

УДК 621.438
DOI [https://doi.org/10.15589/znp2025.4\(502\).16](https://doi.org/10.15589/znp2025.4(502).16)

STUDY OF THE EFFECTIVENESS OF TEMPERATURE EQUALIZATION DEPENDING ON THE INLET CROSS-SECTIONAL AREA OF THE GAS TURBINE ENGINE MIXING CHAMBER AND POTENTIAL APPLICATIONS IN UNMANNED AVIATION

ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ТЕМПЕРАТУРНОГО ВИРІВНЮВАННЯ ЗАЛЕЖНО ВІД ПЛОЩІ ВХІДНОГО ПЕРЕТИНУ КАМЕРИ ЗМІШУВАННЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ТА МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ В БЕЗПІЛОТНІЙ АВІАЦІЇ.

Yurii M. Tereshchenko
yurii.tereshchenko@npp.nau.edu.ua
ORCID: 0000-0003-4367-3232
Illia I. Yudin
illiyudin98@gmail.com
ORCID: 0009-0001-9934-553X

Ю. М. Терещенко,
докт. техн. наук, професор
І. І. Юдін,
аспірант

*State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv
Державний університет «Київський авіаційний інститут», м. Київ*

Abstract. Aim. To establish a quantitative relationship between the relative area of the hot stream at the inlet of an annular mixing chamber of a gas turbine engine, the relative length of the mixing chamber, and the temperature non-uniformity coefficient at the turbine inlet under constrained pre-turbine duct dimensions typical of compact multi-stream propulsion systems, in particular engines of unmanned aerial vehicles with a pusher propeller.

Methodology. The study was carried out by means of three-dimensional parametric numerical simulation of turbulent mixing of flows with different temperatures in an annular mixing chamber. The calculations were performed using the Reynolds Stress Model of turbulence. Three geometric configurations of the mixing chamber with fixed inner and outer diameters were considered, corresponding to different values of the relative hot-stream area. For each configuration, series of calculations were performed over a range of relative chamber lengths for several engine operating modes.

Results. A nonlinear character of the dependence of the temperature non-uniformity coefficient on the relative hot-stream area and the relative mixing chamber length was established. It was shown that a configuration with a hot-to-cold stream area ratio close to unity ensures the achievement of the specified level of temperature uniformity at a minimum chamber length. A decrease in the relative hot-stream area leads to inertial stabilization of the jet and requires an increase in chamber length to achieve a similar mixing quality. An increase in the relative area is accompanied by weakening of shear gradients and deterioration of temperature equalization.

Scientific novelty. For the first time, for an annular mixing chamber of a multi-stream gas turbine engine, the coordinated influence of the relative hot-stream area and the relative chamber length on the formation of temperature non-uniformity under constrained pre-turbine duct dimensions has been quantitatively established.

Practical significance. The obtained results make it possible to substantiate the determination of rational geometric parameters of mixing chambers in the design of compact gas turbine engines, ensuring minimal temperature non-uniformity at a minimum duct length, which is critical for compact propulsion systems.

Key words: gas turbine engine, three-stream engine, unmanned aerial vehicle, mixing chamber, temperature non-uniformity, geometric optimization, Richardson number, CFD.

Анотація. Мета. Встановлення кількісного взаємозв'язку між відносною площею гарячого потоку на вході в кільцеву камеру змішування газотурбінного двигуна, відносною довжиною камери змішування та коефіцієнтом температурної нерівномірності на вході в турбіну за умов обмежених габаритів передтурбінного тракту, характерних для компактних багатоконтурних силових установок, зокрема двигунів безпілотних літальних апаратів зі штовхаючим гвинтом.

Методика. Дослідження виконано шляхом тривимірного параметричного чисельного моделювання турбулентного змішування потоків різної температури в кільцевій камері змішування. Розрахунки проведено з використанням моделі турбулентності напружень Рейнольдса. Розглянуто три геометричні конфігурації камери змішу-

вання з фіксованими внутрішнім і зовнішнім діаметрами, що відповідають різним значенням відносної площі гарячого потоку. Для кожної конфігурації виконано серії розрахунків у діапазоні відносних довжин камери для декількох режимів роботи двигуна.

Результати. Встановлено нелінійний характер залежності коефіцієнта температурної нерівномірності від відносної площі гарячого потоку та відносної довжини камери змішування. Показано, що конфігурація з близьким до одиниці співвідношенням площ гарячого та холодного потоків забезпечує досягнення заданого рівня температурної рівномірності за мінімальної довжини камери. Зменшення відносної площі гарячого потоку призводить до інерційної стабілізації струменя та потребує збільшення довжини камери для досягнення аналогічної якості змішування. Збільшення відносної площі супроводжується ослабленням зсувних градієнтів і погіршенням температурного вирівнювання.

Наукова новизна. Уперше для кільцевої камери змішування багатоконтурного газотурбінного двигуна кількісно встановлено узгоджений вплив відносної площі гарячого потоку та відносної довжини камери на формування температурної нерівномірності в умовах обмежених габаритів передтурбінного тракту.

