

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ІОНІЗУЮЧИХ ПРИСАДОК НА ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНЕ ГОРІННЯ У КАМЕРІ ЗГОРЯННЯ РРД

Б. О. Макарчук^{1, а}, С. М. Пономаренко¹

¹Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»,
Фізико-технічний інститут

Анотація

У роботі розглядається числова двовимірною модель потоків робочого тіла рідинного ракетного двигуна (РРД) заданих параметрів (горюча суміш газів під високим тиском) і магнітоплазодинамічного (МПД) прискорювача (іонізуюча присадка металічного дрібнодисперсного калію) та їх взаємодії у межах одного робочого перерізу. Отримані поля значень основних параметрів потоку РРД і траєкторії частинок калію. Було з'ясовано, що профілі температур і швидкостей дискретної фази (присадки) мають розподіл значень, близький до розподілу параметрів потоку РРД; досягається певна рівновага між частинками й потоком, що впливає на результуючі робочі характеристики досліджуваної схеми рушійної установки.

Ключові слова: теорія ракетних двигунів, числове моделювання, дискретна фаза, горіння, газодинаміка

Вступ

В даний момент у ракетній техніці існує досить багато актуальних проблем, зокрема такі, що є фундаментальними і заважають подальшому розвитку ракетобудування в цілому [1]. Однією з таких проблем є так званий бар'єр питомого імпульсу. Він проявляється у тому, що конкретні типи ракетних двигунів залежно від свого принципу роботи мають зумовлені ним обмеження ефективності. Існують задачі, для виконання яких у певному масштабі через бар'єр питомого імпульсу наявні типи ракетних двигунів потребують витрат непомірно великих ресурсів.

Також є інша, дотична проблема: ефективність усіх типів ракетних двигунів, а особливо найпоширеніших з них — хімічних, залежить від умов середовища на визначеній ділянці траєкторії ракети [2]; посилює її актуальність те, що сучасні інженерні рішення вирішують її лише частково і не у рамках однієї силової установки — на апарати, що працюють у різних середовищах із різним часовим ресурсом, встановлюються ракетні двигуни відповідного до умов цього середовища принципу роботи з відповідними лише цьому випадку параметрами тяги й питомого імпульсу, що пасують лише для конкретної задачі — тобто існують лише симетричні рішення означеної проблеми, що позбавляє гнучкості будь-який сегмент і усю ракетну систему в цілому.

Найгостріше проблема пристосування рушійної установки до зміни навколишніх умов стосується перших-других ступеней ракет-носіїв, що перетинають межу щільних шарів атмосфери. Хімічним ракетним двигунам притаманна залежність питомого імпульсу від зовнішнього тиску, саме тому їх робочі параметри упродовж польоту змінюються нелінійно. Окрім того, бар'єр питомого імпульсу для них полягає у кінцевому значенні внутрішньої енергії, що може бути надана робочому тілу в камері згоряння[3].

Виникає потреба в асиметричному рішенні вищезначеної проблеми в рамках конкретного пристрою. Таким рішенням може бути ракетний двигун, що поєднує у собі параметри існуючих пристроїв і дозволяє використати їх переваги для зміни параметрів роботи відповідно до змін умов навколишнього середовища, водночас усуваючи бар'єр питомого імпульсу в межах такої установки.

У наведеній роботі розглядається принципова схема плазморідинного ракетного двигуна — гібридної установки, яка складається з рідинного ракетного двигуна і під'єданого до нього магнітоплазодинамічного прискорювача, що має збережену потужність першого пристрою і підвищену ефективність за рахунок другого. Предметом дослідження є термота газодинамічні аспекти роботи такої моделі, що визначають приріст питомого імпульсу двигуна, а саме вплив компоненти робочого тіла МПД-прискорювача на процеси, протікаючі у камері згоряння РРД.

1. Математична та числова модель

Модель описує поведінку потоку робочого тіла РРД, враховуючи класичні для такої числової задачі допущення: відсутність в'язкого тертя шарів газу, рух уздовж однієї координатної осі (у нашому випадку вісь абсцис), стисливість за законом ідеального газу (стосується лише взаємодії між частинками самого газу), лагранжева модель дискретної фази для опису руху потоку частинок присадки (металічний дрібнодисперсний калій заданих фракцій з рівномірним розподілом). Задача стаціонарна (програмою використовується опція квазістаціонарності для уточнення розв'язку стаціонарної задачі).

