

УДК 536.8

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ФОРМИ СОПЛОВОГО ТРАКТУ НА ТЕРМОДИНАМІЧНІ ТА ГАЗОДИНАМІЧНІ ПАРАМЕТРИ ВИХЛОПУ МАЛОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

Макарчук Б.О.¹, аспірант, Пономаренко С.М.², кандидат фіз.-мат. наук

¹кафедра 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.com

²доцент 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/tpe.1.2025.9>

У роботі розглядається числова 2D та 3D - модель потоку робочого тіла малого турбореактивного двигуна (ТРД) у сопловому тракті з ежектором заданих параметрів, а також аспект впливу ежектора та профільованого сопла на тепловий слід малого ТРД. Отримані поля значень основних параметрів потоку газу на виході з двигуна для 2D - моделі двигуна-аналога у рамках верифікації моделі; окрім цього, модель було верифіковано продувкою повітрям 3D - профілю вихідного двигуна для первинного визначення впливу течії ежектора на параметри вихлопу. Отримано якісний висновок - профілювання сопла малого ТРД у поєднанні із застосуванням ежектора дозволяє створювати вихрові течії, що інтенсифікують теплообмін вторинного потоку ежектора з первинним потоком сопла та знижують температуру вихлопу двигуна. Отримані кількісні результати є відповідними до параметрів існуючого двигуна, що може бути застосований у малогабаритних літальних апаратах (ЛА) з крейсерськими дозвуковими швидкостями з метою збільшення маси корисного навантаження, дальності польоту або зниження теплової помітності апарата.

The work examines numerical 2D and 3D models of the working medium flow in a nozzle duct of a small turbojet engine with a nozzle of specified parameters, as well as the impact of the nozzle and the profiled nozzle on the thermal signature of the small-scale turbojet. The obtained contours of the main gas flow parameters at the engine exit for the 2D engine-analog model within the framework of model verification are presented; in addition, the model was verified through air blowing through the 3D model domain of ejector nozzle to initially evaluate the impact of the ejector flow on the exhaust parameters. A qualitative conclusion was drawn – profiling the nozzle of a turbojet in combination with the use of an ejector can be used to create vortex flows that intensify the heat transfer between the secondary ejector flow and the primary nozzle flow, thus reducing the engine exhaust temperature. The quantitative results obtained correspond to existing model of engine, which can be applied to small-sized aircraft with subsonic cruise speeds to achieve greater payload mass, flight range, or reduced thermal signature of the aircraft

Бібл. 9, табл. 1, рис. 8.

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

Вступ. У даний момент для швидкісних БПЛА літакового типу великої дальності застосовуються малі турбореактивні двигуни тягою 80-1000 Н. Основною перевагою турбореактивних двигунів перед аналогами (наприклад, пульсуючим реактивним двигуном (РД)) є їхня висока питома потужність, що дозволяє значно зменшити суху масу апарата у порівнянні з поршневи-ми або електричними рушійними установками. Проте у таких двигунів є два суттєві недоліки: низький ККД (до 20%) і висока витрата палива. Другий фактор компенсується високою питомою тягою, натомість перший зумовлює високі теплові втрати двигуна, що призводять до підвищеної (у порівнянні з більшими установками) температури факела двигуна – це ключовий недолік у контексті військового використання малогабаритних РД.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У сучасних багатофункціональних літальних апаратах широко

використовуються ежекторні сопла з метою збільшення тяги літаків вертикального зльоту та посадки, зниження довжини розбігу літака при зльоті, при форсуванні тяги для вирішення бойових завдань, для зниження концентрації CO₂, CO, NO_x у вихідному струмені двигуна, температури вихідних газів, що істотно зменшує рівень інфрачервоного випромінювання струменя двигуна, а також його шум. Важливими перевагами ежектора є простота конструкції, відсутність рухомих частин, мала вага та невисока вартість; цей пристрій працює у широкому діапазоні зміни параметрів газу і дозволяє легко змінювати режим експлуатації. Залежно від призначення (хімічна, вакуумна, металургійна промисловість), ежектор може мати різну конструкцію [1].

Потік вихлопних газів за двигуном без використання ежектора поступово розширюється і поєднується з атмосферним повітрям, однак гаряча частина струменя

зміщується у центральну область та зберігає свою температуру досить довго. У дослідженні [1] розглянуті результати чисельного моделювання ліній току у газовому ежекторі, з варіюванням величини зазору у вихідному перерізі ежектора; було визначено, що ця величина відіграє важливу роль у змішуванні потоків. При цьому також відзначається збереження гарячого ядра на достатньо великій відстані. Це означає, що у прямолінійному потоці перемішування активного та пасивного потоків за рахунок сил в'язкості відбувається недостатньо інтенсивно. Результати експериментального дослідження показують, що зі зростанням кількості обертів зростає ККД компресора, а питомі витрати палива знижуються, причому це більш помітно для малих обертів двигуна. Також важливим висновком даного твердження є те, що становлення вихідного ежектора слугує ефективним засобом зниження акустичного шуму малого реактивного двигуна [1].