Практична значимість. Отримані результати дозволяють обґрунтовано визначати раціональні геометричні параметри камер змішування при проектуванні компактних газотурбінних двигунів, забезпечуючи мінімальну температурну нерівномірність за мінімальної довжини тракту, що є критичним для компактних силових установок.

Ключові слова: газотурбінний двигун, триконтурний двигун, безпілотний літальний апарат, камера змішування, температурна нерівномірність, оптимізація геометрії, число Річардсона, CFD.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

У даній роботі аналізується вплив відносної площі вхідного перерізу гарячого потоку в кільцевій камері змішування (КЗм) газотурбінного двигуна (ГТД) на ефективність температурного вирівнювання за умов обмеженої безрозмірної довжини камери.

У межах роботи необхідно розв'язати такі науково-технічні задачі:

- сформувати параметричну геометричну модель кільцевої камери змішування передтурбінного тракту триконтурного ГТД з фіксованими зовнішнім і внутрішнім діаметрами, у якій відносна площа вхідного перерізу гарячого потоку A^* визначається положенням радіальної межі поділу між потоками;

- виконати серію тривимірних числових розрахунків турбулентного теплообміну та змішування потоків у КЗм з використанням моделі турбулентності Рейнольдса (RSM), адекватної для опису анізотропних зсувних течій у кільцевих каналах;

- дослідити вплив параметра A^* на структуру зсувного шару, інтенсивність турбулентного обміну та фізичні механізми змішування, зокрема з урахуванням критерію Річардсона;

- встановити кількісну залежність коефіцієнта температурної нерівномірності θ від параметрів A^* та L^* для різних режимів роботи двигуна, що відрізняються коефіцієнтом двоконтурності, тиском і температурою потоків;

- визначити оптимальний діапазон значень параметрів A^* та L^* , за якого забезпечується мінімальна температурна нерівномірність на виході з КЗм при мінімально допустимій довжині тракту;

- сформувати узагальнені інженерні рекомендації щодо проектування компактних КЗм ГТД, орієнтовані на застосування в силових установках безпілотних літальних апаратів (БПЛА) зі штовхаючим гвинтом.

Розв'язання поставлених задач дозволяє перейти від якісних уявлень про процеси турбулентного змішування в кільцевих камерах до кількісно обґрунтованих критеріїв вибору геометричних параметрів, що є необхідною умовою зменшення габаритів змішувальних трактів і підвищення термічної надійності та ефективності сучасних і перспективних ГТД.

АНАЛІЗ ОСТАННІХ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

Аналіз публікацій щодо турбулентного змішування в двигунах показує два основних напрямки: фундаментальне моделювання зсувних течій [1, 2] та прикладну оптимізацію конструкцій змішувачів, часто з використанням CFD [5, 6]. Для БПЛА особливу актуальність мають комплексні роботи з валідації розрахункових методик [7] та дослідження компактних трактів [8, 9].

Фундаментальні закономірності турбулентного змішування струменів, закладені в класичних працях [1; 2], описують процес як інтенсифіковану зсувним шаром взаємодію, керовану великомасштабними когерентними вихровими структурами. Ключовим безрозмірним критерієм, що описує співвідношення між потенційною енергією стратифікації та кінетичною енергією зсуву, є число Річардсона (Ri) [2, с. 98; 3, с. 547]. Його значення безпосередньо впливає на стабільність зсувного шару та швидкість змішування.

Однак більшість фундаментальних досліджень проведено для ідеалізованих геометрій (плоскі або круглі струмені у вільному просторі). Камери змішування реальних ГТД, особливо кільцевої конфігурації, є значно складнішими об'єктами. Процес у них відбувається в обмеженому каналі під впливом градієнтів тиску, має сильно неоднорідні вхідні профілі швидкостей та температури, сформовані попередніми щаблями турбомашин [4, с. 144].

Сучасні прикладні дослідження можна умовно поділити на два напрямки:

Оптимізація конкретних конструкцій з використанням пасивних (шеврони, турбулізатори) та активних засобів контролю змішування, часто спрямована на зниження шуму або викидів [5, с. 12; 6, с. 305].

Фундаментальний аналіз впливу окремих параметрів, таких як співвідношення імпульсів або чисел Маха, на ефективність змішування в узагальнених схемах.

Окремої уваги заслуговують комплексні роботи, присвячені валідації розрахункових методологій для всієї силової установки БПЛА [7], що є критично важливим етапом для впровадження нових рішень, таких як компактні камери змішування [8, с. 15757; 9]

Проте, аналіз літератури виявляє суттєву прогалину. Попри значний прогрес у моделюванні компактних ГТД [7, 8] та оптимізації змішувачів [5, 6], кількісний вплив саме співвідношення площі гарячого потоку (A^*) на необхідну мінімальну довжину (L^*) для досягнення заданої температурної рівномірності в умовах жорстких габаритних обмежень залишається недостатньо вивченим. Це особливо критично для триконтурних схем та БПЛА з штовхаючим гвинтом, де потрібно швидко досягти високої рівномірності поля температури в мінімальному просторі [10, с. 19, 11].

