеристик высоконесущих ламинаризованных профилей / С.А. Величко, Н.А. Владимирова // Ученые записки ЦАГИ. – 1994. –Том 25, №3-4. – С.3-19.
40. Ван ден Берг, Б. Моделирование турбулентности и обсуждение результатов экспериментальных исследований трехмерных пограничных слоев [Текст]/ Б. Ван ден Берг // Трехмерные турбулентные пограничные слои. – М.: Мир, 1985. – С. 10–25.

41. Вебер Полуэмпирический метод расчета примежового слоя [Текст]/ Вебер // Теорет. основы инж. расчетов. – 1978. – № 2. – С. 207–211.
42. Волинець, О. А. Забезпечення стійкості та керованості літака на критичних кутах атаки [Електронний ресурс]/ О. А. Волинець., Д. М. Зінченко. Режим доступу:[http://ela.kpi.ua/bitstream/123456789/17763/1/ismk13\\_13\\_Volinets.pdf](http://ela.kpi.ua/bitstream/123456789/17763/1/ismk13_13_Volinets.pdf)
43. Волков, Е.А. Численные методы [Текст]/ Е.А. Волков. – М.: Наука, 1982. – 254 с.
44. Вышинский В.В. Расчет околзвукового осесимметричного обтекания мотогондолы с учетом вязкости [Текст]/ В.В.Вышинский, С.В.Ляпунов// Ученые записки ЦАГИ. – 1988.- Том XIX.-№3. – С. 26-33.
45. Волков, К.Н. Газовые течения с массоподводом в каналах и трактах энергоустановок [Текст]/ К.Н. Волков, В.Н. Емельянов. – М.: Физматлит, 2011. – 464с.
46. Волков, К.Н. Вычислительные технологии в задачах механики жидкости и газа [Текст]/ К.Н. Волков, В.Н. Емельянов. – М.: Физматлит, 2012. – 468с.
47. Вулис, Л.А. Теория струй вязкой жидкости [Текст]/ Л.А. Вулис, В.Т. Кашкаров. – М.: Наука, 1965. – 431 с.
48. Вычислительная механика сплошных сред в задачах авиационной и космической техники [Текст]/ Л. В. Быков, А. М. Молчанов, М. А. Щербаков, Д.С. Янышев. – М: ЛЕНАНД, 2015. – 668с.
49. Гарбузов, В.М. Сравнение результатов численного расчета турбулентного примежового слоя с экспериментальными данными [Текст]/ В.М. Гарбузов // Тр. Московского авиационного института. – 1975. – С. 45–51.
50. Гезенек Й. Г. Механизмы снижения суммарного сопротивления в управляемых пограничных слоях / Й. Г. Гезенек, Х.М. Наджиб // Аэрокосм. техника. - 1990. - № 8. - С. 103–112.



51. Герасименко, В.П. Комплексное аэродинамическое совершенствование компрессоров ГТД/ В.П. Герасименко, М.Ю. Шелковский // Вісник двигунобудування. – 2013. – № 2. – С. 69–72.
52. Герасименко, В.П. О концептуальных принципах формирования облика авиационных двигателей [Текст]/ В.П. Герасименко, О.В. Кислов // Авиационно–космическая техника и технология. –2015. – № 2 (119). – С. 22–26.
53. Гиневский, А.С. Теория турбулентных струй и следов/ А.С. Гиневский. – М.: Машиностроение, 1969. – 400 с.
54. Гиневский, А.С. Расчет пристенных турбулентных струй в спутном потоке [Текст]/ А.С. Гиневский А.С., А.В. Колесников, И.Н. Подольный // Тр. ЦАГИ. – 1974.– Вып. 1967. – С. 31–43.
55. Гинзбург, И.П. Аэрогазодинамика [Текст]/ И.П. Гинзбург. – М: Высшая школа, 1966. – 225с
56. Глушко, Г.С. Влияние градиента давления и турбулентности внешнего потока на течения в пограничном слое на поверхности [Текст]/ Г.С. Глушко, В.И. Вронштейн, Б.Н. Юдаев // Инж.–физ. журн. – 1978. – № 6. – С. 1100–1110.
57. Гогиш, Л.В. Турбулентные отрывные течения [Текст]/ Л.В. Гогиш., Г.Ю. Степанов. – М.: Физматгиз, 1979. – 367 с.
58. Годунов, С.К. Численное решение многомерных задач газовой динамики [Текст]/ С.К. Годунок, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко, Г.П. Прокопов. –М.: Наука, 1976. – 400с.
59. Горлин С. М. Экспериментальная аэромеханика / С. М. Горлин. М. – Высшая школа, 1970. – 423с.
60. Госмен, А.Д. Численные методы исследования течений вязкой жидкости [Текст]/ А.Д. Госмен, В.М. Пан, А.К. Ранчел, Д.Б. Сполдинг, М. Вольфштейн. – М.: Мир, 1972. –323 с.
61. 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. Дорошенко Е.В., Волянская Л.Г., Кирчу Ф.И., Чумак О.И., Гвоздецкий И.И. Пат. 85073 Україна, МПК F16L 43/00 Спосіб організації робочого процесу в ежекційному коліні трубопроводу. – № №и 201305747; Заявл. 07.05.2013; Опубл. 11.11.2013, Бюл. №21. – 13с.
62. Грот, Е. Экспериментальное исследование отсасывания прилегающего слоя при сверхзвуке [Текст] / Е. Грот. – ВНИ ЦАГИ, 1963. – С. 63–68.
63. Глушков, Н.Н. Применение метода симметричных особенностей к расчету обтекания телесных крыльев дозвуковым потоком газа / Н.Н. Глушков, А.Л. Болсуновский, Л.Л. Теперин. – М.: Центр научно-технической информации «Волна», 1985.
64. Гудилин, И.В. Совместное влияние продольного оребрения и разрушителей вихревых структур на турбулентное трение на пластине / И.В. Гудилин, Ю.А. Лашков, В.Г. Шумилкин // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. – 1995. – № 3. – С. 39–46.
65. Гудилин, И.В. Экспериментальное исследование влияния риблетов и разрушителей вихревых структур на сопротивление тела вращения / И.В. Гудилин, Ю.А. Лашков, В.Г. Шумилкин // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. – 1996. – № 3. – С. 154–157.
66. Гудилин, И.В. Экспериментальное исследование совместного влияния продольного оребрения и разрушителей вихревых структур на турбулентное трение / И.В. Гудилин, Г.В. Енютин, А.Ю. Ким // Уч. зап. ЦАГИ. – 1989. – Т. 20, № 6. – С. 8–14.
67. Гусева, Р.Н. Компоновка силовых установок летательных аппаратов с подсосыванием в двигатель пограничного слоя, накапливающегося на фюзеляже / Р.Н. Гусева, В.В. Каляжнов, В.Ф. Курицын, В.К. Петров, Л.А. Симонов // Труды ЦАГИ, 1980.
68. 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.

69. Дейч, М.Е. Техническая газодинамика [Текст]/ М.Е. Дейч. – М.; Л.: Госэнергоиздат, 1961. – 671 с.
70. Джоуб, К.Э. Расчет турбулентных пограничных слоев в течениях с положительным градиентом давления [Текст]/ К.Э. Джоуб, В.Л. Хенки // Ракетная техника и космонавтика. – 1980. – Т.18, –№ 11–12.
71. Долгов, В.Н. Турбулентная вязкость для несжимаемых градиентных течений в предотрывных областях и на шероховатой поверхности [Текст]/ В.Н. Долгов, В.М. Шулимович // Прикладная механика и техническая физика. – 1977. – № 3. – С.88–92.
72. Дородницын, А.А. Избранные научные труды в двух томах [Текст]/ А.А. Дородницын. – М.: ВЦ РАН, 1997. — 396с.
73. 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.
74. 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.
75. 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.
76. 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.

