

УДК 536.8

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРИЧНОЇ ФОРМИ СОПЛА НА ТЕРМОДИНАМІЧНІ ТА ГАЗОДИНАМІЧНІ ПАРАМЕТРИ ВИХЛОПНОГО ПОТОКУ МАЛОГО ТРД З ЕЖЕКТОРОМ

Макарчук Б.О.¹, аспірант, Пономаренко С.М.², кандидат фіз.-мат. наук¹кафедра прикладної фізики навчально-наукового Фізико-технічного інституту НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», вулиця Академіка Янгеля, 7а, м. Київ, 03056, Україна, e-mail: b.makarchuk@gmail.com²доцент кафедри прикладної фізики навчально-наукового Фізико-технічного інституту НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», вулиця Академіка Янгеля, 7а, м. Київ, 03056, Україна, orcid.org/0000-0002-9851-7109, e-mail: sergiy.ponomarenko@gmail.com<https://doi.org/10.31472/ttpe.1.2026.6>

У роботі розглядається числове моделювання вихлопного потоку малого турбореактивного двигуна (ТРД), зокрема аспект впливу геометричного профілю сопла у комбінації із застосуванням ежектора на змішування потоків та тепловий слід. Отримані значення профілів тиску та швидкості у робочих перерізах верифікаційної моделі, після чого розрахована реактивна тяга двигуна та безпосередньо ежектора. Виведені з розрахунку значення однозначно пов'язують тягу двигуна з термодинамічними умовами задачі і підтверджують відповідність моделі реальній установці. Виявлено, що профілювання сопла малого ТРД у поєднанні із застосуванням ежектора дозволяє створювати вихрові течії, що інтенсифікують змішування вторинного потоку ежектора з первинним потоком сопла та здатні керувати покращити теплообмін і відповідно, за даними аналогічних досліджень, знизити температуру ядра вихлопного потоку двигуна. Подальша робота буде спрямована на оптимізацію конструкції та конкретизацію методики зниження теплової помітності апарата, що використовує малий ТРД у якості маршової рушійної установки.

The work examines numerical simulation of the exhaust flow in a small turbojet engine as well as the impact of the mixer nozzle geometry in a combination with the ejector nozzle on bypass flow mixing and overall thermal signature of the engine. Contours of the main gas flow parameters within the framework of model verification are presented; then turbojet and ejector thrust values are obtained, ensuring compliance between real engine and model specifications. It was found that profiling the mixer nozzle of a turbojet in combination with the use of an ejector nozzle can be used to create artificial vortex flows that intensify heat transfer between the secondary ejector flow and the primary mixer nozzle flow, thus reducing exhaust core temperature. Further work will be focused on overall design improvement and methodology specification for reduction of thermal signature of the aircraft utilizing small-scale turbojet engine as its main propulsion system.

Бібл. 10, табл. 1, рис. 7.

Ключові слова: теорія реактивних двигунів, CFD-моделювання, числове моделювання, ежектор, термодинаміка реактивних двигунів, газодинаміка.

Вступ. Малі турбореактивні двигуни для БПЛА літакового типу у даний момент є пріоритетним напрямком розвитку рушійних установок літальних апаратів зазначеного типу – питома потужність та крейсерська швидкість, що досягається з їх використанням, наразі не мають аналогів у контексті малогабаритних дронів дальнього радіусу дії, попри недосконалість конструкції та параметрів ефективності. У малих ТРД є два суттєві недоліки: низький ККД (до 20%) і висока питома витрата палива. Другий фактор компенсується основною перевагою (питома потужність газотурбінного агрегата), у той час як знижений ККД зумовлює високі теплові втрати робочого тіла двигуна, що спричиняє підвищений тепловий потік від вихлопу установки, що виявляється її основним недоліком у контексті використання для літальних апаратів подвійного та військового призначення.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У газодинамічному ежекторі відбувається передача енергії від активного потоку з сопла до пасивного (повітря зовнішнього середовища, т. зв. обхідний контур (англ. bypass flow)) за рахунок їх турбулентного перемішування під дією сил в'язкості. Для ефективного перемішування необхідна достатньо велика довжина камери змішування або інтенсифікація тепло- та масообміну всередині неї. Поряд із зростанням тяги двигуна великий інтерес для практики становить зниження інфрачервоного випромінювання вихідного струменя двигуна. У дослідженні [1] відзначається збереження гарячого ядра потоку вихлопних газів малого ТРД на достатньо великій відстані, оскільки у вихлопі двигуна без використання ежектора перемішування активного та пасивного потоків за рахунок сил в'язкості відбувається недостатньо інтенсивно.

Згідно даних авторів [2], модифікація малого ТРД з ежектором тягою порядку 200-1000 Н шляхом заміни сопла на спеціально сформований т. зв. шевронний профіль (англ. chevron nozzle) зумовлює близько 9% приросту тяги та у певних конфігураціях підвищує ступінь двоконтурності на 20%, додатково знижуючи температуру вихлопу двигуна за рахунок підвищення ступеня змішування потоків.

У дослідженні [3] наведені результати моделювання малого ТРД БПЛА тягою 220 Н системою RANS-рівнянь із моделлю турбулентності $k-\epsilon$, що вказують на підвищення тяги порядку 3% та зниження температури сопла на величину близько 200 К за рахунок інтенсифікації змішування потоків ежектора та профільованого шевронного сопла.

