

І. І. ЮДІН

Національний авіаційний університет «НАУ», Київ, Україна

АНАЛІЗ РОЗПОДІЛУ ТЕМПЕРАТУР У КІЛЬЦЕВІЙ КАМЕРІ ЗМІШУВАННЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Об'єктом дослідження є камера змішування турбореактивного двигуна. Предметом дослідження термогазодинамічні процеси в камері змішування турбореактивного двигуна перед турбіною турбовентиляторної приставки. Такі конструкції двигунів, відомі як двоконтурні двигуни з заднім розташуванням турбовентиляторної приставки, створені на основі базових газогенераторів одноконтурних ТРД. Основним недоліком конструктивно-компоновочної схеми ТРДД з заднім розташуванням є значна температурна нерівномірність потоку в каналі турбовентиляторної приставки: внутрішня - турбінна частина робочого колеса омивається гарячим газом за турбіною з температурою $T = 800 - 900 \text{ K}$; зовнішня частина приставки, яка працює як вентилятор другого контура, омивається повітряним потоком з параметрами атмосферного повітря. Це призводить до високого рівня температурних напруг у робочих лопатках колеса. Основна особливість робочого процесу ТРДД порівняно з робочим процесом ТРДД полягає в тому, що для створення потужності в ТРДД турбіною турбовентилятора використовується енергія газового потоку, який виходить з камери змішування потоків першого і другого контурів. У камері змішування відбувається обмін енергією між повітрям другого контура газогенератора та газовим потоком за турбіною газогенератора. Ціллю є завдання розрахункового дослідження камери змішування, з метою аналізу розподілу температури на виході із камери змішування. Для досягнення цілі були вирішені задачі: розрахувати камеру змішування. Знайдено оптимальні параметри змішування від параметрів камери змішування. Для дослідження течії у камері змішування обрано аналітичний метод та метод чисельного експерименту. В результаті при дослідженні розподілу температур на виході із камери змішування отримано розподіл температур. Знайдено оптимальні параметри температури у камері змішування в залежності від ступеню двоконтурності. Практичне значення - отримані результати можна використовувати при конструюванні камер змішування у форсажних турбореактивних двигунах та у триконтурних турбореактивних двигунах.

Ключові слова: камера змішування; термогазодинамічні процеси; турбовентиляторна приставка; температурна нерівномірність; аналітичний метод; чисельний експеримент.

Вступ

У світі технічних досягнень і постійного прагнення інновацій, галузь двигунобудування відіграє найважливішу роль, визначаючи ефективність, стійкість та екологічну прийнятність транспортних засобів. Сьогодні, в еру інтенсивного розвитку технологій, людство зустрілось з низкою фундаментальних змін у світовому двигунобудуванні, які не лише переосмислюють традиційні уявлення про енергетику, а й ставлять перед галуззю нові виклики та перспективи.

Останні роки відзначаються активними дослідженнями в галузі розвитку триконтурних газотурбінних реактивних двигунів, які є еволюційним кроком у напрямку підвищення ефективності та універсальності цих систем [1].

Триконтурні газотурбінні реактивні двигуни відрізняються від традиційних двоконтурних конструкцій тим, що вони включають третій контур, який забезпечує додаткові функціональні можливості та підвищує ефективність системи [2].

Застосування турбовентиляторної приставки дозволяє вирішити дві основні задачі, що стоять під час створення газотурбінних двигунів.

По-перше, з найменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства газотурбінних двигунів на основі одного базового газогенератора. Наприклад, фірмою Дженерал-Електрик на базі газогенератора серійного турбореактивного двигуна J-79 був створений ТРДД з турбовентиляторною приставкою CJ805-21.

По-друге, суттєво підвищити економічність авіаційної силової установки з ГТД на дозвукових швидкостях польоту. Поліпшення економічності пояснюється збільшенням тяги двигуна при практично незмінній витраті палива в контурі газогенератора.