77. 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.
78. Дыбан, Е.П. Тепломассообмен и гидродинамика турбулизированных потоков [Текст]/ Е.П. Дыбан, Э.Я. Эпик. – Киев: Наукова думка, 1985. – 295 с.
79. Дымант, Л.Н. Расчет турбулентного пограничного слоя на пластине при интенсивном вдуве [Текст]/ Л.Н. Дымант, В.М. Спановский // Инженерно-физический журнал. – 1979.– Т.ХХХVII, №4. – С.589–594.
80. Дихановський, В.М. Аеродинаміка незакріплених тіл [Текст]/ В.М. Дихановський. – К.: НАОУ, 2009. – 201с.
81. Доновэн, А.Ф.Аэродинамика частей самолета при больших скоростях / А.Ф. Доновэн, Г.Р. Лоуренс. – М.: Иностранная литература, 1959.
82. Дюрэнд, В.Ф. Аэродинамика Т.2 / В.Ф.Дюрэнд. – М.: Оборонгиз, 1939.
83. Евдокимов, И.Ф. Опыты по отсасыванию пограничного слоя в аэродинамических трубах больших скоростей [Текст]/ И.Ф. Евдокимов // Труды ЦАГИ. – 1940. – № 506. –16с
84. Ершов, С.В. О выборе степени измельчения сетки при расчетах трехмерных течений вязкого газа в турбомашинах [Текст]/ С.В. Ершов, В.А. Яковлев // Вісник двигунобудування. – 2015. – № 2. – С. 171–177.
85. Ершов, С.В. Развитие программного комплекса расчета пространственных течений в турбомашинах [Текст]/ С.В. Ершов // Вісник двигунобудування. – 2011. – № 2. – С. 25–30.
86. Ершов, С.В. Численное моделирование трехмерных отрывных течений вязкого сжимаемого газа в многоступенчатых компрессорах [Текст]/ С.В. Ершов, Д.А. Козырец // Компрессорное и энергетическое машиностроение. – 2012. – №2(28). – С.15 – 20.
87. Здункевич, А.М. Аэродинамические характеристики соосного винтовентилятора С-5 при  $M = 0.4-0.8$  и различных компоновках с

- гондолами ТВД / А.М. Здункевич, А.Н. Кишалов // Научно-технический отчет НИО-1 ЦАГИ. – 1987. – № 1901. – 68с.
88. Закс, Н.А. Основы экспериментальной аэродинамики [Текст]/ Н.А. Закс. М.: Оборонгиз, 1953. – 352с.
89. Замтфорт, Б.С. Двигатель с открытым ротором в свете ужесточения требований по авиаэкологии / Б.С. Замтфорт // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – Том 14, №6. – С. 307-308.
90. Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели [Текст]/ А.А. Иноземцев, В.Л. Сандрацкий. – Пермь: ОАО "Авиадвигатель", 2006. – 1204 с.
91. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. [Текст]/ Н. Кампсти. – М.: Мир, 2000. – 688 с.
92. Кассандрова О. Н.Обработка результатов наблюдений / О. Н. Кассандрова, В. В. Лебедев. - М.: Высшая школа, 1970. -104с.
93. Кирильцев, В.Т. Исследование турбулентного примежового слоя в коротком канале в условиях совместного воздействия вдува через пористую стенку ускорения и турбулентности основного потока [Текст]/ В.Т. Кирильцев, В.П.Мотулевич, Э.Д. Сергиевский // Инж.–физ. журн.– 1986. – Т.50. – № 3. – С. 396–405.
94. Кирильцев, В.Т. Некоторые данные о структуре пристеночной области турбулентного примежового слоя на проницаемой поверхности при вдуве [Текст]/ В.Т. Кирильцев, В.П.Мотулевич, Э.Д. Сергиевский // Инж.– физ. журн. – 1986. – Т 50. – № 1. – С.22–31.
95. Козлов, Л.П. Дослідження ламінарного примежового шару та його переходу у турбулентний [Текст]/ Л.П. Козлов. – Киев: Наукова думка, 1974. – 175 с.
96. Копелев, С.З. Структура потока в турбинной решетке с выдувом охлаждающего воздуха через выходную кромку [Текст]/ С.З. Копелев, Е.Е. Лихерзак, С.Т. Лев // Сб. Энергомашиностроение. – 1973. – Т. XIV. – № 15. – С.46–54.

97. Копелев С.З. Охлаждаемые лопатки газовых турбин [Текст]/ С.З. Копелев. –М.: Наука, 1983. – 148 с.
98. Корке, Т.К. Модификация сопротивления при турбулентном течении в по- граничных слоях путем манипуляции со структурами большого масштаба / Т.К. Корке, И. Гусценек, Г.М. Нагиб [Под ред. Г.Р. Хью]. – М.: Машиностроение, 1984.
99. Корнилов, В.И. Использование микровдува воздуха через пористую стенку для снижения трения на плоской пластине [Текст]/ В.И. Корнилов, А.В. Бойко // Вестник НГУ. Серия Физика. – 2010. – Т. 5, № 3. – С. 38–46.
100. Корнилов, В.И. Проблемы снижения турбулентного трения активными и пассивными методами (обзор) [Текст]/ В.И. Корнилов// Теплофизика и аэромеханика. – 2005. – Т. 12, № 2. – С. 183–208.
101. Корнилов, В.И. Пути и возможности повышения эффективности управления вдувом через проницаемую стенку и перспективы его использования [Текст]/ В.И. Корнилов, А.В. Бойко // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2016. – № 45. – С.50–70.
102. Корнилов, В.И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях / В.И. Корнилов. – Новосибирск: Наука, 2000. – 400 с.
103. Корнилов, В. И. Экспериментальное моделирование вдува воздуха в турбулентный пограничный слой при помощи внешнего напорного потока [Текст]/ В. И. Корнилов, А.В. Бойко // Журнал технической физики. – 2016. – Т. 86, вып. 10. – С. 38–46.
104. Коротыгин, А.А. Повышение нагруженности компрессоров за счет использования системы активного управления обтеканием лопаток направляющих аппаратов [Текст] /А.А. Коротыгин, С.В. Багров, К.Р. Пятунин, В.Н. Шишкин, Ю.Н. Шмотин, Л.Б. Уваров // Вестник РГАТА. – 2012. – № 2(23). – С. 11–16.

105. Краснов, С. Е. Газодинамическая устойчивость и параметры ТРДД с различной степенью двухконтурности в неравномерном поле полного давления на входе в двигатель [Текст]/ С. Е. Краснов, Н. Г. Воробьева // Техника воздушного флота. – 2014. – : № 2. – С. 21–28.
106. Кривошеев, И. А. Выбор модели турбулентности при расчете потерь давления в проточной части ГТД с использованием программного комплекса Ansys CFX [Текст]/ И. А. Кривошеев, А. Ю. Чечулин, Ю. А. Хохлова // Вестник УГАТУ. – 2011. – Т.15. – №2(42). – С. 68–73.
107. Крылов, В.И. Вычислительные методы [Текст]/ В.И. Крылов, В.В. Бобков, П.И. Монастырский. – М.: Наука, 1976. – Ч.1, – 304 с.; 1977. – Ч.2. – 400с.
108. Кузенков, В.К. Исследование механизма снижения турбулентного поверхностного трения с помощью разрушителей вихревых структур / В.К. Кузенков, В.Н. Левицкий, Е.У. Репик // Изв. РАН. Сер. МЖГ. – 1996. – № 5. – С. 80–89.
109. Кутателадзе, С.С. Пристенная турбулентность. [Текст]/ С.С. Кутателадзе. – Нов-ск: Наука, 1973. – 227с.
110. 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
111. Ластівка І.О. Числове моделювання режиму запирання течії у дворядній компресорній решітці [Текст]/ І.О. Ластівка, Ю.Ю. Терещенко // XVII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП Промислова гідраліка і пневматика. м. Харків 19-21 жовтня 2016р, С. 127.
112. Лебедь В.Г. Чисельне дослідження впливу розташування двигуна на аеродинамічні характеристики літака /В.Г. Лебедь, А.Л. Сушко // Системи озброєння і військова техніка. – 2014. – № 2(38). – С. 117 – 121.