Деякі реактивні двигуни мають конструктивні особливості, що оптимізують параметри вихідного потоку (вихлопу) під необхідні умови їх роботи. Комбінація сопла складної форми та профільованого ежектора може створювати турбулентні зони та інтенсифікувати змішування потоків у сопловому тракті загалом, завдяки чому має зрости ефективність ежектора і ККД двигуна в цілому.

Основними проблемами малих ТРД є малий ККД (близько 20% у діапазоні тяг 100-1000 Н) та висока температура вихлопу у порівнянні з більшими двигунами. Ежектор може покращити характеристики установки з мінімальним приростом маси та вартості виробу [4].

Об'єктом дослідження у даній роботі є вихлопний потік малого ТРД, вплив на параметри якого досягається зміною геометричного профілю сопла; загальний вигляд розглянутих елементів двигуна (сопло, його модифіковані варіанти та ежектор) наведений на рис. 1.

Завданням роботи є якісний аналіз інтенсифікації змішування потоків ежектора та сопла малого ТРД методами CFD-моделювання модифікованої конструкції на предмет зниження теплового сліду двигуна.

Метою даного дослідження є оцінка результативності варіювання геометрії сопла малого ТРД із ежектором як методу зниження теплової помітності ЛА, шляхом CFD-моделювання вихідного та модифікованих соплових трактів двигуна й аналізу отриманих параметрів потоку.

Зміст основної гіпотези, що була висунута на основі проаналізованих результатів попереднього дослідження [4], полягає у тому, що у розглянутому класі реактив-

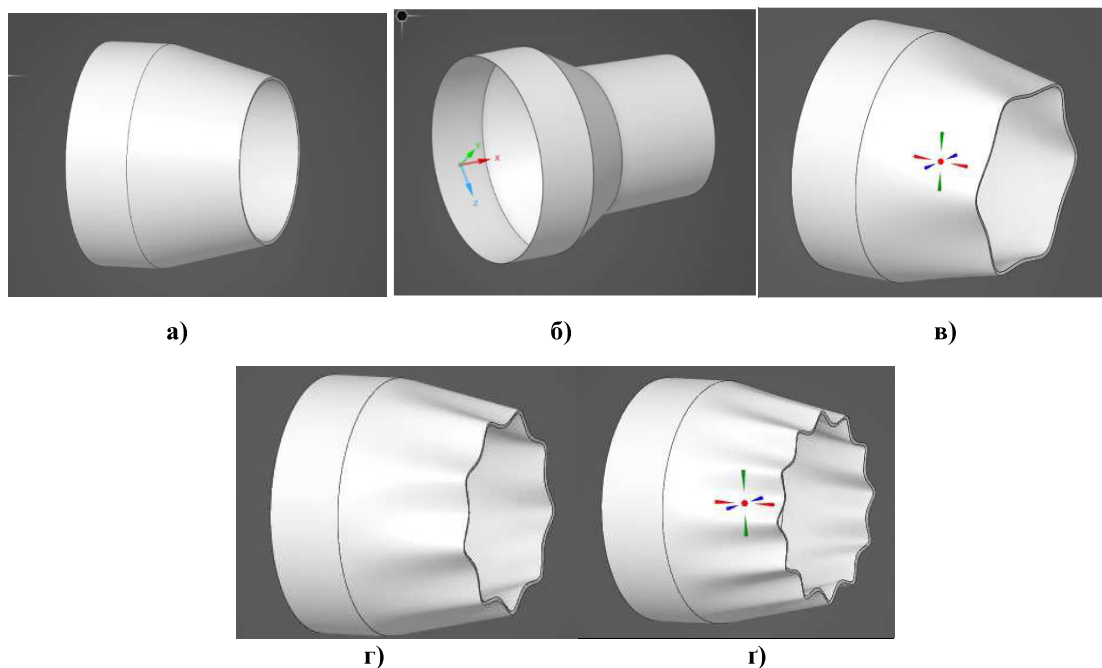


Рис. 1. 3D-моделі геометричних профілів соплового тракту малого ТРД:

а) стандартне сопло двигуна, б) ежектор, в) профільоване сопло-6, г) профільоване сопло-9, д) профільоване сопло-12,

Fig. 1. 3D-models of studied engine nozzle components:

a) standard engine nozzle, b) ejector nozzle, c) mixer nozzle-6, d) mixer nozzle-9, e) mixer nozzle-12

них двигунів підбір оптимальної конфігурації сопла і ежектора з інтенсифікацією змішування основного та вторинного потоків відповідно дозволяє знизити температуру вихлопу на 15-20% у порівнянні з вихідною установкою.

Методика дослідження полягає у CFD-моделюванні вихлопного потоку ТРД із соплами різної геометрії у поєднанні з ежектором та порівнянні характеристик вихлопу модифікації із вихідним зразком двигуна, що у свою чергу відповідає верифікованій числовій моделі.

Моделювання проведено у межах програмних інструментів ANSYS, зокрема геометрія соплових трактив, побудована у САПР ANSYS Discovery 2025, розрахункова сітка, розроблена у пакеті ANSYS Meshing, та CFD-підпроцесор ANSYS Fluent 2025 R1 з елементами Fluent Meshing. Параметри для побудови геометрії отримані з технічних характеристик існуючого двигуна для спрощення верифікації числової моделі.

Отримані результати моделювання були проаналізовані інструментами Fluent та програмного пакету ANSYS CFD-Post на предмет змін температури потоку на різних відстанях від зрізу сопла, а також інших параметрів, що характеризують змішування холодного потоку з ежектора та газу на виході з сопла двигуна.