ВІДОКРЕМЛЕННЯ НЕВИРІШЕНИХ РАНІШЕ ЧАСТИН ЗАГАЛЬНОЇ ПРОБЛЕМИ

Сучасний етап розвитку авіаційного двигунобудування характеризується стійкою тенденцією до підвищення ефективності робочого циклу шляхом ускладнення архітектури ГТД. Ключовими напрямками є збільшення ступеня двоконтурності, підвищення температури газу перед турбіною та впровадження нових схем, таких як триконтурні двигуни або рушійні установки з адаптивним циклом [5, с. 2]. У таких передових схемах динамічно змінюється розподіл витрати повітря між контурами, що робить процес змішування потоків різної температури та швидкості вирішальним для загальної аеротермодинамічної ефективності та ресурсу турбіни.

В рамках досліджуваної схеми триконтурного двигуна, елементом, у якому відбувається примусове змішування високотемпературної течії з камери згорання (перший контур) із течією проміжного контуру (другий контур), є КЗм передтурбінного тракту. Це ключовий вузол, що формує підсумкове температурне поле на вході в турбіну. Нерівномірність цього поля (кількісно виражена критерієм θ) в умовах обмеженої довжини камери призводить до локальних теплових піків на лопатках турбіни, що є джерелом прискореної термічної втоми, зростання термонапружень і, як наслідок, скорочення ресурсу [6, с. 133]. Крім того, температурна неоднорідність може сприяти локальному зростанню викидів оксидів азоту (NO_x) у зонах

з підвищеною температурою та збільшувати втрати повного тиску в тракті [6, с. 397].

Окрему актуальність результати даного дослідження мають у контексті розвитку силових установок для БПЛА з штовхаючим гвинтом різних класів – від тактичних до оперативно-стратегічних. Для таких апаратів характерні суттєво жорсткіші обмеження за масо-габаритними показниками силової установки, об'ємом моторної ніші та допустимими втратами повного тиску, ніж для пілотованих літальних апаратів аналогічного класу тяги [8, с. 15751; 10, с. 17]. Сучасні підходи до проектування, такі як методологія *simulation-driven design* для мікро-ГТД БПЛА [8, с. 15753], прямо відповідають на ці виклики, дозволяючи оптимізувати кожен компонент, включаючи тракт змішування, у віртуальному середовищі до створення дорогого прототипу

У компактних компоновках БПЛА змішувальні камери проектується з мінімально можливими геометричними розмірами, що часто призводить до зменшення їх робочої довжини та відхилення розподілів площі вхідних перерізів від оптимальних значень. Це, у свою чергу, може призводити до підвищеної температурної нерівномірності перед турбіною, локальних термічних перевантажень лопаток і зниження ресурсу двигуна за умов обмежених можливостей систем активного охолодження [10, с. 19].

Таким чином, встановлення кількісних закономірностей впливу параметра площі вхідного перерізу гарячого потоку (A^*) на ефективність змішування в умовах обмеженої відносної довжини L^* камери має безпосереднє прикладне значення для проектування силових установок БПЛА, де компроміс між компактністю тракту та рівномірністю температурного поля є особливо критичним для БПЛА з штовхаючим гвинтом.

Відносна площа гарячого потоку (A^*) визначається положенням радіальної межі поділу ($R_{\text{поділу}}$) між гарячим ядром і холодним обтікачем на вході в камеру. Зміна A^* кардинально впливає на співвідношення імпульсів потоків, товщину зсувного шару та критерій Річардсона (Ri), визначаючи механізм (конвективне або дифузійне) і швидкість змішування.

У зв'язку з викладеним виникає необхідність кількісного дослідження впливу відносної площі вхідного перерізу гарячого потоку на ефективність температурного вирівнювання в кільцевій камері змішування за умов обмеженої безрозмірної довжини.

Таким чином, попри значний обсяг досліджень, наявна методична прогалина: відсутні кількісні дані про те, як саме геометричний параметр A^* (відносна площа гарячого потоку) впливає на мінімально необхідну довжину L камери для досягнення заданого рівня температурної нерівномірності θ в умовах жорстких габаритних обмежень, характерних для БПЛА. Саме це питання є предметом даного дослідження

МЕТА ДОСЛІДЖЕННЯ

Метою даної роботи є визначення впливу відносної площі вхідного перерізу гарячого потоку на ефективність температурного вирівнювання в кільцевій КЗм ГТД та встановлення раціональних параметрів її геометрії за умов обмеженої довжини змішувального тракту.

МЕТОДИ, ОБ'ЄКТ ТА ПРЕДМЕТ ДОСЛІДЖЕННЯ

Об'єкт дослідження – процес турбулентного змішування потоків різної температури в кільцевій КЗм ГТД з турбовентиляторною приставкою.

Предмет дослідження – вплив відносної площі вхідного перерізу гарячого потоку A^* та відносної довжини КЗм L^* на ефективність температурного вирівнювання, оцінену коефіцієнтом температурної нерівномірності θ .

Методи дослідження. Дослідження виконано методом тривимірного чисельного моделювання турбулентних течій у рамках CFD-підходу. Розв'язання усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є–Стокса та рівняння енергії здійснено з використанням моделі турбулентності переносу напружень Рейнольдса (RSM), адекватної для зсувних та анізотропних течій у КЗм. Модель переносу напружень Рейнольдса застосовано з огляду на виражену анізотропію турбулентності та наявність інтенсивних зсувних шарів у кільцевій КЗм, для яких двопараметричні моделі можуть давати спрощений опис структури потоку.