Дослідження [2] показує можливість точного моделювання малих ТРД з використанням математичних моделей поширених гідрогазодинамічних програмних пакетів на прикладі *ANSYS CFX*; досягнута збіжність отриманих з моделювання результатів з реальними показниками двигуна у межах 5%.

Результати дослідження [3] вказують на додаткову вторинну особливість малих ТРД у порівнянні з габаритнішими двигунами – висока температура вихлопу зумовлює варіацію ККД через зміну параметрів навколишнього середовища (висота польоту, вологість повітря тощо), що зумовлює додаткові втрати палива та підвищені навантаження на установку під час польоту за різними профілями (зокрема при переході з малих на великі висоти).

У дослідженні [4] розглядалась модифікація малого ТРД шляхом переробки двигуна у турбовентиляторний (ТРД з високим ступенем двоконтурності). Наведені результати для двигунів тягою до 200 Н вказують на суттєве підвищення тяги (до 40%) та зниження паливної витрати на величину порядку 50-60%, проте потребують установки дороговартісного передаточного механізму для вентилятора двигуна, що у випадку малих БПЛА не завжди є економічно вигідним рішенням.

Деякі реактивні двигуни мають конструктивні особливості, що оптимізують параметри вихідного потоку (вихлопу) під необхідні умови їх роботи, наприклад, маючи таку геометрію, що створює штучні вихрові течії, які коригують характеристики потоку на виході з сопла [5]. 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.

Рішення проблем створення ежектора для малого ТРД у значній мірі можна описати як задачу оптимізації двигуна під визначені умови його роботи. До основних поширених функцій ежектора відносяться: зниження споживання пального, зменшення вартості години роботи або покращення характеристик двигуна — таких, як тяга, питомий імпульс та інші спеціальні параметри установки. 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 двигуна з мінімальним приростом маси та вартості виробу.

Об'єктом дослідження у даній роботі є форма та профіль сопла двигуна та форма ежектора, вигляд яких показаний на рис. 1.

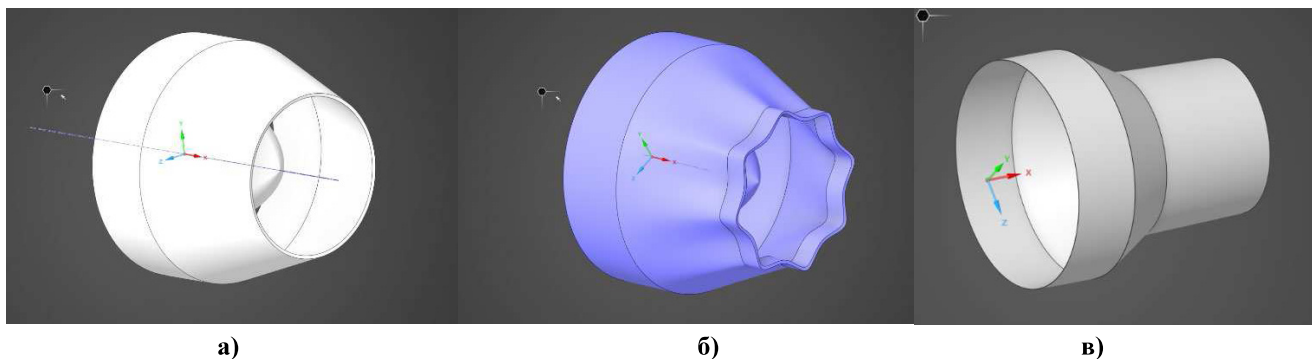


Рис. 1. 3D-моделі досліджуваних елементів соплового тракту малого ТРД:

а) – сопло двигуна, б) – профільоване сопло-змішувач, в) – ежектор

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

a) – standard engine nozzle, b) – mixer nozzle, c) ejector nozzle

Завданням роботи є дослідження методу ежекторно-го впорскування у малому ТРД шляхом числового моделювання його соплового тракту та якісного і кількісного аналізу модифікованої конструкції, що використовує комбінацію «ежектор-змішувач» для зниження теплового сліду двигуна.

Метою даного дослідження є оцінка доцільності використання модифікованого сопла та ежектора з інтенсифікацією змішування для зниження теплової помітності та підвищення паливної ефективності малого ТРД, використовуючи термогазодинамічне числове моделювання соплового тракту двигуна.