Постановка задачі. Для побудови вихідної 2D-, 3D-верифікаційної та робочої моделі були використані технічні характеристики малого ТРД JetCat P180NX [5] (наведені у табл. 1). Також були розглянуті результати попередніх досліджень аналогічних за ТТХ двигунів [2] та [3].

Граничні умови задані на зрізі соплового тракту двигуна, стінках та вихідному перерізі розрахункової

області. Температура та тиск задані відповідно до документації по ТРД; тиск і температура зовнішнього середовища відповідні до атмосферних умов на рівні моря.

Товщина стінки сопла – 1 мм, ежектора – 0,1 мм; матеріал стінки ежектора – сталь, що є наявним у базі програмного пакету.

Відтворювана газодинаміка процесу відповідає моделі стисливого ідеального газу (типове наближення аналогічних обчислювальних задач). Початкові умови: температура вихлопу 1023 К, тиск відповідний до значення тяги двигуна на форсажі, тиск навколишнього середовища атмосферний на рівні моря (101,325 кПа). Увімкнення модуля кінетики хімічних реакцій із додаванням компонентів паливної суміші для моделювання догоряння палива у потоці не змінило термодинамічну картину потоку, відповідно було визначено, що вплив хімічних реакцій у потоці вихлопних газів нехтувано мало впливає на теплообмін; у кінцевій моделі в якості робочого тіла ТРД задана суміш продуктів згоряння заданої температури та тиску.

Застосовувана розрахункова схема - Pressure-based Numerical Solver зі схемою корекції полів тиску і швидкості Coupled; задача симетрична відносно центральної осі камери сопла.

Застосована модель турбулентності $k-\varepsilon$ з розрахунком релаксаційного множника для турбулентної в'язкості (т. зв. схема Realizable $k-\varepsilon$) для підвищення точності розрахунку змішування.

Розрахункова блочно-структурована сітка для первинної верифікаційної вісесиметричної 2D-моделі

Таблиця 1. Технічні характеристики малого турбореактивного двигуна JetCat P180 [5]

Table 1. Technical specifications of JetCat P180 small-scale turbojet engine [5]

Найменування показника, розмірність	Значення показника
Ступінь стиснення	3,5
Масова витрата потоку (кг/с)	0,38
Маса установки (кг)	1,71
Діаметр установки (мм)	112
Довжина установки (мм)	283
Температура вихлопу, °С	520-750
Оберти холостого ходу (1/хв)	32000
Максимальні оберти (1/хв)	126000
Тяга у холостому режимі (Н)	7
Тяга на форсажі (Н)	175
Швидкість вихлопного потоку (км/год)	1658
Вихідна теплова потужність вихлопу (кВт)	40,3

налічувала близько 900 тис. елементів; структурована сітка робочої 3D-моделі налічує близько 3.9 млн елементів, має згущення у ділянках входу та виходу ежектора та сопла та шарування елементів на поверхнях для збільшення точності розрахунку конвективного теплообміну та в'язкого тертя газу (вигляд у сопловому тракці наведений на рис. 2).

Верифікація моделі здійснена продувкою 2D-віссиметричної та 3D-моделі соплового тракту вихідного двигуна із подальшим розрахунком профілю тиску у критичному перерізі сопла у середовищі пост-процесора *ANSYS CFD-Post*, з якого розраховане значення тяги без та із застосуванням ежектора (у випадку з ежектором додатково перевірена його працездатність шляхом перерахунку коефіцієнта ежекції). У випадку 3D-моделі відхилення становить не більше 3% від фактичної тяги двигуна, окрім цього температура та швидкість потоку також відповідають ТТХ у межах допустимих відхилень.

Отже, можемо вважати модель верифікованою та репрезентативною. У подальшому розрахункова модель розглядається у порівнянні з моделлю течії через модифіковані тракти із соплами декількох профілів, близьких до шевронних за вигином у площині конфузора, за присутності у конструкції заводського ежектора.

Результати дослідження.

Після уточнення параметрів верифікаційної моделі було перевірене припущення про суттєву відмінність взаємодії потоків ежектора та сопла у статиці та на крейсерській швидкості польоту апарата - проведена

продувка з параметрами потоку, що відповідають певним значенням швидкості літального апарата із аналогічним класом двигуна, під час аналізу результатів якої (рис. 3-5) було помічено різке підвищення швидкості потоку у камері ежектора (т. зв. зоні змішування).

У процесі моделювання було виявлено ряд факторів, що впливають на досліджувані ефекти взаємодії потоку ежектора та сопла: швидкість літального апарата, аеродинамічний опір ежектора, параметри, що характеризують турбулізацію потоку у зоні змішування тощо.

За результатами моделювання отримані поля динамічного тиску, температури, швидкості потоку та усіх основних термо- та газодинамічних параметрів течії у тривимірній розрахунковій області.

Отримані результати були проаналізовані у межах програмних інструментів *ANSYS* (головним чином метрики, що характеризують змішування та теплообмін потоків у різних перерізах тракту), зокрема уточнено тягу двигуна у верифікаційній моделі та приріст тяги із використанням стаціонарного ежектора, помічено якісні (зміна радіальної компоненти швидкості та поява ширшого градієнту температури у шарах між потоками сопла та ежектора) та кількісні (області підвищеного значення числа Пекле, кінетичної енергії турбулентності) ознаки турбулізації потоку у місцях потенційної генерації завихорень, що вказує на те, що зміна геометричної форми сопла посилює змішування потоків ежектора та вихлопу двигуна шляхом штучного утворення вихорів на перетині периферії потоків за сопловими складками.

