ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

УДК 621.43.057.3 **doi: 10.32620/aktt.2025.4sup1.13**

Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО, І. І. ЮДІН

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна

ЗМІНА ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ У КАМЕРІ ЗМІШУВАННЯ ЗАЛЕЖНО ВІД СТУПЕНЯ ДВОКОНТУРНОСТІ

Об'єктом дослідження *є камера змішування турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою.* ***Предметом дослідження*** *є вплив ступеня двоконтурності на формування температурного поля в камері змішування перед турбіною турбовентиляторної приставки. У роботі досліджується вплив ступеня двоконтурності на температурне поле в камері змішування турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою. Триконтурна архітектура авіаційних двигунів дозволяє покращити тягоекономічні характеристики за рахунок поєднання потужного газогенератора з турбовентиляторною приставкою. Важливим етапом у роботі такого двигуна є процес змішування гарячого потоку після турбіни газогенератора з холодним повітрям другого контуру, який проходить після вентилятора. Саме в камері змішування формується змішаний потік, що надходить до турбіни турбовентиляторної приставки, і його температурна однорідність є критичною для забезпечення надійної роботи лопаток. Нерівномірність температурного поля перед турбіною призводить до появи значних теплових градієнтів у бічному (вертикальному) напрямку по довжині лопатки турбовентилятора. Високі градієнти температури викликають додаткові термічні напруження в матеріалі лопаток і знижують їхню міцність. Розрахунки показують, що застосування камери змішування дозволяє суттєво знизити температуру газу на вході до турбінного контуру турбовентилятора.* ***Метою*** *дослідження є визначення оптимального ступеня двоконтурності для різних температурних режимів, за якого досягається найкраще вирівнювання температурного поля в камері змішування. Для досягнення цієї мети було обрано* ***метод чисельного експерименту*** *та вирішено наступні* ***задачі****: проведено серію чисельних експериментів у середовищі ANSYS Fluent із використанням RSM-моделі турбулентності. Температурні параметри на вході в обидва контури змінювались за сталого повного тиску, що дозволило проаналізувати вплив температурних умов на ефективність змішування та встановити залежність оптимального ступеня двоконтурності від температури на вході.* ***У результаті*** *отримано залежність температури змішування від оптимального ступеня двуконтурності.* ***Практична цінність*** *дослідження полягає в можливості оптимізації конструкції змішувача ТРДД шляхом вибору оптимального ступеня двоконтурності (m) та мінімізації температурної нерівномірності, що забезпечує зниження теплових навантажень, підвищення паливної ефективності, збільшення ККД і довговічності двигуна при дотриманні екологічних норм.*

Ключові слова*: камера змішування; турбореактивний двигун із турбовентиляторною приставкою; ступінь двоконтурності; температурне поле; теплові навантаження; чисельне моделювання.*

Вступ

Сучасна авіація стикається з низкою важливих викликів, серед яких пріоритетними є підвищення паливної ефективності, зниження рівня шкідливих викидів в атмосферу та мінімізація шумового навантаження від авіаційної техніки. Ці чинники суттєво впливають на напрями розвитку авіаційних силових установок, зокрема турбовентиляторних двигунів (ТРДД).

Останнім часом спостерігається чітка тенденція до збільшення ступеня двоконтурності сучасних двигунів. Такі відомі розробки, як GE9X (General Electric) зі ступенем двоконтурності 10 чи Rolls-Royce UltraFan з показником 11 [1, 2], демонструють переваги цього підходу. Збільшення двоконтурності дозволяє:

- підвищити паливну ефективність на 15-25%;
- знизити рівень шуму на 10-15 дБ;
- зменшити викиди NOx та CO2 на 20-30%.

Однак підвищення ступеня двоконтурності потребує оптимізації всіх компонентів двигуна, особливо камери змішування, де відбувається поєднання потоків гарячого газу з ядра двигуна та холодного повітря з другого контуру. Ефективність цього процесу безпосередньо впливає на загальні характеристики двигуна.

Основним показником якості змішування є рівномірність температурного поля на виході з камери. Нерівномірний розподіл температури призводить до:

- зниження тяги двигуна;
- підвищення температурних навантажень на конструкцію;

Creative Commons Attribution NonCommercial 4.0 International

- зростання шуму;
- підвищення викидів шкідливих речовин.

З іншого боку останні десятиріччя ознаменувалися появою нових перспективних концепцій силових установок, серед яких особливу увагу привертають триконтурні двигуни та двигуни з форсажними камерами згоряння.