У ході моделювання використовується програмний пакет відкритого доступу ANSYS Student 2021R1, для розрахунків застосований підпроцесор Fluent. Згідно описаних допущень обрані основні параметри моделі: тип розрахункової моделі (солвера) — PBNS (Pressure-based Numerical Solver) з використанням схеми корекції полів тиску і швидкості Coupled

^аb.makarchuk@gmail.com

(PBCS); чисельно розв'язується система рівнянь Ейлера для стисливого газу (нерозривності, збереження імпульсу та збереження енергії). Задача симетрична відносно осі камери і сопла. Додана кінетична схема горіння пального в окиснювачі (водень/кисень). Використовується модель турбулентності $k - \varepsilon$ з розрахунком релаксаційного множника для турбулентної в'язкості (т. зв. схема Realizable $k - \varepsilon$) [4]. Через високі значення температури у важливих частинах розрахункової області виникла потреба у моделюванні теплообміну; використана радіаційна модель Rosseland із заданим параметром матеріалу стінки та її товщиною. Для моделювання руху частинок присадки застосовується лагранжева модель дискретної фази (DPM) з урахуванням теплообміну між газом та частинками.

Умови проходження хімічних реакцій під час горіння водню та кисню за високого тиску (порядку значень у камерах сучасних РРД) та їх кінетичні схеми вивчені мало. Існують здебільшого експериментально досліджені схеми такого роду, наприклад, [5], на їх основі була сформована нова, ґрунтовніша кінетична схема горіння водню у кисні за тисків 20-100 атмосфер [6], що була розглянута авторами статті, проте не імplementована внаслідок малої стабільності розв'язку навіть за спрощеної схеми за стехіометрією; розрахунок із використанням наведеної у [6] схеми можливий за використання більших обчислювальних потужностей. До того ж, термодинамічні параметри у камері моделюються й із використанням спрощеної схеми (стехіометричне горіння водню у кисні та дисоціація молекул води) за дотримання масової пропорції пального й окиснювача і вхідного тиску, відповідного параметрам досліджуваного РРД, що й буде показано нижче. Інструменти Fluent дозволяють врахувати вплив турбулентності на проходження хімічних реакцій: це також було враховано під час розрахунку.

Схема розв'язку SJAР — типова для Fluent (AMG), використано квазістаціонарний метод корекції полів тиску і швидкості (схема Coupled, Pseudo-Transient); схеми дискретизації для основних величин — другого порядку (Second Order Upwind).

2. Постановка умов задачі

Для побудови верифікованій та репрезентативній моделі використовувались технічні параметри існуючого рідинного ракетного двигуна із циклом фазового переходу (expander cycle engine) — Vinci (табл. 1), що наразі перебуває на етапі підсумкових випробувань у лабораторії DLR Європейського космічного агентства і є одним з найефективніших РРД за показником питомого імпульсу у даний момент [7].

Граничні умови задані на вході у камеру згоряння (масова витрата палива у пропорції, зазначеній у табл. 1, а також температура подачі компонентів, зазначена у документації [8] — 250 K) і на виході з розрахункової області (outlet), зовнішній тиск відповідно до середовища роботи даного РРД становить 50 мбар (5 кПа), температура 293 K.

Товщина стінки камери й сопла — 20 мм. Матеріал — алюміній, наявний у переліку матеріалів солвера, коефіцієнти поглинання задані за умовчанням.

Умови для потоку присадки — металічний калій з заданими значеннями густини $856 \text{ кг}\cdot\text{м}^{-3}$ і теплоємності $871 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{K})$; подача присадки здійснюється

Табл. 1. Основні технічні параметри двигуна Vinci [7], [8]

Цикл	Безгазогенераторний (expander cycle)
Тяга у вакуумі (кН)	180
Питомий імпульс (с)	457.2
Тиск у камері (бар)	60.8
Масова пропорція компонентів	6.1 : 1
Паливо	LOX-LH2
Витрата компонентів (LOX/LH2, кг/с)	34.11/5.59
Діаметр зрізу (м)	1.84
Тяга на режимі (кН)	180
Швидкість ТНА пального (rpm)	90000
Швидкість ТНА окиснювача (rpm)	18000
Довжина установки (м)	3.22

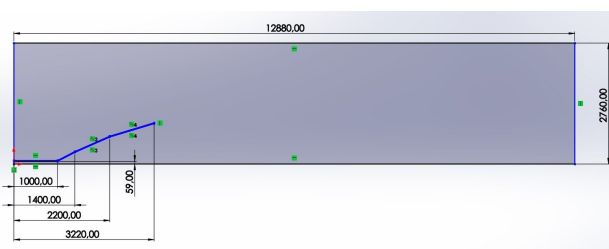


Рис. 1. Геометрія моделі (інтерфейс SolidWorks 2020)

з входу в камеру згоряння поряд з паливними компонентами, температура 300 K, швидкість подачі взята аналогічно швидкості потоку палива на вході (118 м/с). Задана витрата становить 0.397 кг/с, що становить 0.01 витрати робочого тіла установки (характерне значення, використовуване в МПД-прискорювачах, згідно даних [9]).