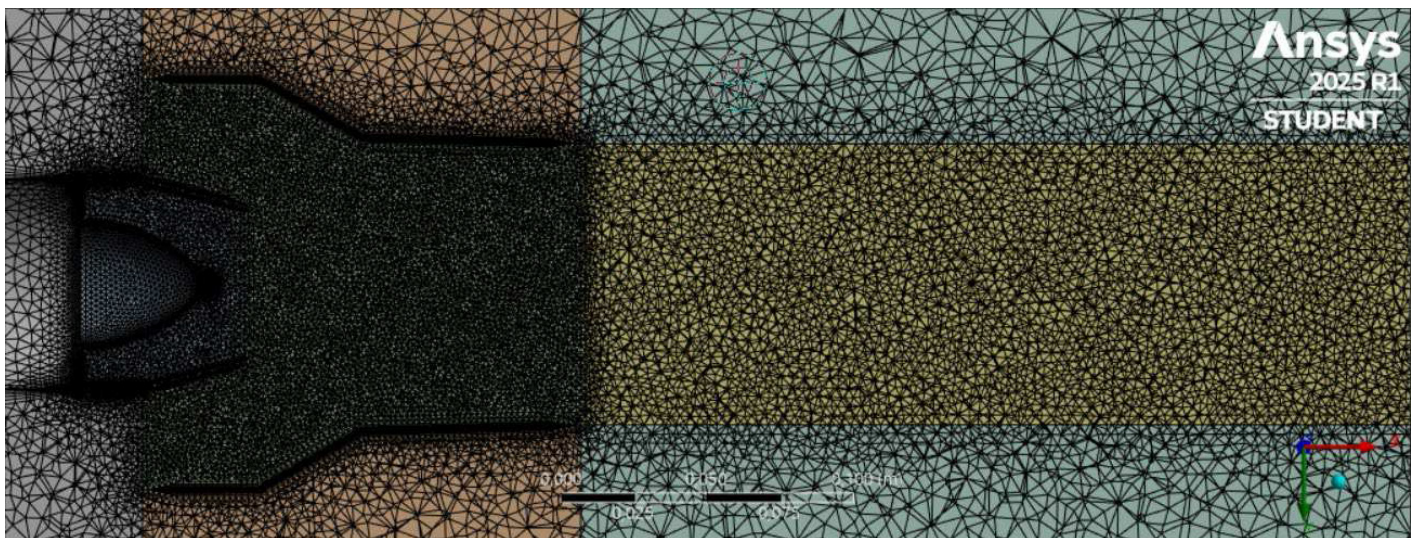


Рис. 2. Розрахункова сітка верифікаційної моделі: 3D-профіль, збірка JetCat P180 з ежектором, 912 000 вузлів, 3.9 млн елементів

Fig. 2. Mesh for 3D verification model: 3D-profile, JetCat P180 + ejector nozzle assembly, 912 000 nodes, 3.9 million elements

Із використанням САПР *ANSYS Discovery 2025* був виконаний ряд складчастих профілів сопла (рис. 1в, г, г) для перевірки закономірності зміни характеристик потоку у залежності від геометричної форми тракту. Продувки отриманих профілів виконувались у статиці, надалі планується доповнити та розширити даний тест на допустимий діапазон швидкостей польоту апарата. Поля

кінетичної енергії турбулентності у перерізі потоку газу з досліджуваних сопел наведені на рис. 6.

Отримані результати моделювання течії (рис. 6, 7) вказують на те, що складки профілю сопла інтенсифікують змішування потоків вихлопу з сопла та повітря з ежектора, що помітно з підвищенням температури поблизу складок.

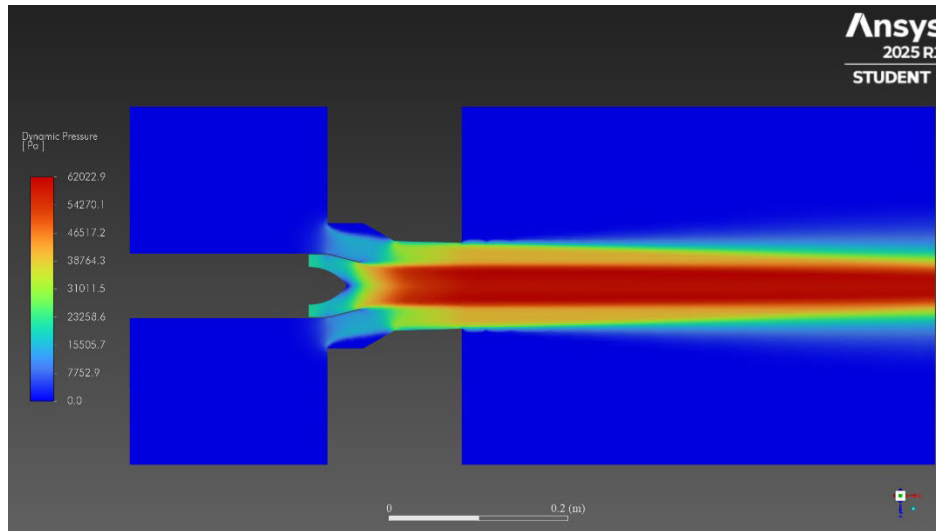


Рис. 3. Оновлена верифікаційна модель двигуна: поле значень динамічного тиску на крейсерській швидкості польоту (3D-симуляція, стандартне сопло + ежектор)