113. Логинов В.В. Исследование аэродинамических характеристик регионального транспортного самолета с различными ТРДД в система силовой установки [Текст]/ В.В.Логинов,М.Ф.Кравченко, А.В.Еланский. – Авиационно-космическая техника и технология: №9(96). 2012. – 34-39с.
114. Лойцянский, Л.Г. Ламинарный пограничный слой [Текст]/ Л.Г. Лойцянский – М.: Физматгиз, 1962.– 479 с.
115. Лойцянский, Л.Г. Механика жидкости и газа / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1978.
116. Максимов, И.В. Концептуальный выбор схемы и параметров ТРДД нового поколения для перспективных БСМС. Научно–технический конгресс на XI Международном салоне "Двигатели 2010", апрель, 2010 г.
117. Милн-Толенсон, Л. М. Теоретическая гидродинамика / Л.М. Милн-Толенсон. – М.: Мир, 1964.
118. Мюллер, Х.Р. Сравнения расчетов трехмерных турбулентных пограничных слоев с экспериментальными данными [Текст]/ Х.Р. Мюллер. – В кн.: Трехмерные пограничные слои. – М.: Мир, 1985. – С. 300–315.
119. Некоторые мероприятия по увеличению эффективности аэродинамической компоновки [Электронный ресурс] / Режим доступа: [http://oat.mai.ru/book/glava07/7\\_2\\_5/7\\_2\\_5.html](http://oat.mai.ru/book/glava07/7_2_5/7_2_5.html)
120. Нечаев, Ю.Н. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов [Текст]/ Ю.Н. Нечаев , В.Н. Кобельков, А.С. Полев. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.
121. Нечаев, Ю.Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок [Текст]/ Ю.Н. Нечаев. – М.: Машиностроение, 1995. – 400с.
122. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных двигателей, часть 1 [Текст]/ Ю.Н. Нечаев , Р.М. Федоров., В.Н. Котовский, А.С. Полев – М.: Изд.ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 2005. — 366 с.



123. Остаславский И.В., Халезов Д.В. «Взаимное влияние винта и самолета / И.В. Остаславский, Д.В. Халезов // Труды ЦАГИ. – 1935. – № 213.
124. 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
125. 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
126. 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
127. Приходько А.А. Численное моделирование обтекания трансзвуковым потоком мотогондолы авиационного двигателя. [Текст] / А.А. Приходько// Вестник двигателестроения. Запорожье.– 2009. – №3 – С.77-81.
128. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под редакцией Скибина В.А., Солонина В.И. – М.: ЦИАМ, 2004 г. –422с.
129. Рейнольдс, А. Дж. Турбулентные течения в инженерных приложениях [Текст]/ Рейнольдс А. Дж.. – М.: Энергия, 1979. – 408 с.
130. Самарский, А.А. Введение в численные методы [Текст]/ А.А. Самарский. – М.: Наука, 1988. – 272с.
131. Самарский, А. А. Математическое моделирование: Идеи. Методы. Примеры / А. А. Самарский, А. П. Михайлов. – М.: Наука, Физматлит, 1997, – 320 с.
132. Самарский А.А. Методы решения сеточных уравнений [Текст]/ А.А. Самарский, Е.С. Николаев. – М.: Наука, 1978. – 590 с.

133. Скоморохов С.И. Об аэродинамическом согласовании крыла и мотогондолы / С.И. Скоморохов, Л.Л. Теперин // Ученые записки ЦАГИ. – 1990. – Том XXI. – №1. – С.82-88.
134. Скоморохов С.И., Теперин Л.Л. Выбор формы срединной , линии поверхности пилонов и углов установки мотогондол под крылом дозвукового самолета / С.И. Скоморохов, Л.Л. Теперин // Ученые записки ЦАГИ. – 1985.– Т. XVI, № 1.
135. Снижение вязкостного трения / Под ред. Г.Р. Хью. – М.: Машиностроение, 1984.
136. Слободкина Ф.А. Исследование методами математического моделирования обтекания мотогондолы авиадвигателя при взлете с аэродрома [Текст]/ Ф.А.Слободкина, В.В.Малинин //Двигатель. –2009 г. №3(63).
137. Степанянц, Л.Г. Ламинарный пограничный слой на пластине при наличии отсоса и сдува [Текст]/ Л.Г. Степанянц //Труды Ленинградского политехнического института. – 1955. – N 176. – с. 146–153.
138. Теорія теплових двигунів: Підручник [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, С.О. Дмитрієв та ін.; за ред. Ю.М. Терещенка. – К.: Вища школа, 2001. – 383с.
139. Терещенко, Ю.М. Аэродинамика компрессоров с управлением отрывом потока [Текст]/ Ю.М. Терещенко, М.М. Митрахович. – К.: Институт математики НАН Украины, 1996. – 350с.
140. Терещенко, Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст]/ Ю.М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 168с.
141. Терещенко, Ю.М. Аэродинамические характеристики плоских диффузорных решеток с управлением циркуляцией выдувом воздуха через щель на спинку лопатки [Текст]/ Ю.М. Терещенко// Авиационная техника. – 1976. – № 4. – С. 98–101.

142. 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.
143. 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
144. 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.
145. Терещенко Ю.М. Исследование течения в компрессорных решетках с активным управлением 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.
146. Терещенко Ю.М. Комплексне газодинамічне управління течією в ступені осевого 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
147. 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
148. 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](https://doi.org/10.18372/2310-5461.35.11843)

149. 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.
150. 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.
151. 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](https://doi.org/10.18372/2310-5461.31.10804)
152. 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.
153. 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
154. 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.
155. 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.
156. Терещенко, Ю.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей: учебник [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, Л.Г. Волянская [и др.]; под ред. Ю.М. Терещенко. – 3–е изд., доп. и перераб. – К.:НАУ, 2013. – 596с.
157. Терещенко, Ю.М. Теория авиационных трехконтурных турбореактивных двигателей: монография [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Н.С. Кулик, И.А. Ластивка [и др.]; под ред. проф. Ю.М. Терещенко. – К.: Изд–во Нац. авиац. ун–та «НАУ–друк», 2010. – 116с.
158. Терещенко, Ю.М. Течія в без градієнтному каналі з турбулізаторами [Текст]/ Ю.М. Терещенко, К.В. Дорошенко // Наукоємні технології – 2012. – № 1 (13). – С.9–12.
159. 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](https://doi.org/10.18372/2310-5461.34.11618).
160. Терещенко, Ю.М. Течія напівобмеженої струї з тертям та теплообміном в каналі сопла рідинного ракетного двигуна/ Ю.М. Терещенко, Е.В. Дорошенко, Ю.Ю.Терещенко,Гамзег П. // Проблеми тертя та зношування. – 2017. – №2(75). – С. 101–108.
161. 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.
162. 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.