Відкриті роторні двигуни, такі як перспективні розробки CFM Rise, представляють новий етап еволюції авіаційних силових установок. Їх ключові переваги включають:

- подальше підвищення паливної ефективності (до 30% порівняно з традиційними ТРДД);
- значне зниження шуму (на 20-25 дБ);
- покращені характеристики на зльоті та посадці.

Для таких двигунів процеси змішування потоків стають ще складнішими через наявність додаткового контуру, що робить дослідження температурних полів особливо актуальним.

Сьогодні провідні авіабудівні компанії, такі як Pratt & Whitney, GE Aviation і Safran, активно інвестують у дослідження процесів змішування, що підтверджує важливість цієї тематики. Особливу актуальність ці дослідження набувають у світлі нових екологічних вимог ICAO (CAEP/11) та цілей сталого розвитку авіаційної галузі.

Таким чином, дослідження впливу ступеня двоконтурності на температурний розподіл у камерах змішування має важливе значення не тільки для традиційних ТРДД, але й для перспективних триконтурних двигунів та силових установок з форсажем та є актуальним завданням, що має як наукове, так і практичне значення для розвитку сучасних авіаційних технологій. Отримані результати можуть бути використані для:

- оптимізації геометрії камер змішування;
- покращення ефективності роботи двигунів;
- зниження екологічного впливу авіації;
- розробки нових перспективних конструкцій.

Аналіз попередніх досліджень

Проблема ефективного змішування потоків з різними температурами в камерах змішування турбореактивних двигунів (ТРД) є предметом досліджень протягом останніх десятиліть. Основна мета таких досліджень полягає у зниженні температурної нерівномірності на вході в турбіну, що дозволяє підвищити терморесурс лопаток і зменшити термічні втрати. Особливо актуальною ця задача є для двигунів із турбовентиляторною приставкою або форсажною камерою, де змішаний потік після камери змішування подається до турбіни другого ступеня. Температурна нерівномірність призводить до нерівномірного теплового навантаження на лопатки і суттєвого зменшення їх ресурсу, що вимагає оптимізації процесу змішування на етапі проектування.

У наукових публікаціях [3–5] здебільшого розглядаються моделі змішування у симпліфікованих умовах – при фіксованих температурах на вході, або при припущенні ідеального однорідного потоку на виході з контурів. Зокрема, в роботах Yoon et al. [3] і Zhang et al. [4] досліджувалась ефективність кільцевих та осьових конфігурацій камер змішування при різних геометричних параметрах, однак ступінь двоконтурності m приймався сталим. У [5] розглядали вплив конструктивних елементів (лопатки, інжектори) на якість змішування, однак не враховували зміну температурних умов на вході.

Дослідження NASA [6] надали експериментальні дані щодо змішування в умовах змінного перепаду температур, однак вони не були безпосередньо адаптовані для аналізу залежності ефективності від ступеня двоконтурності. У деяких роботах (наприклад, [7]) намагались врахувати вплив температури та витрату другого контуру, однак при цьому не розглядали зміну повного тиску або аналіз оптимального співвідношення масових витрат.

Особливістю даної роботи є врахування комплексу змінних температури на вході в обидва контури. Такий підхід дозволяє відтворити реальні умови роботи ТРДД з форсажем, де температура гарячого потоку першого контуру ($T_т$*) може змінюватися в межах 750–1015 К, а температура холодного потоку другого контуру ($T_{вл}$*) – від 305 до 375 К залежно від зовнішніх умов і режиму двигуна. Також варіюються повні тиски, що значною мірою впливають на розвиток турбулентності та масштаб вихрів.

Для кожного набору параметрів у даній роботі визначено своє оптимальне значення ступеня двоконтурності m_{opt}, яке забезпечує найкращу термічну однорідність змішаного потоку. Такий підхід дозволяє сформувати емпіричну залежність $m_{opt} = f(T_т, T_{вл}, p)$, що має безпосереднє практичне значення для проектування камер змішування з урахуванням умов реального польоту.

Постановка задачі

Метою даного дослідження є аналіз температурної ефективності змішування потоків у камері змішування двоконтурного турбореактивного двигуна при різних температурах на вході в контури. Усі експерименти проводяться при сталому тиску на вході в обидва контури, але з різними температурами, що дозволяє аналізувати вплив температур на ефективність змішування і визначати оптимальний ступінь двоконтурності m_{opt} для кожної комбінації температурних умов.