Аналіз попередніх досліджень

З точки зору аеродинамічної інтеграції силової установки та літального апарату ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки (штовхаючий турбовентилятор) дозволяє найбільш повно

реалізувати аеродинамічні характеристики крила і покращити акустичні характеристики силової установки. Інтенсивність шуму у стартових умовах знижується в середньому на 8-10 дБ [3].

Основний недолік конструктивно-компонувальної схеми ТРДД із турбовентиляторною приставкою полягає у суттєвій температурній нерівномірності потоку в каналі турбовентиляторної приставки: внутрішня - турбінна частина робочого колеса обтикається гарячим газом за турбіною з температурою $T_t^* = 800 - 900\text{K}$; зовнішня частина приставки, яка працює як вентилятор другого контуру, омивається повітряним потоком з параметрами атмосферного повітря. Це призводить до високого рівня температурної напруги в робочих лопатках колеса.

Камера змішування є ключовою для ефективного охолодження стінок турбін. Можливі покращення включають удосконалення геометрії камери для оптимального розподілу охолоджуючого середовища та використання продуктивних матеріалів з високим ступенем тепловідведення. Такі заходи допоможуть забезпечити ефективне охолодження та збільшити тривалість служби турбін двигунів з турбовентиляторною приставкою [4].

Також одним із пріоритетів дослідження камер змішування в цілому є розробка технологій низькоемісійного згоряння. Наприклад, використання збіднених попередньо змішаних паливно-повітряних сумішей може значно зменшити викиди оксидів азоту (NO_x), але це пов'язано з викликами стабілізації полум'я і керуванням нестійкими явищами [4].

Вивчення термоакустичних явищ у кільцевих камерах змішування важливе для розуміння та управління взаємодією акустичних коливань та вихідних газів. Аналіз спектру власних частот та врахування різних граничних умов дозволяє покращити конструкцію камери та зменшити ризик пошкоджень внаслідок високих амплітуд коливань [5].

Сучасні дослідження в області аеродинаміки циліндричних камер змішування орієнтовані на зменшення викидів. Вони включають в себе використання комп'ютерного моделювання та експериментальних методів для аналізу та оптимізації геометрії камери, вивчення впливу турбулентності на процес змішування, розробку нових методів керування потоком повітря та димових газів, а також дослідження взаємодії аеродинамічних та термічних процесів. Ці дослідження спрямовані на створення більш ефективних та екологічно чистих систем для різноманітних типів двигунів [5].

Оптимізація камер змішування включає в себе використання чисельного моделювання для аналізу та прогнозування поведінки потоків повітря та димових газів. Це дозволяє проводити детальні дослідження впливу різних параметрів, таких як форма та

розміри камери, конфігурація випускних та впускних отворів [5]. Це дозволяє інженерам оптимізувати дизайн камери змішування для досягнення найкращих результатів щодо ефективності, викидів та тривалості служби.

Постановка задачі

У цій роботі ставиться завдання розрахункового дослідження температури в кільцевій камері змішування ГТД.

Методика проведення досліджень

Для аналізу течії в дифузорі був використаний чисельний експеримент та аналітичний розрахунок. Чисельний експеримент включав такі етапи: побудова геометричної моделі, формування розрахункової сітки, встановлення початкових та граничних умов, чисельне розв'язання задачі, візуалізація результатів та їх аналіз. Для цього була використана дрібна неструктурована розрахункова сітка. Розв'язання турбулентного потоку газу в дифузорі здійснювалось за допомогою чисельного розв'язання середніх рівнянь Нав'є-Стокса, використовуючи модель турбулентної в'язкості Reynolds stress [6].

Рішення задачі та аналіз результатів

Для дослідження характеру течії у дифузорному каналі було змодельовано кільцевий канал (камера змішування), котрий мав наступні розміри: довжину $L=1300$ мм. Зовнішній діаметр $D=1107$ мм, внутрішній діаметр $d=492$ мм (рис. 1). Дослідження порівнювалось з дифузором з аналітичними розрахунками.