163. 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.
164. 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.
165. Терещенко Ю.Ю. Вплив висоти елементів штучної шорсткості на течію в дифузоному каналі [Текст]/ Ю.Ю. Терещенко // Проблеми тертя та зношування. – 2017. – №3(76). – С. 87-92.
166. Терещенко Ю.Ю. Вплив управління примежовим шаром на аеродинамічний опір мотогондолои триконтурного газотурбінного двигуна [Текст]/ 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.
167. 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.
168. 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
169. Турбулентность [Текст]/ Под ред. П.Брэдшоу. – М.: Машиностроение, 1980.– 343 с.
170. Ударцев Є.П. Експериментальне дослідження крила з генераторами вихорів / Є.П. Ударцев, О.Г. Щербонос // Вісник НАУ. – 2009. – №1. – С. 45-47.

171. Ударцев Е. П. Нестационарная аэродинамика несущих поверхностей / Е. П. Ударцев, А. М. Переверзев, А. В. Швец. // Аэродинамика: проблемы и перспективы. Сб. научных трудов. – 2006. – №2. – С.194–211.
172. Ударцев Е.П. Способ улучшения аэродинамических характеристик при дозвуковых скоростях с помощью вихреобразователей / Е.П. Ударцев, А.Г. Щербонос, А.В. Швец, С. И. Алексеенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2013. - № 60. – С. 79-84.
173. Уджуху, А.Ю. Метод расчета профильного сопротивления тела в задачах с дискретными гидродинамическими особенностями / А.Ю. Уджуху, Л.Л.Теперин // Труды ЦАГИ. – 2002. – № 2655.
174. Уджуху, А.Ю. Исследование интерференции струй от винтов с планером самолета / А.Ю. Уджуху, Л.Л.Теперин // Труды ЦАГИ. – 2002. – № 2655.
175. Уджуху, А.Ю. Рациональная степень двухконтурности турбореактивного двухконтурного двигателя для ближне-среднего магистрального самолета нового поколения / А.Ю. Уджуху, В.Ф. Самохин и др.// Материалы Международной конференции МАКС-2001.
176. Уджуху, А.Ю. Резервы повышения эффективного КПД движителя / А.Ю. Уджуху, Л.Л.Теперин и др.// НТО ЦАГИ. – 2001. – № 10/2835.
177. Уджуху, А.Ю. Комплексные оценки эффективности работы силовой установки с отбором пограничного слоя фюзеляжа на базе экспериментального исследования аэродинамической интерференции модели фюзеляжа с установленным в хвостовой части движителем / А.Ю. Уджуху, А.В. Петров // НТО по НИР «Эффективность». – 2006. - № 11512.
178. Уджуху, А.Ю. Исследование особенностей обтекания модели с интегрированной силовой установкой с отбором примежового слоя фюзеляжа / Уджуху А.Ю., Сонин О.В. // НТО по НИР «Эффективность». – 2006. - № 10/3563.

179. Уджуху, А.Ю. Экспериментальное исследование в АДТ Т-104 характеристик работы двигателя в заторможенном потоке для оценки эффективности работы силовой установки с отбором пограничного слоя фюзеляжа / А.Ю. Уджуху, А.Н. Кишалов, О.В. Сонин // НТО по НИР «Эффективность». – 2006. - № 7484.
180. Уджуху, А.Ю. Исследование характеристик БСМС с различными типами силовой установки: БСМС с турбовинтовентиляторной силовой установкой, БСМС с силовой установкой с отбором пограничного слоя фюзеляжа / А.Ю. Уджуху, А.А. Семенов, В.В. Шалашов // НТО по НИР «Эффективность». – 2007. – № 10/3661.
181. Федяевский К.К. Избранные труды / К.К. Федяевский. – Л.: Судостроение, 1975. – 440 с.
182. Хефнер Дж. Н. Проблема снижения сопротивления / Дж. Н. Хефнер // Аэрокосмическая техника. –1988. – № 7. – С. 143–153.
183. Хефнер, Д.Н. Уменьшение турбулентного сопротивления трения с помощью разрушения больших вихрей / Д.Н. Хефнер, Л.М. Вайнштейн, Д.М. Бушнел. Под ред. Г.Р. Хью. – М.: Машиностроение, 1984.
184. Халатов А.А. Теория и практика закрученных потоков.[Текст]/ А.А. Халатов.– К.: Наукова Думка,1989. – 200 с.
185. ЦИАМ. Научный вклад в создание авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 2000. – 616 с.
186. Чевагин, А. Ф. Интеграция силовых установок на перспективных летательных аппаратах / А.Ф. Чевагин // Материалы конференции Авиадвигатели XXI века, ЦИАМ имени П.И. Баранова, 2015.
187. Чернышев, С. Л. Форсайт развития авиационной науки и технологии до 2030 года и на дальнейшую перспективу [Текст]/ С. Л. Чернышев, М.Ч. Зиченков, Г.Н. Замула, Ю.А. Сарский // Техника воздушного флота. – 2013 – №3. – С.41–43.
188. Чжен, П. Отрывные течения: в 3 т. [Текст]/ П. Чжен. – М.: Мир, 1972–1973 г. – 299 с. (т.1.). – 280 с. (т. 2). – 333 с. (т. 3).



189. Чжен, П. Управление отрывом потока [Текст]/ П. Чжен. – М.: Мир, 1979. – 552 с.
190. Численное решение задач гидромеханики [Текст]/ Под ред. Р. Рихмайера. – М.: Мир, 1977. – 207 с.
191. Численные методы в динамике жидкостей [Текст]/ Под ред. Г. Вирц, Ж. Смолдерн. – М.: Мир, 1981. – 407 с.
192. Шевелев, Ю.Д. Пространственные задачи вычислительной аэрогидродинамики [Текст]/ Ю.Д. Шевелев. – М.: Наука. – 1986. – 367 с.
193. Шерстюк, А. Н. Турбулентный пограничный слой [Текст]/ А.Н. Шерстюк. – М.: Энергия, 1974. – 272 с.
194. Шеффлер Экспериментальное и аналитическое исследование влияния числа Рейнольдса и шероховатости поверхности лопатки на характеристики многоступенчатого осевого компрессора [Текст]/ Шеффлер // Труды американского общества инженеров–механиков. Серия «Энергетические машины и установки». – 1980. – №1. – С.5–15.
195. Шец, Дж. Турбулентное течение. Процессы вдува и перемешивания. [Текст]/ Дж. Шец. – М.: Мир, 1984. – 247 с.
196. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст]/ Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1969.– 742 с.
197. Шляхтенко, С.М. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст] / С.М. Шляхтенко, В.А.Сосунов. – М.: Машиностроение, 1979. – с.
198. Юн, А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений [Текст]/ А.А. Юн. – М.: Книжный дом «Либроком», 2009. –273с.
199. Aircraft families A330-300. AIRBUS Publishing Web. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a330family/a330-300/>. дата звернення 15 May 2015.
200. Albert, L. B. Experimental and theoretical studies of area suction for the control of the laminar boundary layer on an NACA 64A010 airfoil / L. B.