Метою є визначення впливу температур на ефективність змішування при сталому тиску на вході в обидва контури. Це дозволяє зрозуміти, як варіація

ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

температур на вході в контури впливає на оптимальний ступінь двоконтурності для конкретного випадку.

Методика проведення досліджень

Чисельне моделювання виконано у середовищі ANSYS Fluent з використанням верифікованої турбулентної моделі RSM. Це підвищує достовірність результатів і дозволяє використовувати модель у подальших дослідженнях, включаючи камери змішування форсажних і триконтурних двигунів. Розрахунки проводились у стаціонарній постановці, з повним розв'язанням рівнянь Нав'є – Стокса.

Рішення задачі та аналіз результатів

Дослідження проводилось для кільцевої камери змішування з такими геометричними параметрами (рис. 1):

Довжина L: 1300 мм,

Зовнішній діаметр D: 1107 мм,

Внутрішній діаметр d: 490 мм

Умови на вході:

Перший контур:

$T_г^* = 756$ K, 850 K, 935 K, 1015 K.

Другий контур:

$T_{вл}^* = 306{,}5$ K, 333 K, 354,7 K, 373,7 K.

Тиск на вході:

$p_T^* = 151987.50$ Па; 202650.00 Па; 253312.50 Па; 303975.00 Па.

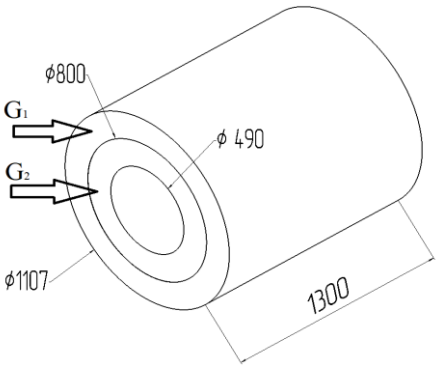

Рис. 1. Схема камери змішування

Оптимальний ступінь двоконтурності m розраховувався за формулою:

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

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

$e_{влII}$ – параметр процесу стиснення вентилятором другого контуру,

e_k – параметр процесу стиснення компресором першого контуру,

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

Після чисельного розв'язання задачі та аналізу результатів було зведено отримані залежності температури змішування відносно оптимального коефіцієнта двоконтурності у таблицю 1.

Таблиця 1

Експериментальні дані температури змішування відносно оптимального коефіцієнту двоконтурності та параметрів на вході

Тиск та температури на вході	Оптимальний коефіцієнт двуконтурності	Температура змішування
$p_T^* = 151987.50$ Па, $T_г^* = 756$ K, $T_{вл}^* = 306{,}5$ K	$m_{opt} = 7{,}39$	$m_{opt} = 487$ K.
$p_T^* = 202650.00$ Па, $T_г^* = 850$ K, $T_{вл}^* = 333$ K.	$m_{opt} = 3{,}9$	$T_{зм}^* = 544$ K.
$p_T^* = 253312.50$ Па, $T_г^* = 935$ K, $T_{вл}^* = 354{,}7$ K.	$m_{opt} = 2{,}77$	$T_{зм}^* = 566$ K.
$p_T^* = 303975.00$ Па, $T_г^* = 1015$ K, $T_{вл}^* = 373{,}7$ K	$m_{opt} = 2{,}23$	$T_{зм}^* = 593$ K.

Експериментальні дані демонструють нелінійну (експоненційно-згасаючу) залежність між оптимальним коефіцієнтом двоконтурності та температурою змішування. При зростанні оптимального коефіцієнту двуконтурності від 2,23 до 7,39 температура знижується не рівномірно, а з поступовим зменшенням градієнта (рис. 2)

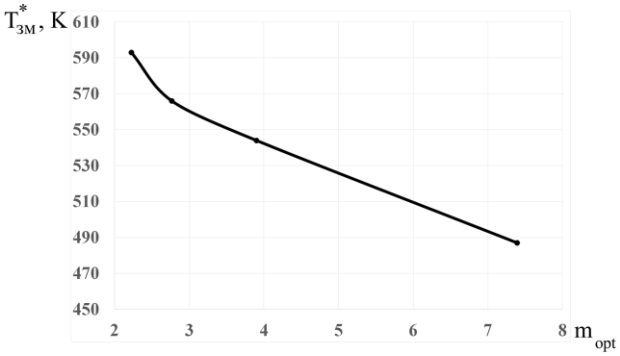

Рис. 2. Залежність температури змішування від оптимального коефіцієнту двоконтурності

Найбільше значення падіння температури спостерігається в діапазоні оптимального коефіцієнту двоконтурності m_{opt}=2,23…3,9.