Fig. 3. Renewed verification model: contour of dynamic pressure on cruise speed (3D simulation, standard nozzle + ejector nozzle assembly)

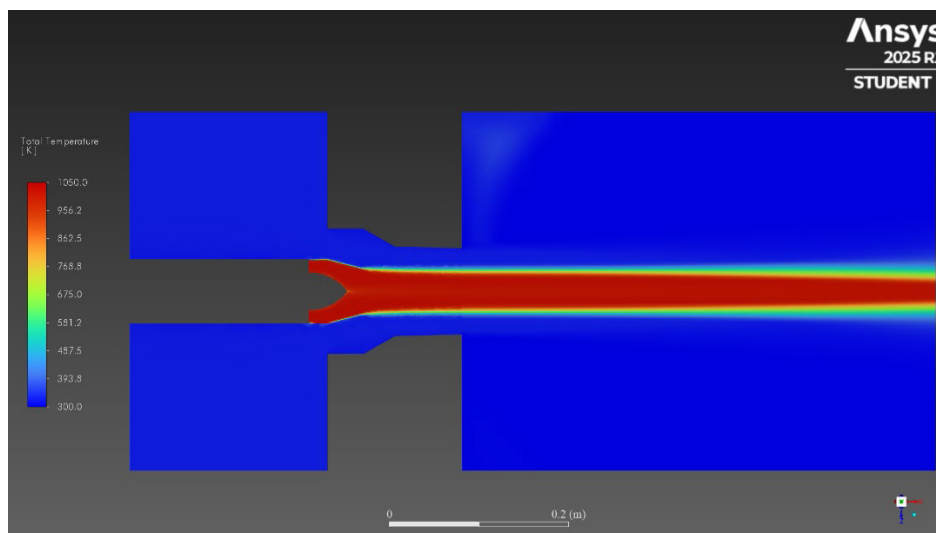


Рис. 4. Оновлена верифікаційна модель двигуна: поле значень температури на крейсерській швидкості польоту (3D-симуляція, стандартне сопло + ежектор)

Fig. 4. Renewed verification model: contour of total temperature on cruise speed (3D simulation, standard nozzle + ejector nozzle assembly)

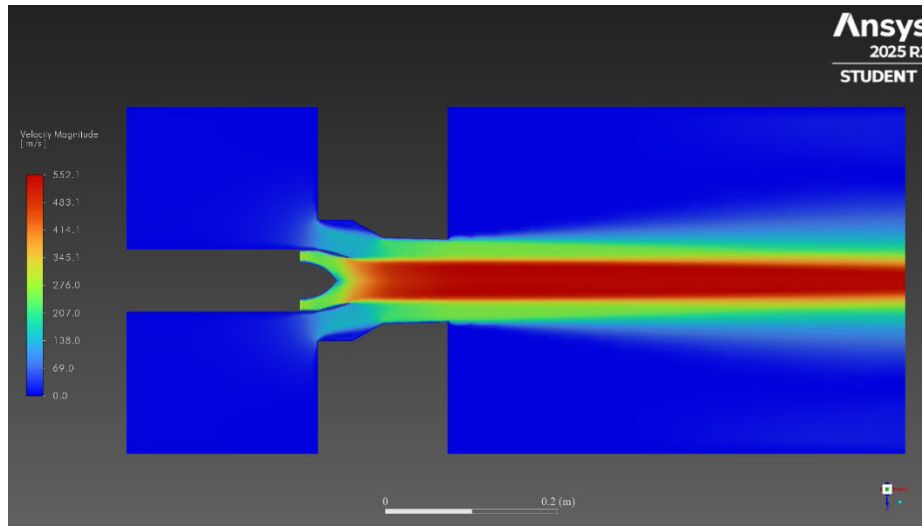


Рис. 5. Оновлена верифікаційна модель двигуна: поле значень швидкості потоку на крейсерській швидкості польоту (3D-симуляція, стандартне сопло + ежектор)

Fig. 5. Renewed verification model: contour of velocity magnitude on cruise speed (3D simulation, standard nozzle + ejector nozzle assembly)