- Albert , L. B. Dale, T. Neal, V. Fioravante // Langley Aeronautical Laboratory. – 1951. – Report 1025.
201. Anders, J.B. Airfoil large-eddy breakup devices for turbulent drag reduction numbers / J.B. Anders, R.D.Watson // AIAA Paper 85-0520. – 1985.
202. Anders J.B. Performance of large-eddy breakup devices at past-transitional Reynolds numbers / J.B. Anders, J.N.Hefner, D.M. Bushnell // AIAA Paper 84-0345. – 1984.
203. Anders J.B. Outer-layer manipulators for turbulent drag reduction // Viscous Drag Reduction in Boundary Layers / J.B. Anders // Washington, DC. – 1990. – Vol. 123. – P. 263–284.
204. Apostolos Tentolouris Piperas. Investigation of Boundary Layer Suction on a Wind Turbine Airfoil using CFD/ Apostolos Tentolouris Piperas// DTU Mechanical Engineering. – 2010.
205. Azim, R. Numerical investigation on the delay of boundary layer separation by suction for NACA 4412 / R. Azim, M. M. Hasan, Mohammad Ali // Procedia Engineering.– 2015. – № 105. – P. 329-334.
206. Airbus A330-200 & -300, aircraft commerce [Электронный ресурс] // Owner's & Operator's Guide. – 2008. – Issue No.57. Режим доступа: [http://www.team.aero/images/aviation\\_data\\_insert/Owners\\_OperatorsGuide\\_A330.pdf](http://www.team.aero/images/aviation_data_insert/Owners_OperatorsGuide_A330.pdf).
207. Bamber, M. J. Wind tunnel tests on airfoil boundary layer control using a backward opening slot / M. J. Bamber // NACA. – Report 385. – 1932.
208. Beardmore, R. Epicyclic Gears [Электронный ресурс] / R. Beardmore. – 2013. Режим доступа: [http://www.roymech.co.uk/Useful\\_Tables/Drive/Epi\\_cyclic\\_gears.html](http://www.roymech.co.uk/Useful_Tables/Drive/Epi_cyclic_gears.html).
209. Bertelrud, A. A profile family for use in boundary layers with large-eddy breakup devices / A. Bertelrud // Proc. Conf. on Drag Reduction'89 Davos, Switzerland, July 31–Aug. 3, 1989. – 1989. – P. 1–15.
210. Blick, E.F. Turbulent boundary layer characteristics of compliant surfaces / E.F. Blick, R.R.Walters // J. Aircraft. – 1968. –Vol. 5. – P. 11–16.

211. Braslow, A. L. A History of suction-type laminar-flow control with emphasis on flight research [Электронный ресурс] / A. L. Braslow. Режим доступа: [https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88792main\\_Laminar.pdf](https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88792main_Laminar.pdf)
212. Bushnell, D.M. Turbulent drag reduction of external flows / D.M. Bushnell // AIAA Paper 83-0227. – 1983.
213. Bushnell D.M. Viscous drag reduction in boundary layer / D.M. Bushnell, J.N. Hefner // Progress in Astronautics and Aeronautics. – 1990. – Vol. 123. – P. 3–50.
214. Celestina M.L. NASA environmentally responsible aviation high overall pressure ratio compressor research—pre-test CFD / M. L. Celestina, J. C. Fabian, S. Kulkarni // In: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference & exhibit, 2012.
215. Choi K.-S. European drag-reduction research – recent developments and current status / K.-S. Choi // Fluid Dyn. Res. – 2000. – Vol. 26, No. 5. – P. 325–335.
216. Ciepluch C.C. Results of NASA's energy efficient engine program / C.C. Ciepluch, D.Y. Davis, D.E. Gray // J. Propuls. AIAA. – 1987. – №3. – P. 560–568.
217. Ciornei, S. Mach number, relative thickness, sweep and lift coefficient of the wing: an empirical investigation of parameters and equations / S. Ciornei // Hamburg University of Applied Sciences, Hamburg, 2005.
218. Coustols, E., Savill A.M. Turbulent skin-friction drag reduction by active and passive means / E. Coustols, A.M. Savill // Pts 1 and 2: Paper Reprinted from AGARD Report 786. – 1992. – P. 8-1–8-80.
219. Covert, E.E. Thrust and drag: its prediction and verification / E.E. Covert, C.R. James, W.F. Kimzey, G.K. Richey, E.C. Rooney // Progress in astronautics and aeronautics—AIAA. –1985. – 98p.
220. Dale L. Burrows and Milton A. Schwartzberg. Experimental investigation of an NACA 64A010 airfoil section with 41 slots on each surface for control of

- laminar boundary layer / L. Dale, Burrows Schwartzberg, Milton A. Schwartzberg // NACA. – Technical Note 2644. –1952.
221. Dannenberg R. E. Section Characteristics of a 10.5 Percent thick airfoil with area suction as affected by chordwise distribution of Permeability. Ames Aeronautical Laboratory / R. E. Dannenberg, James A. Weiberg // NACA. – Technical Note 2847. – 1952.
222. Dirk, A. Conceptual design of a 3-shaft turbofan engine with reduced fuel consumption for 2025 / A. Dirk, N. Bitén, V. Zaccaria, I. Aslanidou, K.G. Kyprianidis // 9th International conference on applied energy—Elsevier Energy Procedia. – 2017. – V. 142. – P. 1728–1735.
223. Dirlik S.P., K.R.Kimmel, A.Sekelsky, and J.F. Slomski. Experimental evaluation of a 50 percent thick airfoil with blowing and suction boundary layer control / S.P. Dirlik, K.R. Kimmel, A. Sekelsky, J.F. Slomski // AIAA. – 1992.
224. 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
225. 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.
226. Dudley, D.W. The design, manufacture, and application of gears. New York: McGraw Hill. MOIME 2016 IOP Publishing IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 131 (2016) 012019 doi:10.1088/1757-899X/131/1/012019 9
227. European Commission. European Aeronautics: A Vision for 2020, Office for Official Publications of the European Communities, Luxembourg, 2001. ISBN 92-894-0559-7.

228. European Commission. Flightpath 2050: Europe's Vision for Aviation. Publications Office of the European Union, Luxembourg, 2011. ISBN:978-92-79-19724.
229. Fletcher P.P. Gas turbine performance / P.P. Fletcher , P. Walsh. – Bristol: Blackwell Science, 1998.
230. GE Global Research Ceramic Matrix Composites Improve Engine Efficiency. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.geglobalresearch.com/innovation/ceramic-matrix-composites-improve-engine-efficiency>. Accessed 20 May 2015
231. Genc M. S., Kaynak U., and Huseyin Yapici. Performance of transition model for predicting low Re aerofoil flows without/with single and simultaneous blowing and suction / M. S. Genc, U. Kaynak, Huseyin Yapici // European Journal of Mechanics B/Fluids. –2011. –№ 30. – P. 218-235.
232. Goold I. Rolls-Royce Advances Toward UltraFan [Электронный ресурс]/ I. Goold. – 2014. Режим доступа: <http://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2014-07-14/rolls-royce-advancetoward-ultrafan>.
233. Gorshkov, V.G. Turbulent boundary layer on a body of revolution under influence of eddy breakup devices results / V.G. Gorshkov, V.I. Kornilov// Intern. Conf. on the Methods of Aerophys. Research. – 2004. . – Proc. Pt. 1. Novosibirsk. – P. 112–117.
234. Graham, W.R. The potential of future aircraft technology for noise and pollutant emissions reduction / W.R. Graham, , C.A. Hall, V. M. Morales// Transport Policy. – 2014. – № 34. – P. 36–51.
235. Greitzer, E.M. N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies, Final Report / E.M. Greitzer et al. – 2011. – NASA/CR-2011-216794.
236. Guezennec, Y.G. Mechanisms leading to net drag reduction in manipulated turbulent boundary layers / Y.G. Guezennec, H.M. Nagib // AIAA J. – 1990. – Vol. 28, No. 2. – P. 245–252.