Ефективність змішування оцінювалася за величиною коефіцієнта температурної нерівномірності θ у вихідному перерізі камери, а також за аналізом температурних і швидкісних полів при варіації параметрів A^* та L^* .

Деталі чисельної моделі. Для побудови розрахункових сіток використано ANSYS ICEM CFD. Було сформовано три вкладених структурованих гексадральних сітки для перевірки незалежності від розмірності. Остаточна сітка містила близько 4,2 млн елементів, з призматичним пристінним шаром ($y^+ < 5$). Валідація обраної моделі турбулентності (RSM) виконана шляхом порівняння з експериментальними даними для базової конфігурації [14]; максимальна похибка у значенні θ не перевищила 8 %. Як граничні умови на вході задані тиск загального гальмування P^* та температура заторможеного T^* для кожного потоку, на виході – статичний тиск. Всі розрахунки вважалися збіжними при падінні залишкових нев'язок на 5 порядків та стабілізації значень θ на виході.

ОСНОВНИЙ МАТЕРІАЛ

Чисельне моделювання стаціонарних тривимірних течій стисливого газу проведено в середовищі ANSYS Fluent. Система рівнянь Нав'є–Стокса, замкнена за допомогою моделі турбулентності Reynolds Stress Model (RSM), що дозволяє найбільш

адекватно враховувати анізотропію турбулентних напружень у сильних зсувних течіях та за змішаних режимах змішування (конвективний/дифузійний) [12; 13]. Достовірність обраного модельного підходу для подібних задач підтверджена автором шляхом верифікації з даними фізичного експерименту [14, с. 41]

У даній роботі проводиться комплексний параметричний аналіз, де A^* виділяється як ключова незалежна змінна. Методологія заснована на тривимірному CFD-моделюванні з валідацією [14, с. 42], що дозволяє не тільки отримати інтегральні залежності $\theta(L^*)$ для різних A^* , але й проаналізувати фізичні механізми, що лежать в їх основі (розвиток зсувного шару, еволюція вихрових структур, зміна критерію Ri вздовж тракту). Таким чином, робота забезпечує перехід від якісних теоретичних уявлень до кількісних інженерних рекомендацій для проектування.

Об'єктом дослідження обрано кільцеву камеру змішування триконтурного турбореактивного двигуна (рис. 1). Така геометрія відповідає реальним компоновальним рішенням більшості багатоконтурних силових установок, де процес температурного вирівнювання відбувається в обмеженому кільцевому каналі між корпусом та центральною втулкою.

Фіксованими геометричними параметрами прийнято: зовнішній діаметр каналу, $D = 1107$ мм; внутрішній діаметр $d = 492$ мм. Єдиним змінним геометричним параметром виступав радіус межі поділу потоків ($R_{\text{поділу}}$). Цей параметр безпосередньо визначає пропорцію розподілу площі вхідного перерізу між гарячим внутрішнім потоком (ядро газів після камери згорання) та холодним зовнішнім потоком (обвідне повітря другого контуру). Зміна $R_{\text{поділу}}$ кардинально впливає на початкові умови змішування: товщину та інтенсивність зсувного шару, масштаб зародження вихрових структур і, як наслідок, на механізм турбулентного перемішування (конвективний чи дифузійний).

Для параметричного аналізу сформовано три базові геометричні конфігурації, що охоплюють діапазон зміни відносної площі гарячого потоку (A^*):

Конфігурація 1: $R_{\text{поділу}} = 400$ мм; $A^* = 1$. Відповідає умовно рівномірному розподілу площ між потоками та прийнята за еталон.

Конфігурація 2: $R_{\text{поділу}} = 350$ мм; $A^* \approx 0.66$. Реалізує зменшену площу гарячого потоку, що призводить до підвищення його характерної швидкості та посилення швидкісного градієнта на межі розділу.

Конфігурація 3: $R_{\text{поділу}} = 450$ мм; $A^* \approx 1.34$. Відповідає збільшеній частці гарячого потоку, що знижує контраст швидкостей і може уповільнити розвиток зсувного шару.

Крім $R_{\text{поділу}}$ для кожної конфігурації варіювалася відносна довжина камери $L^* = L / D_h$ в діапазоні від 0.42 до 2.11, що відповідає абсолютним довжинам $L = 260, 520, 780, 1040$ та 1300 мм. Гідрравлічний діаметр $D_h = D - d = 615$ мм.

Для проведення чисельного експерименту були використані такі вхідні параметри: температури газу на вході в камеру змішування $T_c^* = 756 \text{ K}$, 850 K , 935 K , 1015 K . Коефіцієнти двоконтурності: $m = 7,39$; $3,9$; $2,77$; $2,23$. Температура другого контуру була прийнята $T_{a1}^* = 306,5 \text{ K}$, 333 K , $354,7 \text{ K}$, $373,7 \text{ K}$. Тиск на вході: $p_T^* = 151987.50 \text{ Па}$; 202650.00 Па ; 253312.50 Па ; 303975.00 Па .