Методика даного дослідження полягає у термо- та газодинамічному числовому моделюванні потоку газу у сопловому тракті малого ТРД за допомогою програмного пакету ANSYS Fluent 2024 R1, на основі геометрії, побудованої у САПР ANSYS Discovery 2024 та розрахункової сітки, розробленої у пакеті ANSYS Meshing. Параметри для побудови геометрії отримані з технічних характеристик існуючого двигуна для спрощення верифікації числової моделі. Отримані результати моделювання були проаналізовані інструментами *Fluent* 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 основної верифікаційної та робочої моделі були використані технічні характеристики існуючого малого ТРД *JetCat P180* [6] (табл. 1). Також були розглянуті результати попередніх досліджень авторів [7] та [8], де було проаналізовано роботу двигунів аналогічних розмірів

і характеристик. Геометрія та параметри установок з вищезгаданих робіт були використані для первинної верифікації нової розрахункової моделі шляхом продувки 2D-профілів соплового тракту двигунів з відомими параметрами.

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.

У математичній моделі описується газодинаміка потоку розжареного стисливого газу на виході з сопла малого ТРД та ежектора. Для даної моделі задані умови: температура вихлопу 1000 К, тиск відповідний до значення тяги двигуна на форсажі, тиск навколишнього середовища атмосферний на рівні моря (101,3 кПа). У процесі первинної верифікації було виявлено, що вплив хімічних реакцій у потоці вихлопних газів незначний (увімкнення модуля кінетики хімічних реакцій не змінило термодинамічну картину потоку), відповідно у робочій моделі задана суміш продуктів згоряння заданої температури та тиску; було визначено, що для малих ТРД з діапазоном температур вихлопу 500-1000 К задачу можна розв'язувати як стаціонарну з моделлю стисливості ідеального газу з достатньою точністю.

Для моделювання було використано програмний пакет відкритого доступу *ANSYS Student 2024 R1*. Для розрахунків застосовано підпроцесор *Fluent* з

Таблиця 1. Технічні характеристики малого турбореактивного двигуна *JetCat P180* [6]

Table 1. Technical specifications of *JetCat P180* small-scale turbojet engine [6]

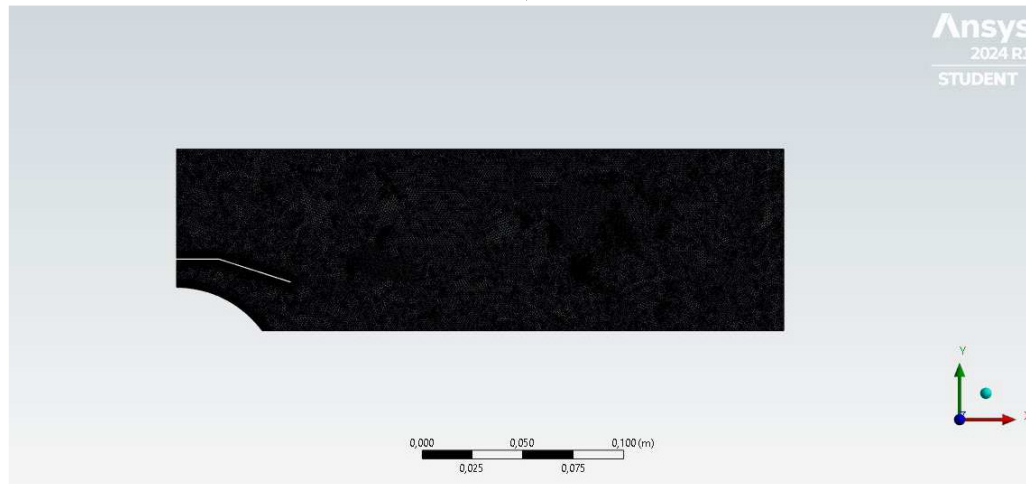
Найменування показника, розмірність	Значення показника
Ступінь стиснення	3,5
Масова витрата потоку (кг/с)	0,38
Маса установки (кг)	1,71
Діаметр установки (мм)	112
Довжина установки (мм)	283
Температура вихлопу, °С	520-750
Оберти холостого ходу (1/хв)	32000
Максимальні оберти (1/хв)	126000
Тяга у холостому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

методологією CFD та розрахункову модель Pressure-based Numerical Solver зі схемою корекції полів тиску і швидкості SIMPLEC.

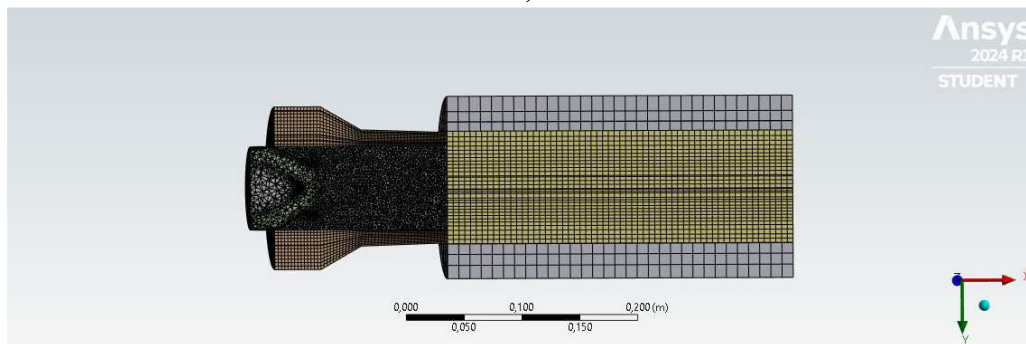
Задача симетрична відносно центральної осі камери сопла. У первинному верифікаційному розрахунку використовувалась модель турбулентності $k-\epsilon$ типу RNG,