237. Haar, D. Engine Integration Based on Multi-Disciplinary Optimisation Technique / D. Haar, J. Brezillon // 11th ONERA-DLR Aerospace Symposium (ODAS). – 2011. – 8p.
238. Hefner, J.N. Turbulent boundary-layer relaxation with application to skin-friction drag reduction / J.N. Hefner, D.M. Bushnell // AIAA J. – 1984. – Vol. 22, No 7.
239. Ho, Ch.-M. MEMS and its application for flow control // Transactions of the ASME / Ch.-M. Ho, Yu-Ch. Tai // J. Fluids Engineering. – 1996. – Vol. 118 – P. 437–447.
240. Ho, Ch.-M. MEMS: Science and Technology/ Ch.-M. Ho, Yu-Ch. Tai // ASME FED: Application of Microfabrication to Fluid Mechanics. – 1994. – Vol. 197. – P. 39–48.
241. Ho, Ch.-M. Micro-Electro-Mechanical Systems (MEMS) and fluid flows / Ch.-M. Ho, Yu-Ch. Tai // Annu. Rev. Fluid Mech. – 1998. – No. 30. – P. 579–612.
242. Homaifar, A. System optimization of turbofan engines using genetic algorithms / A. Homaifar, H.Y. Lai, E. McCormick // Appl Math Model. – 1994. – № 18. – P. 72–83.
243. Huang, L. Numerical Study of Blowing and Suction Control Mechanism on NACA0012 Airfoil / L. Huang, P. G. Huang, R. P. LeBeau // Journal of Aircraft. – 2004. – 41(5).
244. Hwang, D.P. Skin-friction reduction by a micro-blowing technique / D.P. Hwang // AIAA J. – 1998. – Vol. 36, No. 3. – P. 480–481.
245. Jinjing, S. Control of Corner Separation to Enhance Stability in a Linear Compressor Cascade by Boundary Layer Suction / S. Jinjing, L. Yangwei, L. Lipeng, W. Qiuhui // Procedia Engineering. – 2014. – № 80. – P. 380-391.
246. John A. Zalovcik Flight investigation of boundary layer control by suction slots on an NACA 35-215 low drag airfoil at high Reynolds number / J. A. Zalovcik, J. W. Wetmore, A. E. von Doenho // NACA. – 1944. – Report 4B29.

247. Kornilov V.I. Characteristics of axisymmetric turbulent boundary layer controlled by ring manipulators / V.I. Kornilov // Proc. Intern. Conf. on Boundary and Interior Layers, Toulouse. – 2004. – P. 187–192.
248. Kulkarni, R. Understanding boundary layer suction and its effect on wings - A review [Электронный ресурс] / R. Kulkarni, B. Rohit, V. Lokanatha, C. Lokesh. Режим доступа: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/376/1/012030/pdf>
249. Kurzke, J. Gasturb 12—Design and off-design performance of gas turbine engines [Электронный ресурс] / J. Kurzke // Institute of Jet Propulsion and Turbomachinery, Aachen. Режим доступа: <http://www.gasturb.de/Gtb12Manual/GasTurb12.pdf>. Accessed 15 Jun. 2015
250. Kurzke J. Achieving maximum thermal efficiency with the simple gas turbine cycle [Электронный ресурс] / J. Kurzke // MTU Aero Engines, München. Режим доступа: [http://mtu-rzeszow.com/en/technologies/engineering\\_news/development/Kurzke\\_Achieving\\_maximum\\_thermal\\_efficiency\\_en.pdf](http://mtu-rzeszow.com/en/technologies/engineering_news/development/Kurzke_Achieving_maximum_thermal_efficiency_en.pdf). Accessed 15 Mar. 2013
251. Kurzke, J. Fundamental differences between conventional and geared turbofans / J. Kurzke // Proceedings of the ASME turbo expo: power for land, sea and air, 2009.
252. Kurzke J. How to create a performance model of a gas turbine from a limited amount of information / J. Kurzke // ASME, Reno-Tahoe, Nevada, 2005.
253. Lan C. Airplane aerodynamics and performance / C. Lan, J. Roskam. - DARcorporation; Revised edition, 2016. – 742p.
254. Lee, J. J. Historical and future trends in aircraft performance, cost, and emissions / J. J. Lee, S. P. Lukachko, I. A. Waitz, A. Schafer. Режим доступа: <http://web.mit.edu/aeroastro/sites/waitz/publications/Ann.Rev.reprint.pdf>
255. Leeham Co EU. GE engines faces challenge from PW, RR GTF technology. Режим доступа: <http://leehamnews.com/2014/04/07/ge-engines-faces-challenge-from-pw-rr-gtf-technology/>.

256. Leeham Co EU. Rolls-Royce plans for new single-aisle, twin-aisle airplane engines. Режим доступа: <https://leehamnews.com/2014/03/10/rolls-royce-plans-for-new-single-aisle-twin-aisle-airplane-engines/>
257. Lemay J. More detailed measurements behind turbulence manipulators including balance / J. Lemay, D. Provencal, R. Gourdean et al // AIAA. - 1985. - Paper 85-0521.
258. Liersch, C.M. A Unated Approach for Multidisciplinary Preliminary Aircraft Design / C.M. Liersch, M. Hepperle // CEAS European Air and Space Conference, Manchester, United Kingdom, 2009.
259. Lofdahl L. MEMS applications in turbulence and flow control / L. Lofdahl, M. Gad-el-Hak // Progress in Aerospace Sci. – 1999. – Vol. 35. – P. 101–203.
260. Long P.Y. NASA/Langley using varied approach to develop subsonic high-lift devices / Long P.Y.// Aviation Week and Space Technology. – 1992. – № 49. – P.49.
261. Martin, K.C. NASA environmentally responsible aviation / K.C. Martin // Oral Presentation at the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Режим доступа: [https://www.aiaa.org/uploaded\\_files/About-AIAA/Press-Room/Key\\_Speeches-Reports-and-Presentations/2012/MartinLockheed-AVC-AIAA-GEPC2.pdf](https://www.aiaa.org/uploaded_files/About-AIAA/Press-Room/Key_Speeches-Reports-and-Presentations/2012/MartinLockheed-AVC-AIAA-GEPC2.pdf)
262. Mason, W.H. Configurations aerodynamics: transonic aerodynamics of airfoils and wings / W.H. Mason // Virginia Tech. Blacksburg, 2006. Режим доступа: [http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason\\_f/ConfigAero.html](http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/ConfigAero.html).
263. Mathioudaki, A. Turbofan performance deterioration tracking using nonlinear models and optimization techniques / A. Mathioudaki, P. Kamboukos, A. Stamatis // J Turbomach ASME. – 2002. – № 124. – P. 580–587. <https://doi.org/10.1115/1.1512678>
264. Mattingly, J. Aircraft engine design / J. Mattingly, H. Heiser, T. Pratt. – Washington: AIAA, DC. – 2002. – 687p.



265. Mattingly J.D. Elements of propulsion: gas turbines and rockets / J.D. Mattingly. 6-x edition. – 2013. – 1025p.
266. Mcintire, W.L. Engine and airplane – will it be a happy marriage? / W.L. Mcintire, P.E.Beam // Proceedings of the annual conference of the society of aeronautical engineers, Atlanta. – 1972. – №910. –13p.
267. Messing R. Investigation of suction for laminar ow control of threedimensional boundary layers / R. Messing, M. J. Kloker // Fluid Mech. – 2010. - Volume 658. P. 117-147.
268. Model CF6-80E1 Engine overview. GE AVIATION Publishing Web. Режим доступа: <http://www.geaviation.com/commercial/engines/cf6/>
269. Norris, G. Rolls-Royce Details Advance and UltraFan Test Plan. Режим доступа: [http://aviationweek.com/commercial-aviation/rolls-royce-details-advance-and-ultrafan-testplan?NL=AW-05&Issue=AW-05\\_20140825\\_AW05\\_683&YM\\_RID=%27email%27&YM\\_MID=%27mmid%27&sfvc4enews=42&cl=article\\_1](http://aviationweek.com/commercial-aviation/rolls-royce-details-advance-and-ultrafan-testplan?NL=AW-05&Issue=AW-05_20140825_AW05_683&YM_RID=%27email%27&YM_MID=%27mmid%27&sfvc4enews=42&cl=article_1). Last accessed 9th May 2015.
270. Nguyen, V.D. Turbulent boundary layer over a ribletted surface with tandem manipulators using surface drag balances / V. D. Nguyen, J. Dickinson, Y. Jean, Y. Chalifour, A. Smaili, A. Pagé, F. Paquet // 1st Canadian Symp. on Aerodynamics, Ottawa. - 1989. - P. 159-172.
271. Norris G. A Reversed, Tilted Future for Pratt’s Geared Turbofan? / G. Norris, G. Warwick. Режим доступа: <http://aviationweek.com/technology/reversed-tilted-future-pratt-sgeared-turbofan>.
272. Parker, R. Green Aeroengines: Aero-engine technology to reduce the impact of aviation on the environment / R. Parker // Unpublished presentation at: Green Aviation, January 6, 2011, Imperial College, London, United Kingdom. Режим доступа: <https://workspace.imperial.ac.uk/greenaviation/Public/speakerspresentations/Parker.pdf>