При подальшому збільшенні оптимального ступеню двоконтурності вплив на температуру змішування зменшується. Це обумовлено, що при малих оптимальних ступенях двоконтурності холодний потік (другий контур) ще недостатньо ефективно поглинає тепло гарячого газу. Також в області m_{opt}=2,23…3,9 вихрові структури забезпечують більш інтенсивний теплообмін. При зростанні оптимального ступеня двоконтурності понад 4 вплив холодного потоку на процес змішування стає менш значним.

На рисунках 3–6 наведено векторне поле швидкості, яке дозволяє ідентифікувати зони обтікання та рециркуляційні петлі. Ці структури формують характер основного потоку та ~~прямо~~ впливають на інтенсивність теплообміну в камері змішування. Зокрема, наявність рециркуляцій сприяє покращенню змішування потоків, що особливо помітно в діапазоні оптимальних значень ступеня двоконтурності.

Аналіз структури потоку демонструє, що при досягненні певного режиму обтікання утворюються стійкі зони завихрення, які відіграють роль проміжного об'єму для змішування гарячого та холодного газів. Такі умови є сприятливими для посиленого переносу тепла та енергії між потоками. Візуалізація цих особливостей дає змогу краще зрозуміти внутрішні механізми формування температурного поля, що має критичне значення при розрахунку теплового навантаження на елементи камери.

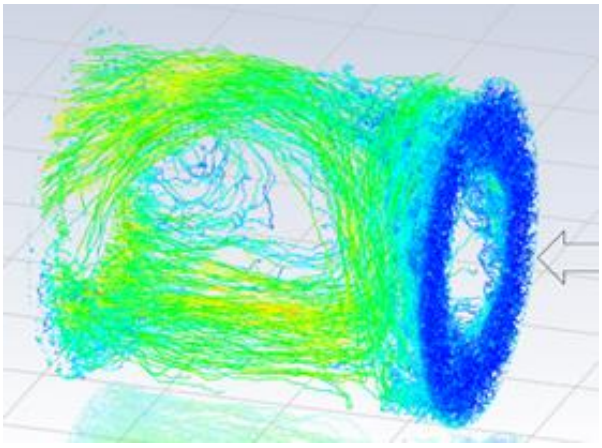

Рис. 3. Векторне поле швидкості у камері змішування з тиском на вході p_T^*=151987.50 Па

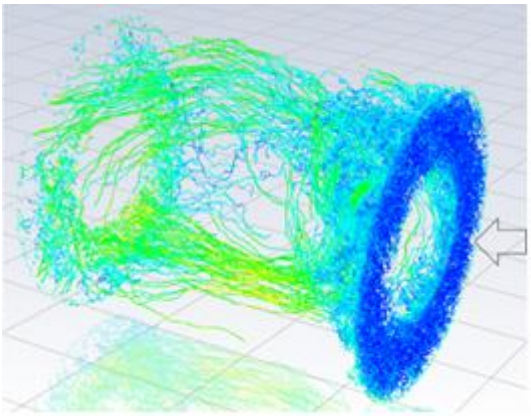

Рис. 4. Векторне поле швидкості у камері змішування з тиском на вході p_T^*=202650.00 Па

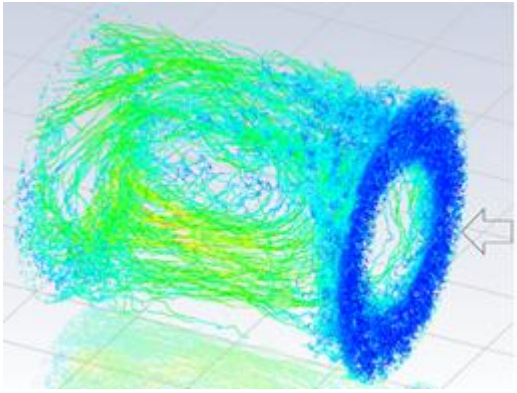

Рис. 5. Векторне поле швидкості у камері змішування з тиском на вході p_T^*=253312.50 Па