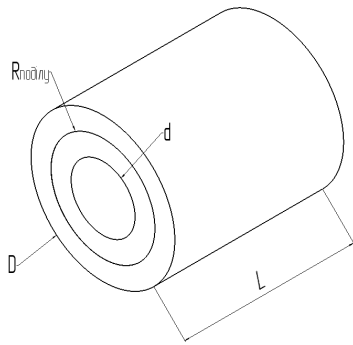


Рис. 1. Схема камери змішування

Результати чисельних експериментів для всіх досліджених геометричних конфігурацій було систематизовано і подано в графічному вигляді на рисунках 2–5 у формі сімейства залежностей $\theta = f(L^*)$ для різних значень ступеня двоконтурності m . Така форма подання дозволила не лише зафіксувати кількісні результати, а й простежити загальну еволюцію процесу формування температурного поля уздовж осевого напрямку камери змішування.

Спільною для всіх комбінацій параметрів тенденцією є монотонне зменшення коефіцієнта температурної нерівномірності θ із ростом відносної довжини камери L^* . Цей результат повністю узгоджується з фундаментальною фізичною картиною турбулентного змішування струменевих потоків: відразу за вхідним перерізом формується первинний зсувний шар, у межах якого виникають нестійкості Кельвіна–Гельмгольца та зароджується система когерентних вихрових структур. У міру розвитку потоку відбувається їх послідовна деградація та передача кінетичної енергії до дрібномасштабної турбулентності, яка і визначає інтенсивність теплової дифузії та масообміну.

Відповідно, зі збільшенням характерного «часу змішування», еквівалентного довжині тракту, поле температур поступово втрачає будь-які локальні неоднорідності та прямує до статистично рівномірного стану.

Разом з тим кількісний аналіз даних показав, що швидкість цього згладжування та досяжний мінімум θ суттєво залежать від значення відносної площі гарячого потоку A^* , яка визначає як початкові швидкісні співвідношення між потоками, так і масштаб турбулентного збурення на вході. Саме ця обставина перетворює геометричний фактор з допоміжного

параметра у ключовий інструмент керування ефективністю камери змішування.

Аналіз результатів чисельного моделювання для трьох геометричних конфігурацій ($R_{\text{поділу}} = 350, 400, 450 \text{ мм}$) виявив чіткий закономірний вплив відносної площі гарячого потоку (A^*) та безрозмірної довжини камери (L^*) на якість температурного вирівнювання, що оцінюється критерієм нерівномірності θ .

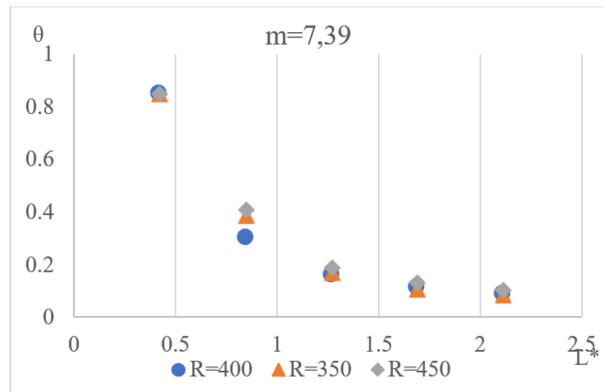


Рис. 2. Графік залежності коефіцієнта температурної нерівномірності θ від відносної довжини камери L^* ступеня двоконтурності $m = 7,39$

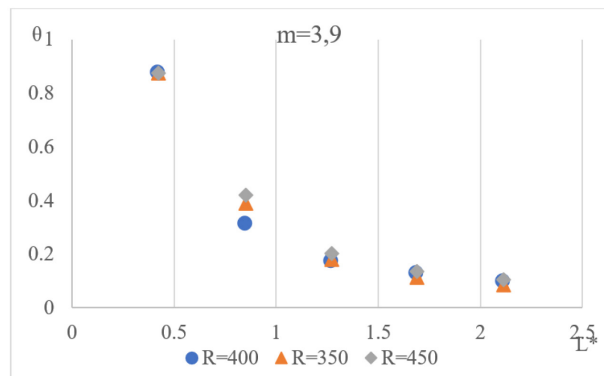


Рис. 3. Графік залежності коефіцієнта температурної нерівномірності θ від відносної довжини камери L^* ступеня двоконтурності $m = 3,9$

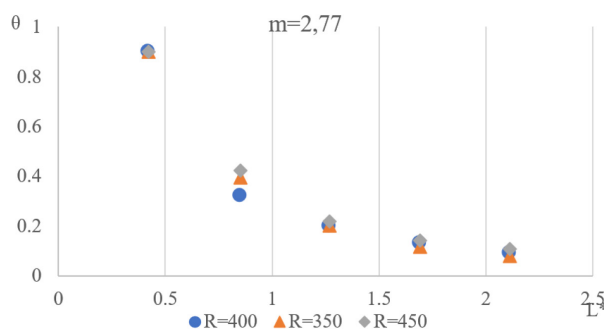


Рис. 4. Графік залежності коефіцієнта температурної нерівномірності θ від відносної довжини камери L^* ступеня двоконтурності $m = 2,77$