273. Plesniak, M.W. Net drag reduction in turbulent boundary layers resulting from optimized manipulation / M.W. Plesniak, H.M. Nagib // AIAA Paper 85-0518, 1985.
274. Poppleton, E. D. Boundary-layer Control for High Lift by Suction at the Leading-edge of a 40 deg Swept-back Wing / E. D. Poppleton // Aeronautical Research Council Reports and Media, Reports and Memoranda No. 2897, 1951.
275. Pratt & Whitney. PurePower Engine Family Specs Chart.[Электронный ресурс]. Режим доступа: [https://www.pw.utc.com/Content/PurePowerPW1000G\\_Engine/pdf/B-1-1\\_PurePowerEngineFamily\\_SpecsChart.pdf](https://www.pw.utc.com/Content/PurePowerPW1000G_Engine/pdf/B-1-1_PurePowerEngineFamily_SpecsChart.pdf). Last accessed 9th May 2015
276. Robinson M. Aspects of aero-engine nacell drag / M.Robinson, D.G. Mac Manus, Ch. Sheaf// Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G/ Journal of Aerospace Engineering. - 2018. - 24p.
277. Robinson M. Aspects of aero-engine nacell drag / M.Robinson, D.G. Mac Manus, Ch. Sheaf// Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G/ Journal of Aerospace Engineering. - 2018. - 24p.
278. Rossow, C.-C. Investigation of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration / C.-C. Rossow, J.-L. Godard, H. Hoheisel //AIAA Journal of Aircraft. – 1994. - Vol. 31, No. 5. - P. 1022-1030.
279. Saeed, T.I. Boundary-Layer Suction System Design for Laminar-Flying-Wing Aircraft / T.I. Saeed, W.R. Graham, C.A. Hall // Journal of Aircraft. – 2011. - 48(4). - P. 1368-1379.
280. Sahlin, A. Direct drag measurement for a flat plate with passive boundary layer manipulators / A. Sahlin, P.H. Alfredsson, A.V. Johansson // J. Phys. Fluids. – 1986. – Vol. 29, No.696.
281. Schmitt, V. Reduction de la trainee de l'avion de transport subsonique. Tendances et perspectives actuelles / V. Schmitt // Aeronautique et Astronautique. – 1988. – No. 29. – P. 4–18.

282. Schwarz F. Flight tests and wind tunnel measurements on airfoils with boundary layer suction for increasing maximum lift [Электронный ресурс]/ F. Schwarz, W. Wuest // Aerodynamische Versuchsanstalt Gottingen. Режим доступа <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1964-564>.
283. Shapiro J. Green Technology: Jets Gear up to fly Greener [Электронный ресурс]/ Режим доступа <https://www.machinedesign.com/news/green-technology-jets-gear-fly-greener>.
284. 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
285. 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 [Text]/ 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
286. Tereshchenko, Yu. M. Investigation of interference influence of blade rows on losses in axial compressor stage [Text]/ Yu. M. Tereshchenko, K.V. Doroshenko, Yu.Yu. Tereshchenko, P.V. Gumenyuk // Proceedings of the National Aviation University. – 2018. – N1(74). – P. 84–90
287. 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 technologies : 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.
288. 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. – P. 1.5.23–1.5.26.
289. 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
290. Tereshchenko, Yu. Working process of bypass gas turbine engines with turbo-fan additional unit / Yu. M. Tereshchenko, E. V. Doroshenko, Yu. Yu. Tereshchenko // Problems of chemmotology. Monograph. – 2017. – С. 336-340.
291. 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. – P. 1.5.1–1.5.6.
292. The Flying Engineer. Pratt and Whitney PW1100G Geared Turbofan Engine [Електронний ресурс] / Режим доступу: <http://theflyingengineer.com/flightdeck/pw1100g-gtf/>. Last accessed 9th May 2015.
293. Trapp, L. G. Evaluation of nacelle drag using Computational Fluid Dynamics /L. G. Trapp, H. G. Argentieri // J. Aerosp. Technol. Manag. – 2010. – Vol.2, No.2. – P. 145-154.
294. Trip, R. Boundary layer modification by means of wall suction and the effect on the wake behind a rectangular forebody / R. Trip, J. H. M. Fransson // Physics of Fluids. – 2014. – № 26. – P. 125105. doi/10.1063/1.4904376
295. Tutty, O. R. Numerical Optimization of the Suction Distribution for Laminar Flow Control / O. R. Tutty, P. Hackenberg, P. A. Nelson // AIAA Journal. – 1999. – № 38(20). – P.370-372.

296. Uysal, S.C. A thermodynamic model to quantify the impact of cooling improvements on gas turbine efficiency / S.C. Uysal, E. Liese, A.C. Nix, J. Black // *Turbomach ASME*. – 2017. – № 140 (3). – P. 031007-1–031007-11. <https://doi.org/10.1115/1.4038614>
297. Wark, C.E. Effect of plate manipulators on coherent structures in a turbulent boundary layer / C.E. Wark, A.M. Naguib, H.M. Nagib // *AIAA J.* – 1990. – Vol. 28, No. 11. – P. 1877–1884.
298. Wal H.J.B. Design of a Wing with Boundary Layer Suction [Электронный ресурс] / H.J.B. Wal. Режим доступа: <http://www.homepages.ed.ac.uk/shs/Climatechange/Flettner%20ship/Van%20de%20wal%20suctionThesis.pdf>
299. Whurr, J. Future Civil Aeroengine Architectures & Technologies [Электронный ресурс]/ J. Whurr // Unpublished presentation at: The 10th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics ETC 10, April 15, 2013, Lappeenranta University of Technology, Finland. Режим доступа: <http://www.etc10.eu/mat/Whurr.pdf>
300. Winter, M. A View into the Next Generation of Commercial Aviation [Электронный ресурс] / M. Winter // Режим доступа: [https://www.aiaa.org/uploadedFiles/Events/Other/Corporate/2013\\_-\\_Aerospace\\_Todayand\\_Tomorrow/Winter.pdf](https://www.aiaa.org/uploadedFiles/Events/Other/Corporate/2013_-_Aerospace_Todayand_Tomorrow/Winter.pdf).
301. Wall, R. Rolls-Royce Unveils Engine for Future Boeing, Airbus Planes [Электронный ресурс] / R. Wall. // Режим доступа: <http://www.bloomberg.com/news/articles/2014-02-26/rolls-royce-unveils-new-engine-forfuture-boeing-airbus-jets>
302. Werner-Westphal, C. Multidisciplinary Integrated Preliminary Design Applied to Unconventional Aircraft Configuration / C. Werner-Westphal, W. Heinze, P.Horst // *AIAA Journal of Aircraft*. – 2008. – Vol.45, No.2. – P.581-590.
303. 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/ 2<sup>nd</sup> European Conference on Innovations in Technical and Natural Science, May 12, 2014: abstracts. – Vienna (Austria), 2014. – P.41-46.