а)



б)



в)

Рис. 2. Розрахункові сітки досліджуваних моделей: а) – верифікаційна модель, 2D-профіль, двигун Hamilton Sundstrand TJ-50, б) – 2D-профіль, JetCat P180, в) робоча модель, 3D-профіль, JetCat P180

Fig. 2. Mesh variations in different stages of CFD calculation: a) verification model, 2D-profile, Hamilton Sundstrand TJ-50 engine; b) 2D-profile, JetCat P180; c) final model, 3D-profile, JetCat P180

що у робочій моделі була змінена на $k-\varepsilon$ з розрахунком релаксаційного множника для турбулентної в'язкості (т. зв. схема Realizable $k-\varepsilon$) [9] для підвищення точності розрахунку змішування. Також були проведені тестові продувки повітрям із увімкненою функцією Species Transport, масові складові для яких були розраховані відповідно до документації малого ТРД JetCat P180 [6].

При побудові первинної верифікаційної моделі розрахунку були застосовані 2D-профілі двигунів-аналогів з осью симетрії, нижня грань яких є віссю симетрії, сопло та ежектор представлені вирізами відповідної форми у розрахунковій області, що задані як стінка заданої товщини.

Побудована розрахункова сітка для 2D-профілів налічувала від 75 до 80 тис. елементів в залежності від моделі двигуна; розрахункова сітка для робочої 3D-моделі налічує близько 400 тис. елементів.

Після первинної верифікації було проведено моделювання потоку у робочому двигуні P180 у дво- та тривимірному виконанні; отримані результати були порівняні з ТТХ двигуна, після чого проведено фінальне моделювання тривимірної розрахункової області з заводським соплом та ежектором і з модифікованим сопловим трактом (спеціально спрофільованим соплом та ежектором двигуна).

Для первинної верифікації моделі було використано пласку двовимірну вісесиметричну геометрію сопла і ежектора та проведено розрахунок на прикладі малого турбореактивного двигуна Hamilton Sundstrand TJ-50, що використовувався в аналогічній задачі з попередніх досліджень [8]. Після первинної верифікації було проведено моделювання аналогічного за розмірністю

профілю двигуна, що розглядається в основній моделі — ТРД JetCat P180 [6].

Для оптимізації розрахунку при збереженні його точності було розглянуто дві моделі — симуляція суміші продуктів згоряння (з використанням модуля Species Transport) та продувка повітрям за моделлю ідеального газу. Було отримано поля температур та масової частки продуктів згоряння, з яких зроблений кількісний висновок, що частка керосину у газовому тракті вихлопу спадає у межах похибки розрахунку; поле температур по осі потоку після виходу з сопла не змінюється, а отже горіння паливної суміші не має помітного впливу на термодинаміку вихлопних газів. За отриманими полями швидкостей та числа Маха досягнута збіжність з параметрами реального двигуна JetCat P180 у межах 3% від фактичних характеристик.

Отже, можемо вважати модель верифікованою та репрезентативною; надалі розрахункова модель використовується у симуляціях потоку через стандартне сопло та ежектор двигуна, і потоку через модифікований сопловий тракт, що містить спеціально профільоване сопло та ежектор.

Результати дослідження.

За результатами моделювання отримані поля тиску, температури, кінетичної енергії турбулентності (рис. 3, 4) та числа Маха потоку газу у тривимірній розрахунковій області; окремо були розглянуті поля температури у поперечній площині потоку. Помітне збільшення кінетичної енергії турбулентності потоку в ежекторі та більш рівномірний розподіл температур вихлопного потоку у випадку використання модифікованого сопла та ежектора.