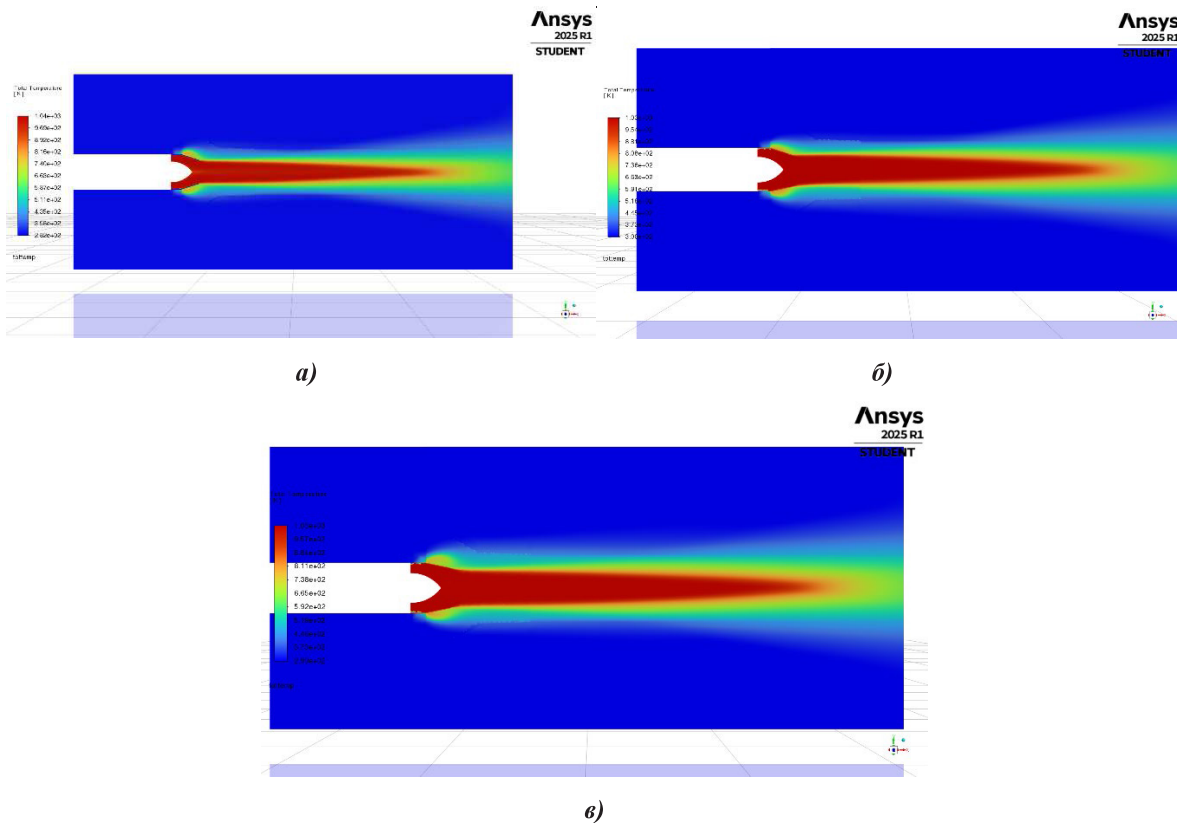


Рис. 6. Поздовжній зріз поля значень температур потоку у сопловому тракті для різних геометричних профілів сопла за присутності ежектора (сопło-6, -9 та -12 відповідно)

Fig. 6. Contour of exhaust temperature for different nozzle geometry profiles (nozzle-6, -9 and -12 respectively)

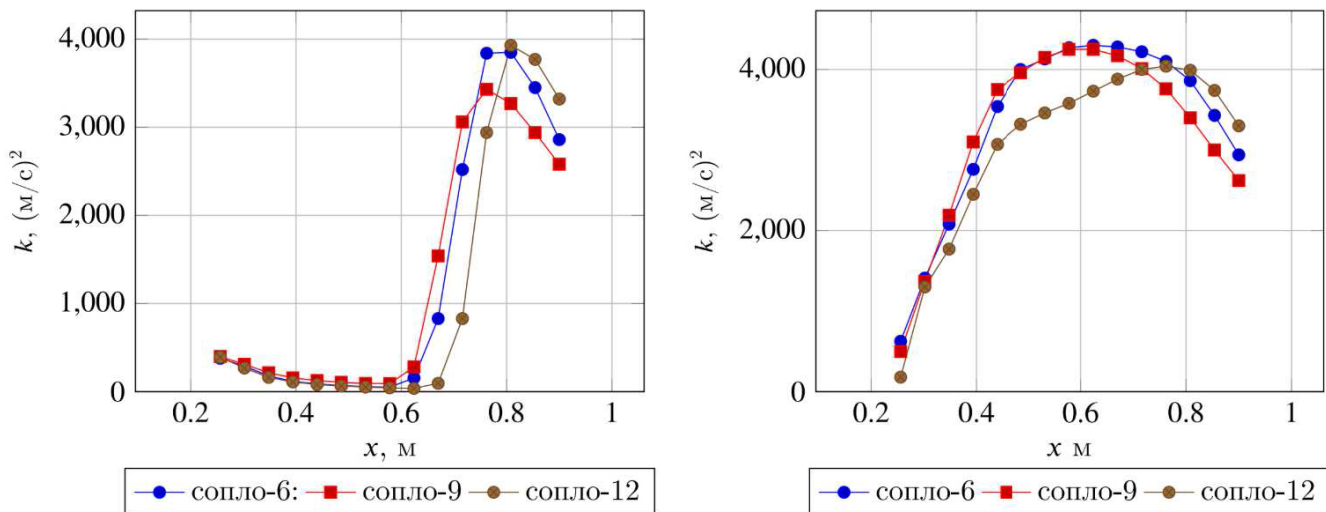
(а) в ядрі потоку ($y = 0$ мм)(б) на звуженні сопла (на відстані $y = 23$ мм від осі)

Рис. 7. Профіль приведеної кінетичної енергії турбулентності k уздовж осі вихлопного потоку для трьох профілів сопла двигуна [6]

Fig. 7. Exhaust turbulent kinetic energy k profile; lines correspond to certain nozzle profile (6, 9 and 12-wedge nozzle respectively) [6]

Аналіз додаткових джерел за тематикою роботи, проведений паралельно з опрацюванням поточних результатів моделювання, дозволяє уточнити об'єкт та методику подальшого дослідження. Так, за даними автора [7], основною складовою формування теплового сліду ТРД у контексті приладів для його виявлення (системи наведення, повітряного моніторингу тощо) є спектральна смуга середнього інфрачервоного діапазону (т. зв. MWIR, англ. Mid-wave infrared), а саме лінії, що відповідають резонансній частоті випромінювання CO_2 та CO ; отже, враховуючи характер отриманої теплової картини змішаного потоку ежектора та сопла, можемо припустити, що для досягнення ефекту малопомітності окрім зниження теплового потоку конвекцією необхідно спричинити зниження амплітуди MWIR-випромінювання вуглекислого газу, що міститься у вихлопі ТРД. Автор [8] наводить піки випромінювання у діапазоні 2.7 - 4.6 мкм як найбільшу проблему спектральної помітності літальних апаратів в цілому, оскільки на цей діапазон відкалібровані типові сенсори наведення інфрачервоних головок наведення ракет «земля-повітря» малої дальності. Дослідження [9] містить висновки тестів малого ТРД у яких вказано, що амплітуда випромінювання, отримана на спектродіаметрі від двигуна з профільованим шевронним соплом, значно знижується у порівнянні з заводським соплом, зокрема на оптимальних режимах ро-