304. Yayun, S. Numerical analysis and optimization of boundary layer suction on airfoils / S. Yayun, Bai Junqiang, Hua Jun, Yang Tihao // Chinese Journal of Aeronautics. – 2015. № 28(2). – P. 357-367.
305. Youse, K. Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil / K. Youse, Reza Saleh, Peyman Zahedi // Journal of Mechanical Science and Technology. – 2014. – № 28(4). – P.1297-1310.
306. Youse, K. Three-dimensional suction flow control and suction jet length optimization of NACA 0012 wing / K. Youse, Reza Saleh // Meccanica. – 2015. – №50. – P.1481-1494.
307. Youse, K. Numerical Investigation of Suction and Length of Suction Jet on Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil / K. Youse, S. Reza Saleh, Peyman Zahedi // International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing. – 2013. – № 1(2).
308. Yufei Zh. Drag prediction method of powered-on civil aircraft based on thrust drag bookkeeping / Zh. Yufei, Ch. Haixin , F. Song , Zh. Miao , Zh. Meihong // Chinese Journal of Aeronautics. – 2015. - № 28(4). – P.1023–1033.

ЗАТВЕРДЖУЮ

Головний конструктор  
ДП «Антіонов»

В. П. Ішук

» 08 2019 р.



### АКТ

щодо реалізації результатів дисертаційної роботи  
Терещенка Юрія Юрійовича «Концепція інтеграції силової установки з  
турбовентиляторною приставкою і літального апарату»

Результати дисертаційної роботи «Концепція інтеграції силової установки з турбовентиляторною приставкою і літального апарату» мають науково-практичне значення та плануються для використання під час вирішення задач інтеграції перспективної авіаційної силової установки та літального апарату.

Начальник відділу  
силових установок



В. Ю. Усенко

Затверджую

Директор ДП «Івченко-Прогрес»,

Генеральний конструктор



І.Ф. Кравченко

« 7 » вересня 2019р.

### АКТ

**Щодо реалізації результатів дисертаційної роботи  
Терещенко Юрія Юрійовича на тему «Концепція інтеграції силової  
установки з турбовентиляторною приставкою і літального апарату»**

Результати дисертаційної роботи Терещенко Юрія Юрійовича на тему « Концепція інтеграції силової установки з турбовентиляторною приставкою і літального апарату» мають науково та практичне значення для вітчизняного сучасного авіаційного двигунобудування.

Результати дисертаційної роботи можуть бути використані при розробці перспективних авіаційних силових установок модульної конструкції зі застосуванням універсального базового газогенератора, а також для вирішення задач інтеграції багатоконтурного газотурбінного двигуна та мотогандоли силової установки літального апарату.

Заступник головного конструктора

О.В. Шереметьєв

Керівник бригади

О.В. Єланський



“ПОГОДЖЕНО”  
Проректор з навчальної роботи  
  
А.Г. Гудманян  
2019 р.

“ЗАТВЕРДЖУЮ”  
Проректор з наукової роботи  
В.П. Харченко  
М.П. «»  
2019 р.

### АКТ

про впровадження результатів дисертаційної роботи у навчально-виховний процес  
Національного авіаційного університету

Результати дисертаційної роботи Терещенка Юрія Юрійовича на тему «Концепція інтеграції  
силової установки з турбовентиляторною приставкою і літального апарату»

Комісія у складі :

Голова комісії	Сидоренко Олександр Юрійович	заступник декана к.т.н., доц.
Заст. голови	Захарченко Віктор Панасович	к.т.н., доц., завідувач кафедри АЕМ
Секретар	Тісов Олександр Вікторович	к.т.н., доц., доцент кафедри машинознавства
Члени :	Жданов Олександр Іванович	с.н.с. кафедри АДІБП
	Козлов Володимир Вікторович	к.т.н., доц., професор кафедри АД
	Гончаренко Андрій Вікторович	д.т.н., проф., професор кафедри ЗЛПАТ
	Бороzeneць Григорій Михайлович	к.т.н., доц., доцент кафедри машинознавства
	Бадах Валерій Миколайович	к.т.н., с.н.с., завідувач кафедри ГТС

яка діє на підставі розпорядження декана Аерокосмічного факультету Національного авіаційного університету від «29» серпня 2019 р. № 82, засвідчує, що результати дисертаційної роботи Терещенка Юрія Юрійовича на тему «Концепція інтеграції силової установки з турбовентиляторною приставкою і літального апарату» впроваджені у навчальний процес кафедри авіаційних двигунів:

- шляхом використання у курсах лекцій з дисципліни «Теорія теплових двигунів» підготовки фахівців освітнього ступеня «Бакалавр» спеціальності 272 «Авіаційний транспорт» спеціалізації «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів» та «Технології робіт та технологічне обладнання аеропортів»;
- шляхом використання у курсах лекцій з дисциплін «Аеротермогазодинаміка авіаційних та ракетних двигунів», «Фізичне та математичне моделювання процесів в газотурбінних двигунах і енергетичних установках» підготовки здобувачів вищої освіти ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» спеціалізації «Двигуни та енергетичні установки літальних апаратів»;
- впроваджено у дипломних роботах підготовки фахівців освітнього ступеня «Магістр» спеціальності 272 «Авіаційний транспорт» спеціалізації «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»;
- представлено у монографії «Аеродинаміка компресорів газотурбінних двигателів с газодинамічним управлінням теченням» авторів Терещенко Ю.М., Богуслав В.О., Дорошенко К.В., Кравченко І.Ф., Ластівка І.О., Мітрахович М.М., Терещенко Ю.Ю.

Голова комісії



О.Ю. Сидоренко

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

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

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. (науково-метричний)
3. Терещенко Ю.Ю. Аеротермогазодинамічна інтеграція багатоконтурного газотурбінного двигуна і мотогондолі авіаційної силової установки. – К.: НАУ, 2019. – 116с.
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). –

P. 335–352, doi: [10.18372/2310-5461.31.10804](https://doi.org/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 Journal 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 Journal of Enterprise Technologies. – 2017. – №5/7(89). – С. 53-58. doi: 10.15587/1729-4061.2017.109556 (SCOPUS)

9. 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](https://doi.org/10.18372/2310-5461.34.11618) (наукометричний).

10. 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.

11. 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.

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

13. 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).

14. 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](https://doi.org/10.18372/2310-5461.35.11843) (наукометричний).

15. 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)

16. 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

17. Терещенко Ю.М. Исследование течения в компрессорных решетках с активным управлением 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.

18. 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)

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

20. 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.

21. Терещенко Ю.М. Комплексне газодинамічне управління течією в ступені осьового компресора 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

22. 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.

23. 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).

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

24. 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.

25. 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.

26. 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/ 2<sup>nd</sup> European Conference on Innovations in Technical and Natural Science, May 12, 2014: abstracts. – Vienna (Austria), 2014. – P.41-46.

27. 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. – P. 1.5.23–1.5.26.

28. 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 28-29 квітня 2015р. с. 20.38-20.41.

29. 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

30. 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. – P. 1.5.1–1.5.6.

31. Ластівка І.О. Числове моделювання режиму запирання течії у дворядній 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

32. 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

33. 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 2017р. с. 36.

34. 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 technologies : 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.

35. Терещенко Ю.Ю. Вплив управління примежовим шаром на аеродинамічний опір мотогондолои 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.

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

36. 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).

37. 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.

38. Греков П.І., Терещенко Ю.М., Кулик М.С., МітраховичМ.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. – № №и 201305747; Заявл. 07.05.2013; Опубл. 11.11.2013, Бюл. №21. – 13с.