Для аналітичного розрахунку було обрано наступні вхідні вимоги:

$$H=0, M=0, T_t^* = 1400 \text{ K}, 1500 \text{ K},$$

$$1600 \text{ K}, 1700 \text{ K}. \eta_T = \eta_p = 0,9;$$

$$\eta_c = \eta_k = 0,9; \bar{m}=1,04; \eta_{II} = 0,9,$$

де, H – висота польоту,

T_t^* – температура газу на виході з камери горіння,

$\bar{m}$ – коефіцієнт відмінності фізичних властивостей повітря та газу,

$\eta_T, \eta_p, \eta_c, \eta_k, \eta_{II}$ – коефіцієнти корисної дії.

Параметр процесу стиснення знаходився за формулою [6]:

$$e_k^* = \sqrt{\bar{m} \cdot \Delta \cdot \eta_c \cdot \eta_p}$$

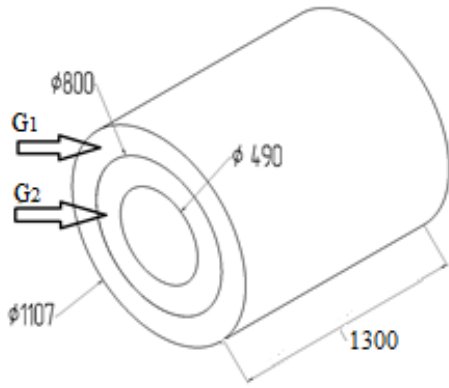


Рис. 1. Схема камери змішування

Розрахунок проводився для температури газу на вході в камеру змішування

$$T_{\Gamma}^* = 756 \text{ K}, 850 \text{ K}, 935 \text{ K}, 1015 \text{ K}.$$

Температура другого контуру була прийнята

$T_{\text{вл}}^* = 306,5 \text{ K}, 333 \text{ K}, 354,7 \text{ K}, 373,7 \text{ K}$. Тиск було знайдено за формулою [3]:

$$p_T^* = p_H^* \cdot \pi_k^* \cdot \left(\frac{1}{e_T}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

Було встановлено умову рівності тисків на Рис. 1.

Оптимальний ступінь двуконтрності згідно [3]:

$$m_{\text{opt}} = \frac{\bar{m} \cdot \Delta \cdot \eta_T \cdot \eta_{\Pi} \cdot (1 - \frac{e_{\text{влII}}}{e_k}) \cdot (e_k - 1) \cdot \frac{\eta_{\Pi}}{\eta_K}}{(e_{\text{влII}} - 1)}$$

Температура на виході з вентилятору знаходилась по формулі:

$$T_{\text{вл}}^* = T_H^* \cdot e_{\text{вл}}$$

Параметр процесу розширення турбіною згідно [3]:

$$e_T = \left(1 - \frac{m \cdot (e_{\text{вл}} - 1)}{\bar{m} \cdot \Delta \cdot \eta_T \cdot \eta_{\Pi}} + \frac{e_k - 1}{\bar{m} \cdot \Delta \cdot \eta_T \cdot \eta_K} \right)^{-1}$$

Температура на виході з турбіни знаходилась за формулою:

$$T_T^* = T_{\Gamma}^* \cdot \frac{1}{e_T}$$

Температура змішування знаходилась за формулою [3]:

$$T_{\text{см}}^* = \frac{T_{\Gamma}^* + m \cdot T_{\text{влII}}^*}{1 + m}$$

В результаті було отримано наступні залежності: ступінь підвищення тиску відносно оптимального коефіцієнту двуконтрності (рис. 2), температура на виході з вентилятору відносно оптимального коефіцієнту двуконтрності (рис. 3), температура змішування відносно оптимального коефіцієнту двуконтрності (рис. 4).