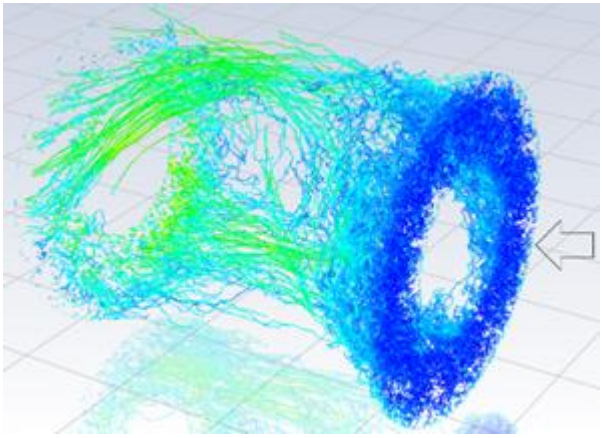

Рис. 6. Векторне поле швидкості у камері змішування з тиском на вході p_T^*=303975.00 Па

Представлені графічні матеріали дозволяють побачити складну внутрішню структуру потоку, що не піддається прямому експериментальному спостереженню. Результати чисельного моделювання демонструють розвиток вихрових структур, а також механізми перехресного змішування.

ISSN 1814-4225 (print)
ISSN 2663-2012 (online)

Висновки

В результаті чисельного дослідження температурної ефективності змішування потоків при різних значеннях коефіцієнта двоконтурності було встановлено оптимальний діапазон значень (m_{opt}=2…4), у якому досягається найбільш інтенсивне охолодження основного потоку. Було підтверджено, що подальше збільшення оптимального ступеню двуконтурності не забезпечує суттєвого покращення тепловідводу через зменшення градієнтів температури між потоками. Аналіз векторних полів швидкості дозволив виявити особливості структури потоку, зокрема рециркуляційні зони, які сприяють поліпшенню змішування. Отримані результати узгоджуються з експериментальними спостереженнями та створюють базу для подальшої оптимізації геометрії камери змішування в конструкціях турбореактивних двигунів з турбовентиляторною приставкою.

Внесок авторів: формулювання проблеми **Ю. М. Терещенко,** огляд та аналіз інформаційних джерел **– І. І. Юдін,** розробка дослідницького стенда **– Ю. М. Терещенко, І. І. Юдін,** верифікація дослідницького стенда, аналіз результатів верифікації **– Ю. М. Терещенко, І. І. Юдін;** аналіз результатів апробації **– Ю. М. Терещенко, І. І. Юдін.**

Конфлікт інтересів

Автори підтверджують відсутність конфлікту інтересів – фінансового, особистого, авторського чи іншого – який міг би вплинути на проведення дослідження або на результати, викладені в цій статті.

Фінансування

Дослідження було здійснене без залучення фінансової підтримки.

Наявність даних

Рукопис немає супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Подяка

Автори висловлюють подяку **проф., д.т.н. Балалаєвій Екатерині Вікторовні** за допомогу у проведенні аналізу отриманих даних.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису

Література

1. General Electric. GE9X: The World's Largest Jet Engine : [Text] Technical Report. – General Electric, 2019. – 45 p.

2. Rolls-Royce Holdings plc. UltraFan® Engine Technology : [Text] Technical Brief. – Rolls-Royce, 2020. – 32 p.

3. Yoon, C. Mixing performance of lobed mixers in turbofan engines [Text] / C. Yoon, H. D. Kim, & H. J. Kim // AIAA Journal. – 2011. – Vol. 49, No. 8. – P. 1653–1662. doi: 10.2514/1.J050771.

4. Zhang, X. Numerical study of mixing enhancement in axisymmetric ejector systems [Text] / X. Zhang, Q. Zhang, & L. Xu // Applied Thermal Engineering. – 2016. – Vol. 103. – P. 1055–1063. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2016.04.016.

5. Dhanasekaran, T. S. Effect of mixer design on flow uniformity in a turbofan mixer [Text] / T. S. Dhanasekaran, & P. A. Lakshminarayanan // International Journal of Turbo & Jet-Engines. – 2014. – Vol. 31, No. 1. – P. 1–11. doi: 10.1515/tjj-2013-0006.

6. NASA. Experimental Investigation of Mixing Efficiency in an Exhaust Mixer-Ejector Nozzle System [Text]. – NASA Technical Memorandum 105976, 1993. – 30 p.