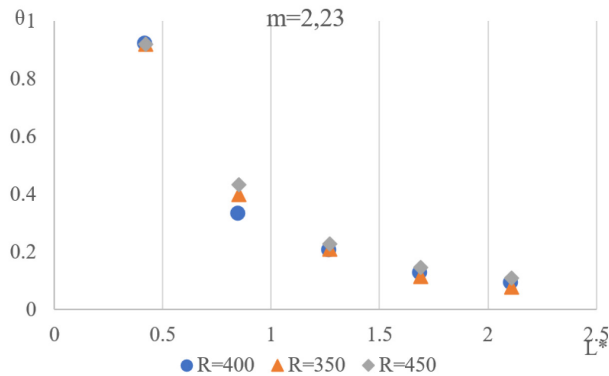


Рис. 5 – Графік залежності коефіцієнта температурної нерівномірності θ від відносної довжини камери L^* ступеня двоконтурності $m = 2,23$

Наочне уявлення про ці залежності для базового режиму ($m = 7.39$) наведено на рис. 2. Криві демонструють класичну експоненційно-спадну поведінку, де зменшення θ уповільнюється зі збільшенням L^* . Проте графіки для різних A^* розходяться, що вказує на різну «ціну» додаткової довжини для різних початкових умов.

Конфігурація 1: $R_{\text{поділу}} = 400$ мм; $A^* = 1$. Дана конфігурація, що відповідає рівномірному розподілу площ між потоками, демонструє найбільш стабільну та прогнозовану динаміку змішування. Крива $\theta(L^*)$ має гладкий спадний характер, а значення θ стабілізуються на рівні 0.08–0.10 в діапазоні $L^* = 1.27$ –2.11 (залежно від режиму). Це свідчить про досягнення квазістабільного стану, коли подальше збільшення довжини не дає суттєвого виграшу у якості.

З фізичної точки зору, такий стан відповідає завершенню основного каскаду руйнування великомасштабних вихрових структур та переходу до подальшого дифузійного вирівнювання [2]. Збалансовані імпульси потоків забезпечують ефективне формування стійкого зсувного шару з високою продукцією турбулентності, що робить цю конфігурацію оптимальною з точки зору співвідношення інтенсивності змішування та необхідної довжини тракту.

Конфігурація 2: $R_{\text{поділу}} = 350$ мм, $A^* \approx 0.66$. Зменшення площі гарячого потоку призводить до неоднозначної реакції системи, яка критично залежить від довжини. Для $L^* > 1.7$ спостерігається покращення якості змішування порівняно з базовою конфігурацією: θ зменшується на 4–10 %. Причина – різке зростання швидкості гарячого струменя (до 235–295 м/с), що посилює зсув і прискорює розвиток нестійкостей Кельвіна-Гельмгольца, інтенсифікуючи турбулентний обмін [1]. Для $L^* < 1.3$ ефект зворотний: θ перевищує базові значення на 6–28 %. Високошвидкісний, але вузький струмінь проявляє велику інерційну стійкість, і короткої довжини недостатньо для його поперечного руйнування та ефективного залучення до змішування з основним потоком. Таким чином,

конфігурація 2 є ефективною лише за умови достатньої довжини тракту, що може бути неприйнятним для компактних БПЛА.

Конфігурація 3: $R_{\text{поділу}} = 450$ мм, $A^* \approx 1.34$. Збільшення площі гарячого потоку призводить до системно найгірших показників якості змішування. Значення θ для всіх L^* перевищують базові на 12–37 %. Фізичні причини комплексні:

1. Зниження швидкісного градієнту: Падіння швидкості гарячого потоку до ≈ 116 –145 м/с ослаблює генерацію турбулентності в зоні зсуву.

2. Зростання впливу сил плавучості: Співвідношення густин призводить до зростання критерію Річардсона до значень $Ri = 0.09$ –0.12 (порівняно з $Ri < 0.03$ для інших конфігурацій). Позитивне Ri пригнічує вертикальні пульсації, стабілізуючи стратифікацію та гальмуючи змішування [3].

3. Збільшення масштабу неоднорідності: Великий характерний розмір гарячої зони вимагає більшого шляху для її дроблення.

Ця конфігурація є найменш ефективною, оскільки вимагає неприйнятно великої довжини для досягнення прийнятного рівня θ .

ОБГОВОРЕННЯ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ

Отримані результати свідчать, що ефективність температурного вирівнювання в кільцевій КЗм визначається співвідношенням імпульсів гарячого та холодного потоків, яке безпосередньо залежить від відносної площі гарячого потоку A^* . Зміна цього параметра призводить до суттєвої перебудови структури зсувного шару, інтенсивності турбулентного обміну та механізму переносу тепла.

Для конфігурації з $A^* \approx 1,00$ формується збалансований зсувний шар із високими градієнтами швидкості, що сприяє інтенсивній генерації турбулентної кінетичної енергії та ефективному конвективному переносу теплоти. За таких умов досягається швидке зменшення температурної нерівномірності вздовж осі камери, що дозволяє забезпечити заданий рівень θ при відносно малій довжині L^* . Саме цей механізм пояснює наявність чітко вираженого оптимуму за параметром A^* .