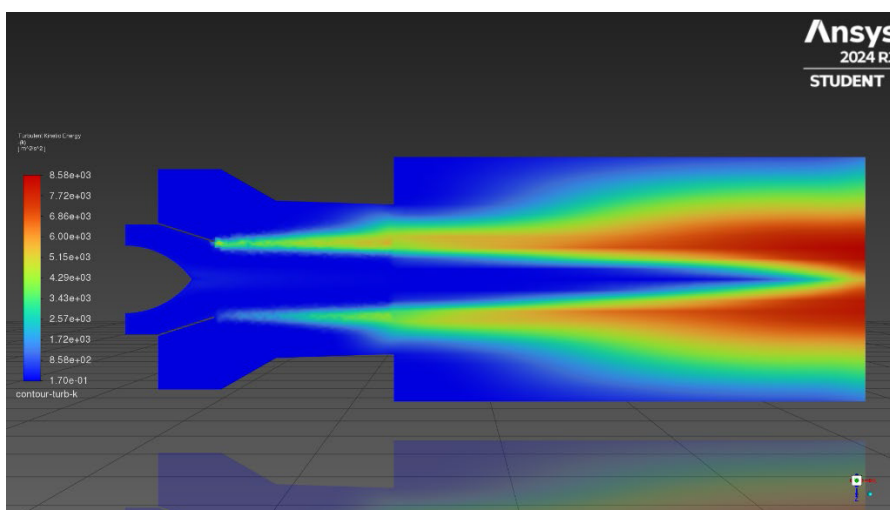


Рис. 3. Поле значень кінетичної енергії турбулентності k (3D-симуляція, стандартне сопло)

Fig. 3. Contour of turbulent kinetic energy k (3D simulation, standard nozzle)

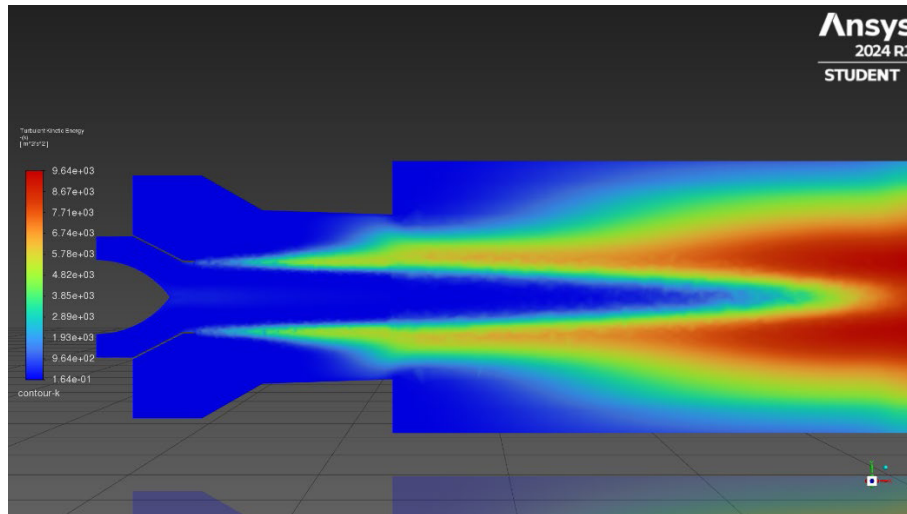


Рис. 4. Поле значень кінетичної енергії турбулентності k (3D-симуляція, профільоване сопло)
Fig. 4. Contour of turbulent kinetic energy k (3D simulation, mixer + ejector nozzle)