7. Zhuang, F. Numerical analysis on influence of bypass ratio on mixing process in turbofan mixer [Text] / F. Zhuang, Y. Wang, & M. Li // Aerospace Science and Technology. – 2017. – Vol. 69. – P. 354–361. doi: 10.1016/j.ast.2017.07.006.

References

1. General Electric. *GE9X: The World's Largest Jet Engine*. Technical Report. General Electric, 2019. 45 p.

2. Rolls-Royce Holdings plc. *UltraFan® Engine Technology*. Technical Brief. Rolls-Royce, 2020. 32 p.

3. Yoon, C., Kim, H. D., & Kim, H. J. Mixing performance of lobed mixers in turbofan engines. *AIAA Journal*, 2011, vol. 49, no. 8, pp. 1653–1662. doi: 10.2514/1.J050771.

4. Zhang, X., Zhang, Q., & Xu, L. Numerical study of mixing enhancement in axisymmetric ejector systems. *Applied Thermal Engineering*, 2016, vol. 103, pp. 1055–1063. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2016.04.016.

5. Dhanasekaran, T. S., & Lakshminarayanan, P. A. Effect of mixer design on flow uniformity in a turbofan mixer. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2014, vol. 31, no. 1, pp. 1–11. doi:10.1515/tjj-2013-0006.

6. NASA. *Experimental Investigation of Mixing Efficiency in an Exhaust Mixer-Ejector Nozzle System*. NASA Technical Memorandum 105976, 1993. 30 p.

7. Zhuang, F., Wang, Y., & Li, M. Numerical analysis on influence of bypass ratio on mixing process in turbofan mixer. *Aerospace Science and Technology*, 2017, vol. 69, pp. 354–361. doi: 10.1016/j.ast.2017.07.006.

.

Надійшла до редакції 15.06.2025, розглянута на редколегії 18.08.2025

CHANGE OF TEMPERATURE FIELD IN THE DEPENDING MIXING CHAMBER ON THE BYPASS RATIO

Yurii Tereshchenko, Illia Yudin

The mixing chamber of a turbofan jet engine with an additional turbofan unit is the object of this study. The subject of the research is the influence of the bypass ratio on the formation of the temperature field in the mixing chamber before the turbofan unit turbine. This study investigates how the bypass ratio affects the temperature distribution in a turbofan engine's mixing chamber. Modern aircraft engines' three-stream architecture improves thrust-specific fuel consumption by combining a powerful gas generator with a turbofan attachment. A critical stage in the operation of such an engine is the mixing process of the hot gas flow after the gas generator turbine with the cold airflow of the second stream, which passes through the fan. The mixed flow is formed and directed to the turbine of the turbofan unit in the mixing chamber, and its thermal uniformity is crucial for ensuring reliable blade operation. Non-uniformity of the temperature field before the turbine leads to significant thermal gradients along the height of the turbofan blades. High-temperature gradients cause additional thermal stresses in the blade material, reducing its mechanical strength. The calculations show that the use of a mixing chamber significantly reduces the gas temperature at the turbofan inlet to the turbine section. This study aims to determine the optimal bypass ratio for different thermal conditions at which the mixing chamber achieves the best temperature field uniformity. To achieve this goal, the numerical simulation method was used. A series of simulations was performed in ANSYS Fluent using the Reynolds Stress Model (RSM) turbulence model. Under constant total pressure, the temperature parameters at the inlets of both streams were varied, allowing a comprehensive analysis of the influence of thermal boundary conditions on mixing efficiency. The dependence of temperature non-uniformity on the optimal bypass ratio was established. The practical value of this study lies in the possibility of optimizing the design of turbofan engine mixers by selecting the optimal bypass ratio (m) and minimizing temperature non-uniformity (σ_1), which ensures reduced thermal loads, improved fuel efficiency, increased thermal efficiency, and extended engine life while maintaining environmental standards.

Keywords: mixing chamber; turbojet engine with turbofan attachment; bypass ratio; temperature field; thermal loads; numerical simulation.

Терещенко Юрій Матвійович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. авіаційних двигунів, Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Юдін Ілля Ігорович – асп. каф. авіаційних двигунів, Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Yurii Tereshchenko – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Department of Aviation Engines, State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv, Ukraine,
e-mail: yurii.tereshchenko@npp.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0003-4367-3232, Scopus Author ID: 57194568327.

Illia Yudin – PhD Student of the Department of Aviation Engines, State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv, Ukraine,
e-mail: illiayudin98@gmail.com, ORCID: 0009-0001-9934-553X.