При зменшенні A^* нижче одиниці гарячий потік набуває характеру вузького високошвидкісного струменя з підвищеною інерційною стійкістю. У цьому випадку товщина зсувного шару зменшується, а інтенсивність поперечного обміну знижується, що зумовлює переважання дифузійного механізму змішування. Як наслідок, для досягнення прийнятного рівня температурної рівномірності необхідне істотне збільшення відносної довжини камери.

Збільшення A^* понад одиницю призводить до зменшення швидкості гарячого потоку та ослаблення зсувних градієнтів. Одночасно посилюється вплив

термічної стратифікації, що проявляється у зростанні критерію Річардсона та стабілізації течії. У таких умовах інтенсивність турбулентного перемішування знижується на всьому діапазоні досліджених довжин, що пояснює системне погіршення якості температурного вирівнювання.

Узагальнення результатів виконано в безрозмірній формі з використанням параметрів A^* та L^* , що дозволяє екстраполювати отримані закономірності на інші геометрично подібні камери змішування за умови збереження режимів течії.

Отримані закономірності мають важливе прикладне значення для проектування компактних КЗм, зокрема в силових установках БПЛА зі штовхаючим гвинтом, де компроміс між мінімізацією довжини тракту та забезпеченням допустимої температурної нерівномірності є визначальним для ресурсу та надійності турбіни.

ВИСНОВКИ

На основі комплексного параметричного дослідження методом CFD встановлено наступне:

Ефективність температурного змішування в кільцевій камері визначається нелінійною взаємодією двох ключових геометричних параметрів: відносної довжини L^* та відносної площі гарячого потоку A^* . Оптимізація одного параметра без урахування іншого є фізично необґрунтованою.

Встановлено три чіткі режими впливу параметра A^* :

Базовий ($A^* \approx 1.0$) забезпечує стабільно високу якість змішування за рахунок збалансованих

імпульсів потоків і є найнадійнішим для інженерного проектування.

Режим зі звуженим струменем ($A^* < 1$) ефективний лише за умови значної довжини ($L^* > 1.7$), а в компактних камерах призводить до різкого погіршення однорідності через інерційну стабільність вузького високошвидкісного ядра.

Режим з розширеним струменем ($A^* > 1$) є системно несприятливим через зниження зсувних градієнтів та стабілізацію стратифікації (зростання числа Річардсона), що погіршує змішування на всіх довжинах.

Критерій Річардсона (Ri) виявлено як ключовий фізичний індикатор якості організації процесу. Його зростання при $A^* > 1$ прямо корелює з деградацією ефективності змішування.

Для практичного проектування сформовано оптимальну параметричну область: $A^* = 0.9\text{--}1.1$ та $L^* = 1.5\text{--}1.8$. У цих межах гарантовано досягається коефіцієнт температурної нерівномірності $\theta \leq 0.12$, що забезпечує необхідний ресурс турбіни та екологічні показники.

Отримані результати мають особливу практичну цінність для розробки компактних силових установок БПЛА, де жорсткі масо-габаритні обмеження поєднуються з вимогами високої термічної надійності. Для таких умов конфігурація з $A^* \approx 1$ є єдиною раціональною, оскільки дозволяє досягти прийнятної рівномірності температури за мінімальної довжини тракту.

Отримані результати є справедливими в межах досліджених геометричних параметрів та режимів роботи двигуна і можуть бути використані для попередньої оптимізації камер змішування триконтурних ТРД або ТРДД з штовхаючим гвинтом.

REFERENCES

- [1] Abramovich, G. N. (2003). *The theory of turbulent jets*. Cambridge, Massachusetts : MIT Press. 684 p.
- [2] Tennekes, H., & Lumley, J.L. (2018). *A first course in turbulence*. Cambridge, Massachusetts : MIT Press. 320 p.
- [3] Karagozian, A. R. (2010). Transverse jets and their control. *Progress in Energy and Combustion Science*, 36(5), 531–553. <https://doi.org/10.1016/j.pecs.2010.01.001>
- [4] Goldsmith, E. L., & Seddon, J. (1993). *Practical intake aerodynamic design*. Washington, DC : American Institute of Aeronautics & Astronautics; Blackwell Scientific Publications. 447 p.
- [5] Moirou, N. G. M., Sanders, D., & Laskaridis, P. (2023). Advancements and prospects of boundary layer ingestion propulsion concepts. *Progress in Aerospace Sciences*, 138, Art. 100897. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2023.100897>
- [6] Lefebvre, A. H., & Ballal, D. R. (2010). *Gas turbine combustion: Alternative fuels and emissions* (3rd ed.). Boca Raton : CRC Press. 558 p.
- [7] Sadraey, M. H. (2025). *Unmanned aircraft design: A review of fundamentals* (2nd ed.). Cham : Springer Nature. 583 p. ISBN 978-3-031-67795-3.
- [8] Chauhan, S., & Wessley, G.J.J. (2025). Simulation-driven design of UAV micro gas turbines: A dual-platform validation approach. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 150(19), 15751–15760. <https://doi.org/10.1007/s10973-025-14894-2>
- [9] Suprianto, A., Hartono, F., Herdiana, D., Tresnoringrum, D., & Pramana, N.P. (2024). Pusher propeller performance investigation on lightweight medium-range UAV. *Engineering Journal*, 28(9), 11–24. <https://doi.org/10.4186/ej.2024.28.9.11>
- [10] Dovbysh, I. O., Muraviov, O. V., Halahan, R. M., Bohdan, H. A., & Momot, A. S. (2023). Sylovi ustanovky ta dzhерела enerhii suchasnykh BPLA [Power plants and energy sources of modern UAVs]. *Vcheni zapysky TNU imeni V. I. Vernadskoho. Seriya: Tekhnichni nauky*, 34(73), No. 5, 16–21. <https://doi.org/10.32782/2663-5941/2023.5/04>. [in Ukrainian].
- [11] Ren, D., Fan, W., & Zhang, R. (2024). Experimental and numerical study on flow mixing and combustion characteristics of a novel multibypass integrated combustor. *Physics of Fluids*, 36(4), Art. 047114. <https://doi.org/10.1063/5.0199051>