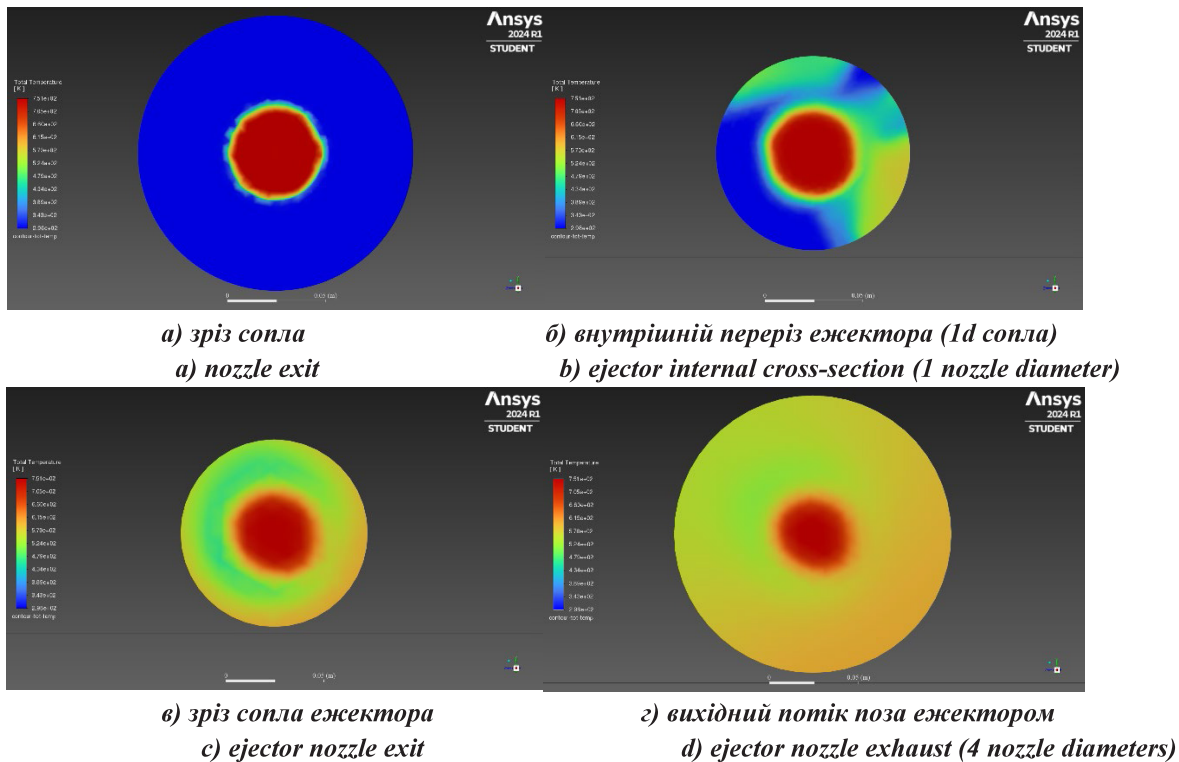


Рис. 5. Поперечний зріз поля значень температур потоку у сопловому тракті (3D-симуляція, стандартне сопло) (а-г, на відстані 1, 2, 3 і 4 діаметрів сопла відповідно)

Fig. 5. Cross-section contour of exhaust temperature (3D simulation, standard nozzle) (a-d, on distance of 1-4 nozzle diameters respectively)

Отримані результати (рис. 5 та 6) вказують на те, що профільоване сопло інтенсифікує змішування потоків гарячого газу на виході з сопла та повітря з ежектора, що помітно зі зниженням температури периферії потоку

з сопла ТРД на деякій віддалі від критичного перерізу (рис. 6в); окрім цього, утворений шар змішаного газу має істотно меншу температуру у порівнянні з ядром потоку.

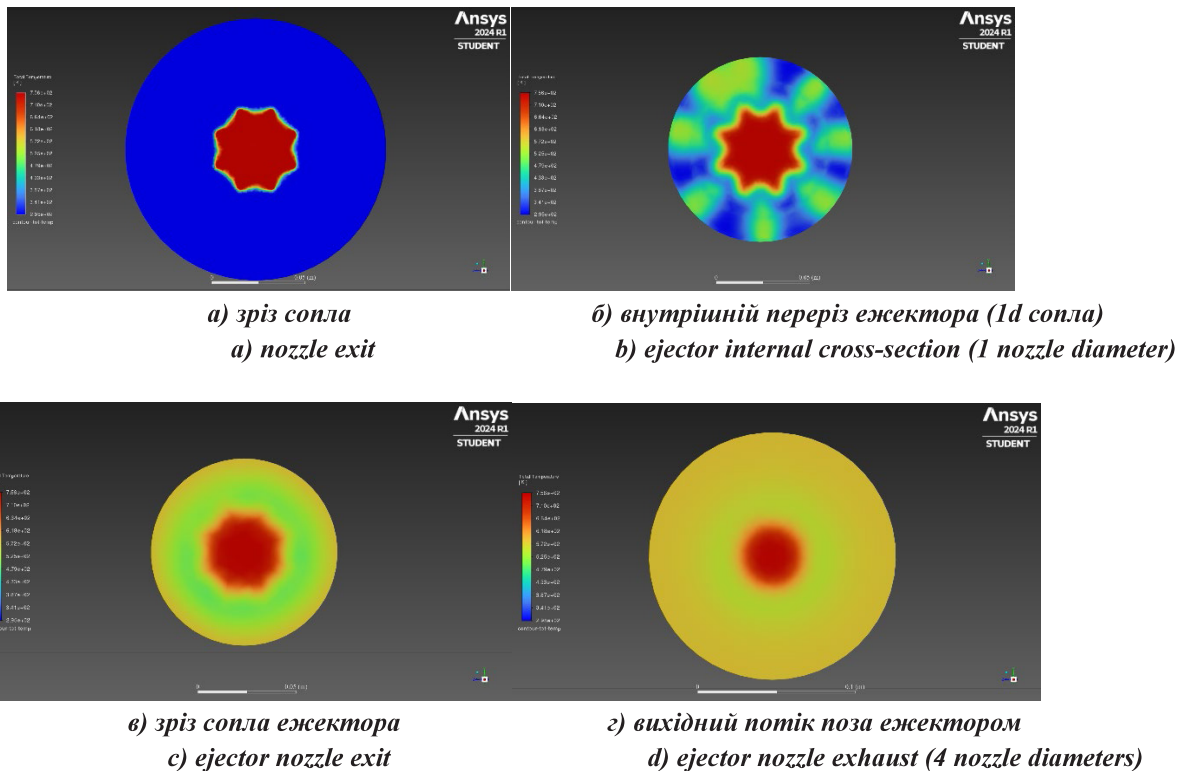


Рис. 6. Поперечний зріз поля значень температур потоку у сопловому тракті (3D-симуляція, профільоване сопло-змішувач) (а-г, на відстані 1, 2, 3 і 4 діаметрів сопла відповідно)