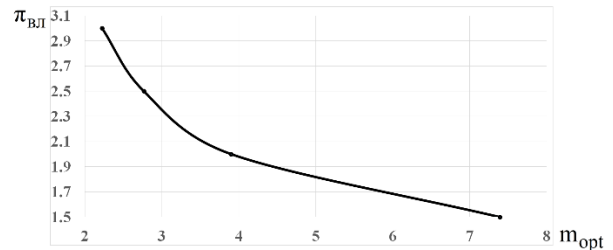


Рис. 2. Ступінь підвищення тиску відносно оптимального коефіцієнту двуконтрності

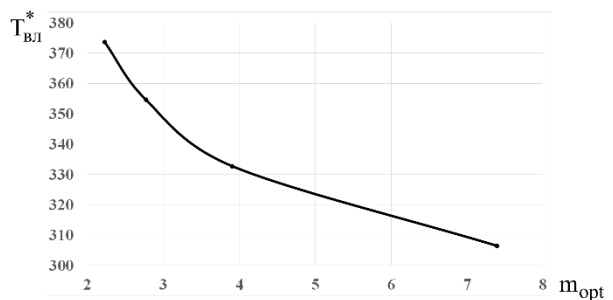


Рис. 3. Температура на виході з вентилятору відносно оптимального коефіцієнту двуконтрності

виході з другого контуру, на виході з першого контуру, та на вході в турбіну. Отже було задано наступний тиск:

$$p_T^* = 151987.50 \text{ Па}; 202650.00 \text{ Па}; 253312.50 \text{ Па}; 303975.00 \text{ Па}.$$

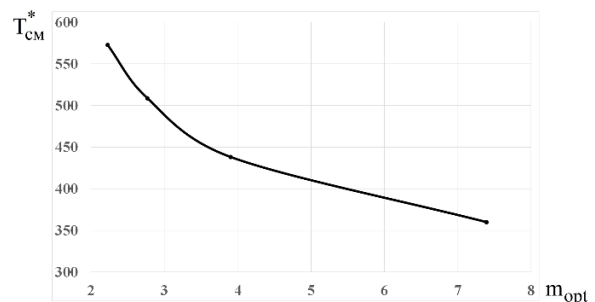


Рис. 4. Температура змішування відносно оптимального коефіцієнту двуконтрності

Для проведення дослідів була побудована розрахункова сітка для кільцевого каналу. Розрахунок проводилось при рейнольдсовій розрахунковій моделі.

В якості робочих тіл використовувалось повітря та димові гази.

На рис 5. Зображені поля температур для кільцевого каналу на відстані від входу 5 мм, 325 мм, 650 мм, 975 мм, і на виході (1300 мм) з параметрами на вході $T_{\Gamma}^* = 756$ К, $T_{\text{вл}}^* = 306,5$ К та $p_{\Gamma}^* = 151987.50$ Па.

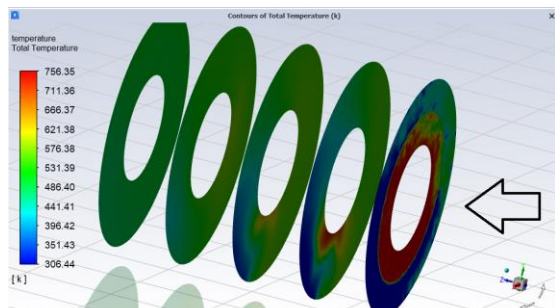


Рис. 5. Розподіл температур вздовж камери змішування з температурою на вході

$$T_{\Gamma}^* = 756 \text{ К. } T_{\text{вл}}^* = 306,5 \text{ К}$$

На рис 6. Зображені поля температур для кільцевого каналу на відстані від входу 5 мм, 325 мм, 650 мм, 975 мм, і на виході (1300 мм) з параметрами на вході $T_{\Gamma}^* = 850$ К, $T_{\text{вл}}^* = 333$ К та $p_{\Gamma}^* = 202650.00$ Па

На рис 7. Зображені поля температур для кільцевого каналу на відстані від входу 5 мм, 325 мм, 650 мм, 975 мм, і на виході (1300 мм) з параметрами на вході $T_{\Gamma}^* = 935$ К, $T_{\text{вл}}^* = 354,7$ К. та $p_{\Gamma}^* = 253312.50$ Па

На рис 8. Зображені поля температур для кільцевого каналу на відстані від входу 5 мм, 325 мм, 650 мм, 975 мм, і на виході (1300 мм) з параметрами на вході $T_{\Gamma}^* = 1015$ К, $T_{\text{вл}}^* = 373,7$ К. та $p_{\Gamma}^* = 303975.00$ Па.