- [12] Sharma, A. (2021). *Introduction to computational fluid dynamics: Development, application and analysis*. Cham : Springer Nature. 346 p.
- [13] Chen, N. (2011). *Aerothermodynamics of turbomachinery: Analysis and design*. Hoboken, NJ : John Wiley & Sons. 448 p.
- [14] Yudin, I. I. (2025). Porivniannia rezultativ chyselnoho modeliuvannia kamery zmishuvannia z danymi fizychnoho eksperymentu [Comparison of numerical simulation results of a mixing chamber with physical experiment data]. *Aviatsiino-kosmichna tekhnika i tekhnolohiia*, No. 4, 39–44. <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4.06> [in Ukrainian].

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

- [1] Abramovich, G. N. (2003) *The theory of turbulent jets*. Cambridge, Massachusetts: MIT Press. 684 p.
- [2] Tennekes, H., Lumley, J. L. (2018) *A first course in turbulence*. Cambridge, Massachusetts: MIT Press. 320 p.
- [3] Karagozian, A. R. (2010) Transverse jets and their control. *Progress in Energy and Combustion Science*. Vol. 36. No. 5. P. 531–553. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.pecs.2010.01.001>
- [4] Goldsmith, E. L., Seddon, J. (1993) *Practical intake aerodynamic design*. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics; Blackwell Scientific Publications. 447 p.
- [5] Moirou, N. G. M., Sanders, D., Laskaridis, P. (2023) Advancements and prospects of boundary layer ingestion propulsion concepts. *Progress in Aerospace Sciences*. Vol. 138. Art. 100897. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2023.100897>
- [6] Lefebvre, A. H., Ballal, D. R. (2010) *Gas turbine combustion: Alternative fuels and emissions*. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press. 558 p.
- [7] Sadraey, M. H. (2025) *Unmanned aircraft design: A review of fundamentals*. 2nd ed. Cham: Springer Nature. 583 p. ISBN 978-3-031-67795-3.
- [8] Chauhan, S., Wessley, G. J. J. (2025) Simulation-driven design of UAV micro gas turbines: a dual-platform validation approach. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*. Vol. 150. No. 19. P. 15751–15760. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10973-025-14894-2>.
- [9] Suprianto, A., Hartono, F., Herdiana, D., Tresnoringrum, D., Pramana, N. P. (2024) Pusher propeller performance investigation on lightweight medium-range UAV. *Engineering Journal*. Vol. 28. No. 9. P. 11–24. DOI: <https://doi.org/10.4186/ej.2024.28.9.11>
- [10] Довбиш, І. О., Муравйов, О. В., Галаган, Р. М., Богдан, Г. А., Момот, А. С. (2023) Силові установки та джерела енергії сучасних БПЛА. *Вчені записки ТНУ імені В. І. Вернадського. Серія: Технічні науки*. Т. 34(73). № 5. С. 16–21. DOI: <https://doi.org/10.32782/2663-5941/2023.5/04>
- [11] Ren, D., Fan, W., Zhang, R. (2024) Experimental and numerical study on flow mixing and combustion characteristics of a novel multibypass integrated combustor. *Physics of Fluids*. Vol. 36. No. 4. Art. 047114. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0199051>
- [12] Sharma, A. (2021) *Introduction to computational fluid dynamics: Development, application and analysis*. Cham: Springer Nature. 346 p.
- [13] Chen, N. (2011) *Aerothermodynamics of turbomachinery: Analysis and design*. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons. 448 p.
- [14] Юдін, І. І. (2025) Порівняння результатів чисельного моделювання камери змішування з даними фізичного експерименту. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. № 4. С. 39–44. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4.06>

© Терещенко Ю. М., Юдін І. І.

Дата надходження статті до редакції: 21.11.2025

Дата затвердження статті до друку: 10.12.2025

Опубліковано: 30.12.2025

Стаття поширюється на умовах ліцензії CC BY 4.0