Fig. 6. Cross-section contour of exhaust temperature (3D simulation, mixer + ejector nozzle) (a-d, on distance of 1-4 nozzle diameters respectively)

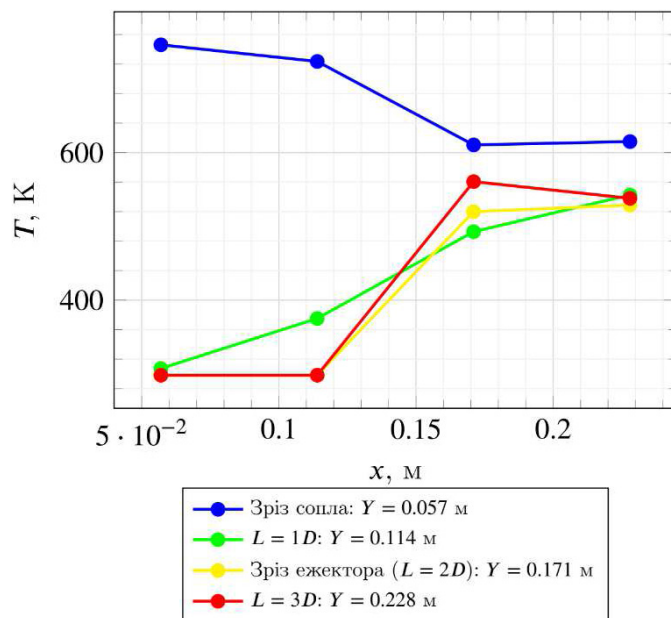


Рис. 7. Профіль температури у поперечному перерізі вихідного потоку двигуна (стандартне сопло + ежектор); лінії на графіку відповідають визначеній відстані по осі Y від ядра потоку

Fig. 7. Exhaust temperature cross-section profile (standard nozzle + ejector); lines correspond to certain distance in Y axis from exhaust core

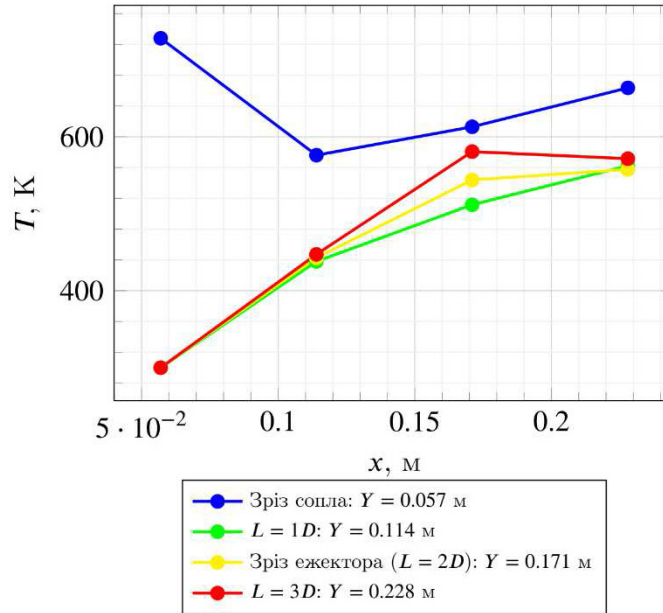


Рис. 8. Профіль температури у поперечному перерізі вихідного потоку двигуна (модифіковане сопло + ежектор); лінії на графіку відповідають визначеній відстані по осі Y від ядра потоку
Fig. 8. Exhaust temperature cross-section profile (mixer nozzle + ejector); lines correspond to certain distance in Y axis from exhaust core

Наведена модель у подальшому буде розвинута з метою кількісного аналізу впливу геометрії сопла та ежектора з інтенсифікацією змішування на параметри вихідного потоку і характеристики малого ТРД.

Висновки. У роботі було розглянуто метод оптимізації параметрів малого ТРД шляхом модифікації його соплового тракту для зниження теплового сліду двигуна. Було здійснене числове моделювання потоку газу у сопловому тракті та ежекторі, отримані дво- та тривимірні профілі потоку для існуючої установки з заводськими параметрами та із застосуванням модифікації (профільювання тракту). Було виявлено, що профільювання сопла малого ТРД у поєднанні з застосуванням ежектора дозволяє створювати вихрові течії, що інтенсифікують теплообмін вторинного потоку ежектора з первинним потоком сопла та здатні знизити температуру вихлопу на величину порядку 10-15% в залежності від відстані до зрізу сопла.

Подальші дослідження соплового тракту з інтенсифікацією змішування можуть бути застосовані з метою оптимізації параметрів існуючих малих ТРД.