боти ежектора, потенційно пов'язуючи це з підвищеною завихореністю на кромках шевронів. Натомість автори [10] провели лабораторні тести малого ТРД Olympus HP (номінальна тяга 230 Н), акцентуючи увагу на залежності амплітуди ІЧ-випромінювання від ступеня двоконтурності (у даному випадку тотожний коефіцієнту ежекції); було виявлено, що потужність випромінювання при значенні коефіцієнта ежекції 1,4 зменшується на 46%.

Наведена модель у подальшому буде вдосконалена з метою детального кількісного аналізу впливу параметрів геометричного профілю сопла та ежектора з інтенсифікацією змішування на теплову помітність малого ТРД.

Висновки. У даному дослідженні було описано деякі аспекти оптимізації малого ТРД з ежектором для зменшення теплової помітності дітального апарата методом CFD-моделювання модифікованого соплового тракту двигуна. На етапі верифікації моделі здійснене уточнення параметрів моделювання потоку газу у сопловому тракті малого ТРД для врахування впливу супутніх явищ (в'язке тертя, теплообмін у примежовому шарі тощо) на температурне поле факелу двигуна та кількісна оцінка верифікованості моделі за фактичними показниками тяги та коефіцієнту ежекції змодельованого ТРД у пост-процесингу; окрім цього здійснене порівняння термо- та газодинаміки вихлопу сопел складчастої

геометрії, проварійованої для якісного аналізу впливу на змішування. Отримані результати свідчать, що: загальні термо- та газодинамічні початкові умови та параметри моделі підібрані вірно і відповідають поведінці реального пристрою згідно його ТТХ; існує ряд факторів, що впливають на ефективність створюваної методики зменшення теплового сліду - зокрема швидкість набігаючого потоку, наявність аеродинамічних елементів, що сприяють його турбулізації за рахунок локальної зміни перерізу тощо. Виявлено, що профілювання сопла малого ТРД у поєднанні з застосуванням ежектора дозволяє створювати вихрові течії, що інтенсифікують змішування вторинного потоку ежектора з первинним потоком сопла та здатні керувати покращити теплообмін і відповідно, за даними аналогічних досліджень, знизити теплову сигнатуру вихлопу двигуна.

ЛІТЕРАТУРА:

1. *А.А. Халатов, О.Ф. Немчин, С.Г. Кобзар, А.В. Кузьмін, І.І. Борисов.* Імпульсно-детонаційні двигуни: сучасний стан і результати дослідження. Ч.1: Сучасний стан. Ліра, Дніпро, Україна, 2024, С. 88. <https://doi.org/10.23877/978-966-981-942-0>.
2. *R. Schmidt, A. Hupfer* (2021-08-16). Design and numerical simulation of ejector nozzles for very small turbojet engines. *CEAS Aeronautical Journal*, 12(4), 18 pages. <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00537-3>
3. *Y. Shan, J.-z. Zhang, and G.-p. Huang* (2014-11-19). Experimental and Numerical Studies on Lobed Ejector Exhaust System for Micro Turbojet Engine. *Aerospace*. <https://doi.org/10.1080/19942060.2011.11015358>.
4. *Б. О. Макаруч, С. М. Пономаренко.* Дослідження впливу форми соплового тракту на термодинамічні та газодинамічні параметри вихлопу малого реактивного двигуна. *Теплофізика та теплоенергетика*, 2025, т. 47, №1. ISSN 2663-7243 (online). [Електронний ресурс] <https://ihe.nas.gov.ua/index.php/journal/article/view/619>.
5. *JetCat, P180NX* Gas Turbine Engine specifications (2026-02-03). [Електронний ресурс] https://www.jetcat.de/en/productdetails/produkte/jetcat/produkte/Eingestellte%20Produkte%20Zubehoer/p180_nx.
6. *К.І. Комаров, Б.О. Макаруч, С.М. Пономаренко.* Вплив профілювання сопла на газодинаміку вихлопу малого турбореактивного двигуна. *Матеріали XXIII Всеукраїнської науково-практичної конференції студентів, аспірантів та молодих вчених “Теоретичні і прикладні проблеми фізики, математики та інформатики”* (14 – 17 травня 2025 р., м. Київ). С. 112-115. ISBN 978-966-990-053-1.
7. *Arvind G. Rao* (2011). Infrared Signature Modeling and Analysis of Aircraft Plume. *International Journal of Turbo Jet Engines*, 28, 187-197. <https://doi.org/10.1515/tjj.2011.023>.
8. *R. E. Ball.* The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability: Analysis and Design, 2nd Edition // 2003. <https://doi.org/10.2514/4.862519>.
9. *Dix J. et al.* Infra-red signature reduction study on a small-scale jet engine. *The Aeronautical Journal*. 2005. T. vol. 109. № no. 1092. С. p.p. 83-88. <https://doi.org/10.1017/S0001924000000580>.
10. *Choi S. M., Jang H. S., Park H. H.* Infrared signal of the lobed mixer with external air mixing // *The Aeronautical Journal*. 2021. T. vol. 125. № no. 1291. С. p.p. 1501-1518. <https://doi.org/10.1017/aer.2021.28>.