Висновки

З моделювання видно як у кільцевому каналі відбувається неоднорідний розподіл температури вздовж каналу.

В результаті аналітичного розрахунку та моделювання отримано, що при збільшенні температури та росту тиску змішування потоків проходить більш ефективно. Тобто при більших вхідних параметрах маємо меншу довжину камери змішування.

Конфлікт інтересів

Автор заявляє, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

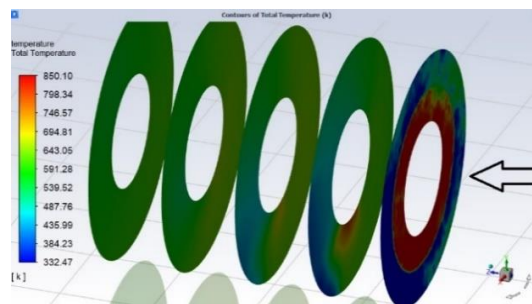


Рис. 6. Розподіл температур вздовж камери змішування з температурою на вході

$$T_{\Gamma}^* = 850 \text{ К. } T_{\text{вл}}^* = 333 \text{ К}$$

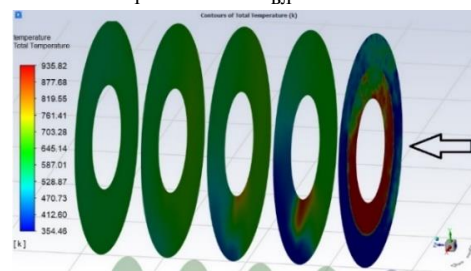


Рис. 7. Розподіл температур вздовж камери змішування з температурою на вході

$$T_{\Gamma}^* = 935 \text{ К. } T_{\text{вл}}^* = 354,7 \text{ К}$$

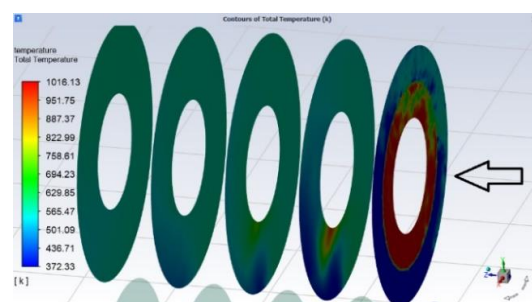


Рис. 8. Розподіл температур вздовж камери змішування з температурою на вході

$$T_{\Gamma}^* = 1015 \text{ К. } T_{\text{вл}}^* = 373,7 \text{ К}$$

Наявність даних

Рукопис не має супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автор підтверджує, що не використовував технології штучного інтелекту при створенні даної роботи.

Подяка

Автор висловлює подяку професору, д.т.н. Терещенко Юрій Матвійовичу за допомогу у проведенні аналізу отриманих даних.

Автор прочитав та погодився з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Saravanamuttoo, H. I. H. *Gas Turbine Theory [Text]* / H. I. H. Saravanamuttoo, G. F. C. Rogers, & H. Cohen. – Pearson, 2017. – 624 p.

2. Dorsey, A. *Design Space Exploration of Future Open Rotor Configurations [Text]* / A. Dorsey, & A. Uranga // *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, August 24-28, 2020, VIRTUAL EVENT. – 30 p.

3. Теорія авіаційних триконтурних турбореактивних двигунів [Текст] / Ю. М. Терещенко, Н. С. Кулик, І. А. Ластівка [та інші]. – Київ : НАУ друк. – 2010. – 116 с.

4. Analysis of temperature distribution in an annular mixing chamber of a gas turbine engine. *Advances in Aerodynamics [Electronic resource]*. Available at: <https://aia.springeropen.com/articles/10.1186/s42774-023-00154-0>. (accessed 10.06.2024).

5. Recent Developments in the Aerodynamic Heat Transfer and Cooling Technology of Gas Turbines Endwalls. *Aerospace [Electronic resource]*. Available at: <https://www.mdpi.com/2226-4310/10/8/702>. (accessed 10.06.2024).