Отримані кількісні результати відповідають реальній моделі двигуна, що може бути застосований у малогабаритних літальних апаратах з крейсерськими дозвуковими швидкостями для зниження теплової помітності.

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. M. Badami, P. Nuccio, and A. Signoretto (2013-07-05). Experimental and numerical analysis of a small-scale turbojet engine. Energy Conversion and Management, 76, 225–233.. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2013.07.043>.
3. M. Z. Sogut (2020-06-01). Assessment of small scale turbojet engine considering environmental and thermodynamics performance for flight processes. Energy, 200, 117519. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117519>.
4. J. Large, A. Pesyridis (2019). Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems. Aerospace, 6(5), 55. <https://doi.org/10.3390/aerospace6050055>
5. G. Cican, T.-F. Frigioescu, D.-E. Crunteanu, and L. Cristea (February 2023). Micro Turbojet Engine Nozzle Ejector Impact on the Acoustic Emission, Thrust Force and Fuel Consumption Analysis. Aerospace, 10, 162. <https://doi.org/10.3390/aerospace10020162>.
6. JetCat, P180NX Gas Turbine Engine specifications (2011-08-01). [Електронний ресурс] https://www.jetcat.de/en/productdetails/produkte/jetcat/produkte/RC%20ENGINES/Engines/p180_nx.

7. 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>.

8. 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>.

9. ANSYS Theory Guide: Realizable k- ϵ Model. (2009-01-23). [Електронний ресурс] <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node60.htm>.

A RESEARCH ON INFLUENCE OF EXHAUST SHAPE 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

²Candidate of Physical and Mathematical Sciences (Ph. D.), 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.1.2025.9>

The purpose of the study is to evaluate method viability of lowering thermal signature and improvement in fuel efficiency of small turbojet by applying a modification to ejector nozzle assembly of the engine using a CFD model environment. The research examines the numerical 2D and 3D models of the working medium flow in the nozzle duct of a small turbojet engine with a nozzle of specified parameters, as well as the impact of the nozzle and the profiled nozzle on the thermal signature of the small-scale turbojet.

The main task of the study is to obtain a quantitative assessment of potential thermal signature reduction in turbojet exhaust with ejector nozzle comparing to engine without an ejector using comparative CFD analysis of a specially profiled CAD model of ejector nozzle mixer assembly.

The obtained contours of the main exhaust gas parameters for the 2D engine-analog model within the framework of model verification are presented; in addition, the model was verified through air blowing through the 3D model domain of ejector nozzle to initially evaluate the impact of the ejector flow on the exhaust parameters. After verification modeling, by using existing small-scale turbojet specifications for the model to simplify comparison, the main CFD calculation was provided for standard non-modified nozzle and ejector mixer nozzle respectively.

A qualitative conclusion was drawn – profiling the nozzle of a turbojet in combination with the use of an ejector

can be used to create vortex flows that intensify the heat transfer between the secondary ejector flow and the primary nozzle flow, thus reducing the overall exhaust temperature. Further study of modification influence on exhaust parameters can significantly improve the mixing in domain, resulting in bigger reduction of temperature and potential improvement in terms of thrust and/or fuel efficiency.

The quantitative results obtained (a reduction in exhaust temperature of about 10-15% depending on distance from the exhaust core) correspond to the real engine model, which can be applied in small-sized aircraft with subsonic cruise speeds to achieve greater payload mass, flight range, or reduced thermal signature of the aircraft.

References 9, tabl. 1, fig. 8.

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. M. Badami, P. Nuccio, and A. Signoretto (2013-07-05). Experimental and numerical analysis of a small-scale turbojet engine. *Energy Conversion and Management*, 76, 225–233. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2013.07.043>.

3. M. Z. Sogut (2020-06-01). Assessment of small scale turbojet engine considering environmental and thermodynamics performance for flight processes. *Energy*, 200, 117519. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117519>.

4. J. Large, A. Pesyridis (2019). Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems. *Aerospace*, 6(5), 55. <https://doi.org/10.3390/aerospace6050055>

5. G. Cican, T.-F. Frigioescu, D.-E. Crunteanu, and L. Cristea (February 2023). Micro Turbojet Engine Nozzle Ejector Impact on the Acoustic Emission, Thrust Force and Fuel Consumption Analysis. *Aerospace*, 10, 162. <https://doi.org/10.3390/aerospace10020162>.

6. JetCat, P180NX Gas Turbine Engine specifications (2011-08-01). [Digital source] https://www.jetcat.de/en/productdetails/produkte/jetcat/produkte/RC%20ENGINES/Engines/p180_nx.

7. 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>.

8. *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>.

9. *ANSYS Theory Guide: Realizable k- ϵ Model*. (2009-01-23). [Digital source] <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node60.htm>.

Отримано 07.02.2025

Received 07.02.2025

Прийнято до друку 18.02.2025
Accepted for publication 18.02.2025