A RESEARCH ON INFLUENCE OF NOZZLE GEOMETRY ON THERMODYNAMIC AND FLUID DYNAMIC EXHAUST PROPERTIES OF A SMALL-SCALE JET ENGINE

Makarchuk B.O.¹, Ponomarenko S.M.²

¹Postgraduate, department of Applied Physics, Institute of Physics and Technology, NTUU "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Academic Yangel st., 7a, Kyiv, 03056, Ukraine, e-mail: b.makarchuk@gmail.com

²PhD (Phys. & Math.), Associate Professor at the Department of Applied Physics, Institute of Physics and Technology, NTUU "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Academic Yangel st., 7a, Kyiv, 03056, Ukraine, orcid.org/0000-0002-9851-7109, e-mail: sergiy.ponomarenko@gmail.com

<https://doi.org/10.31472/ttpe.1.2026.6>

The purpose of this study is to evaluate the effectiveness of nozzle profiling of a small turbojet engine with an ejector as a method of reducing the thermal signature of an aircraft by CFD modeling of the original and modified engine nozzle ducts and by analyzing the resulting flow parameters.

The main task of the research is to conduct a qualitative analysis of the intensification of mixing of ejector and nozzle flows in a small turbojet engine using CFD simulation of a modified design in order to reduce the thermal signature of the engine.

During the simulation, a number of factors were identified that influence the studied effects of interaction between the ejector flow and the nozzle: aircraft speed, aerodynamic drag of the ejector, parameters characterizing flow turbulence in the mixing zone, etc. The results of the simulation include contours of dynamic pressure, temperature, flow velocity, and all the main thermal and fluid dynamic parameters of the flow in the three-dimensional calculation domain.

It has been shown that profiling the nozzle of a small turbojet engine in combination with the use of an ejector allows the formation of vortex flows that intensify the mixing of the secondary flow of the ejector with the primary flow of the nozzle and can be used to improve heat transfer and, according to similar studies, reduce the thermal signature of engine exhaust.

The described method will be further improved for a detailed quantitative analysis of the influence of the geometric profile parameters of the ejector nozzle on the mixing intensification and thermal visibility of a small turbojet engine.

References 10, tabl. 1, fig. 7.

Key words: jet engine theory, CFD simulation, numerical simulation, ejector nozzle, jet engine thermodynamics, fluid dynamics.

1. A.A. Khalatov, A.F. Nemchin, S.G. Kobzar, A.V. Kuzmin, I.I. Borisov. Pulse Detonation Engines: Current State and Results of Studies. Part 1: Current State. Lira LTD, Dnipro, Ukraine, 2024, P. 88. (in ukr.) <https://doi.org/10.23877/978-966-981-942-0>.

2. R. Schmidt, A. Hupfer (2021-08-16). Design and numerical simulation of ejector nozzles for very small turbojet engines. CEAS Aeronautical Journal, 12(4), 18 pages. <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00537-3>.

3. Y. Shan, J.-z. Zhang, and G.-p. Huang (2014-11-19). Experimental and Numerical Studies on Lobed Ejector Exhaust System for Micro Turbojet Engine. Aerospace. <https://doi.org/10.1080/19942060.2011.11015358>.

4. Makarchuk, B. O., Ponomarenko, S. M. A research on influence of exhaust shape on thermodynamic and fluid dynamic exhaust properties of a small-scale jet engine. Thermophysics and Thermal Power Engineering, 2025, vol. 47(1), 89-99. ISSN 2663-7243 (online). [Digital source] <https://ihe.nas.gov.ua/index.php/journal/article/view/619>

5. JetCat, P180NX Gas Turbine Engine specifications (2026-02-03). [Digital source] https://www.jetcat.de/en/productdetails/produkte/jetcat/produkte/Eingestellte%20Produkte%20Zubehoer/p180_nx.

6. K. I. Komarov, B. O. Makarchuk, S. M. Ponomarenko. Influence of nozzle geometry on exhaust flow dynamics of a small-scale turbojet. Thesis of XXIII Ukrainian scientific conference "Theoretical and applied problems of physics, mathematics and computing" (14 – 17 May 2025, Kyiv). P. 112-115. ISBN 978-966-990-053-1.

7. Rao, Arvind G. (2011). Infrared Signature Modeling and Analysis of Aircraft Plume. International Journal of Turbo Jet Engines, 28, 187-197. <https://doi.org/10.1515/tjj.2011.023>.

8. R. E. Ball. The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability: Analysis and Design, 2nd Edition // 2003. <https://doi.org/10.2514/4.862519>.

9. Dix J. et al. Infra-red signature reduction study on a small-scale jet engine. The Aeronautical Journal. 2005. T. vol. 109. № no. 1092. C. p.p. 83-88. <https://doi.org/10.1017/S0001924000000580>.

10. Choi S. M., Jang H. S., Park H. H. Infrared signal of the lobed mixer with external air mixing // The Aeronautical Journal. 2021. T. vol. 125. № no. 1291. C. p.p. 1501-1518. <https://doi.org/10.1017/aer.2021.28>.

Отримано 24.12.2025

Received 24.12.2025

Прийнято до друку 05.02.2026
Accepted for publication 05.02.2026