6. Kim, W. & Choi, H. *Immersed boundary methods for fluid-structure interaction: a review [Text]* / W. Kim, & H. Choi // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. – Elsevier, 2019. – P. 301-309.

2. Dorsey, A., & Uranga, A. *Design Space Exploration of Future Open Rotor Configurations. AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, August 24-28, 2020, VIRTUAL EVENT. 30 p.

3. Tereshchenko, Y. M., Kulik, N. S., Lastivka, I. A., Volianskaia, L. G., & Tereshchenko, Y. Y. *Teoriya aviatsiynykh trykonturnykh turboreaktyvnykh dvyhuniv [Theory of aviation three-stream turbojet engines]*. Kyiv: NAU Press, 2010. 116 p.

4. Analysis of temperature distribution in an annular mixing chamber of a gas turbine engine. *Advances in Aerodynamics*. Available at: <https://aia.springeropen.com/articles/10.1186/s42774-023-00154-0>. (accessed 10.06.2024).

5. Recent Developments in the Aerodynamic Heat Transfer and Cooling Technology of Gas Turbines Endwalls. *Aerospace*. Available at: <https://www.mdpi.com/2226-4310/10/8/702>. (accessed 10.06.2024).

6. Kim, W., & Choi, H. *Immersed boundary methods for fluid-structure interaction: a review. International Journal of Heat and Fluid Flow*. Elsevier, 2019, pp. 301-309.

References

1. Saravanamuttoo, H. I. H., Rogers, G. F. C., & Cohen, H. *Gas Turbine Theory*. Pearson, 2017. 624 p.

Надійшла до редакції 15.06.2024, розглянута на редколегії 15.08.2024

ANALYSIS OF TEMPERATURE DISTRIBUTION IN THE ANNULAR MIXING CHAMBER OF A GAS TURBINE ENGINE Illia Yudin

The object of this research was the mixing chamber of a turbofan engine. The subject of this study was the thermogasdynamic processes in the mixing chamber of the turbojet engine before the turbine of the turbofan stage. Such engine designs, known as dual-flow engines with a rear-mounted turbofan stage, are based on single-flow turbojet engines. The main disadvantage of the design layout of a turbojet engine with a rear-mounted turbofan stage is the significant temperature non-uniformity of the flow in the turbofan stage channel: the inner part – the turbine part of the working wheel is swept by hot gas after the turbine with a temperature of $T = 800...900$ K; the outer part of the stage, which works as a fan for the second circuit, is swept by an air flow with atmospheric air parameters. This leads to a high level of thermal stress in the working blades of the wheel. The main feature of the working process of a turbofan engine compared to a turbojet engine is that to generate power in the turbofan, the turbine uses the energy of the gas flow from the mixing chamber of the first and second circuits. In the mixing chamber, energy exchange occurs between the air in the second circuit of the gas generator and the gas flow behind the gas generator turbine. The aim was to conduct a computational study of the mixing chamber to analyze the temperature distribution at the outlet of the mixing chamber. To achieve this goal, the following tasks were performed: calculate the mixing chamber and find the optimal mixing parameters based on the parameters of the mixing chamber. An analytical method and numerical experiment method were chosen to study the flow in the mixing chamber. As a result, a study of the temperature distribution at the outlet of the mixing chamber yielded a temperature distribution. The optimal temperature parameters in the mixing chamber were found depending on the degree of dual flow. The practical significance of the results is that they can be used in afterburning turbojet engines and three-flow turbojet engines.

Keywords: mixing chamber; thermogasdynamic processes; turbofan attachment; temperature non-uniformity; analytical method; numerical experiment.

Юдін Ілля Ігорович – асп. каф. авіаційних двигунів Аерокосмічного факультету, Національний авіаційний університет «НАУ», Київ, Україна.

Illia Yudin – PhD Student of Department of Aviation Engines, Aerospace Faculty, National Aviation University “NAU”, Kyiv, Ukraine,
e-mail: illiayudin98@gmail.com, ORCID: 0009-0001-9934-553X.