3. Геометрія задачі. Будова і параметри розрахункової сітки

Побудова геометрії задачі здійснена з урахуванням потреби в оптимізації розрахункової області для отримання високої точності розрахунку на доступних обчислювальних потужностях. Оптимальним у такому випадку виявляється 2D-осесиметричний профіль, що і був побудований в окремій програмі та імпортований в пакет ANSYS. Геометричні параметри взяті з технічної документації згаданого РРД Vinci [7]. Розрахункова геометрія побудована у SolidWorks 2020, її вигляд наведено на рис. 1.

Розрахункова сітка побудована засобами препроцесора ANSYS Meshing; вихідний варіант містить 107562 комірок і 105066 вузлів з основним адаптивним та додатковим локальним розбиттям у ділянках, де потребується згущення (камера згоряння, критичний переріз сопла, область за зрізом стінки і зрізом сопла далі по довжині розрахункової області). Розміри елементів (довжини сторін чотирикутних комірок) в залежності від локального розбиття варіюються від 50 мкм (критика сопла) до 5 мм; ділянки обабіч сопла розташовані поза потоком, сітка у них має менше згущення.

4. Результати моделювання

Застосована стандартна ініціалізація розрахунку, задана кількість ітерацій 1000. Кратність ітерацій

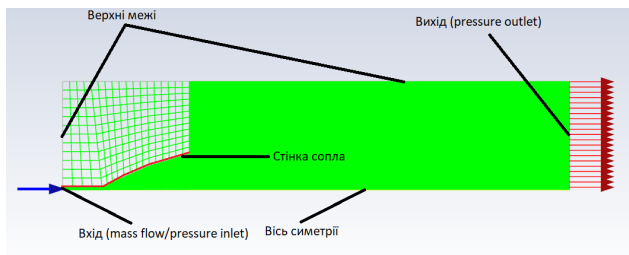


Рис. 2. Границі розрахункової області

DPM-2. Розрахунок без введення присадки дійшов збіжності за 429 ітерацій.

Отримані поля динамічного тиску, температури, швидкості й числа Маха наведені на рис. 3а, 3б, 3в, 3г. Помітний перший стрибок ущільнення за зрізом сопла, також наявна вторинна границя потоку. У камері спостерігається вигорання водню у перших 3 – 4 см її довжини; далі переважно більшість маси робочого тіла становить вода, проте у перерізі камери тиск і температура досягають значень 8 МПа і 3850 – 3930 К, близьких до заявлених авторами [8] значень для двигуна на режимі, отже задана конфігурація відтворює термо- й газодинамічні параметри РРД.

Проведені розрахунки потоків РРД з введенням частинок калію фракціями 5, 10, 20, 50 і 75 мкм; в результаті отримані траєкторії частинок у реактивному струмені РРД, наведені на рис. 4а - 4д. Варто помітити, що зі зменшенням маси частинки рівномірніше розподіляються у перерізі потоку, що може свідчити про наближення до термодинамічної рівноваги між частинками присадки й потоком газу. Наведені траєкторії частинок з профілями швидкості, а також аналогічні траєкторії з профілями температури показують, що потоки з присадкою фракцією 5 – 20 мкм мають розподіл значень, близький до розподілу у навколишньому реактивному струмені РРД. Граничні верхні значення у розподілі температур відхиляються у межах 1%, швидкостей – 0.2, 12.9 і 8.9% відповідно. У фракції 50 мкм ці відхилення становлять 27% (v) і ті ж 5% (T), для 75 мкм маємо 32.7% (v), 9.2% (T).

Отримані результати дають змогу оцінити доцільність використання МПД-прискорювача з огляду на порядок приросту тяги та питомого імпульсу. Попри те, що спад температури, кореню з якої пропорційний питомий імпульс ідеального теплового РД, у випадках дрібнодисперсного калію фракцією до 20 мкм нехтувано малий, спад швидкості (прямопропорційний питомому імпульсу) є більш значним (порядку 0.1), що теж прямопропорційно впливає на тягу РРД-компонента установки. МПД-компонент плазморідного двигуна в такому випадку для компенсації малої витрати присадки (0.01 від маси робочого тіла) за габаритів, не перевищуючих довжину камери досліджуваного РРД і маючи котушки технологічно досяжних параметрів (1...2 Тл) має прискорювати потік калію струмами порядку 900...1800 А, що потребує підведення потужності порядку декількох МВт.

Наведена оцінка потребує подальшого уточнення за допомогою ускладнення моделі взаємодії потоку РРД і присадки, у тому числі за присутності потужних наведених вихрових магнітних полів.

Висновки

У розглянутій моделі здійснено розрахунок потоку робочого тіла у камері згоряння РРД заданих геометричних, газо- і термодинамічних параметрів без і за присутності присадки металічного калію, що є робочим тілом МПД-прискорювача у принциповій схемі плазморідного ракетного двигуна. Отримано поля основних параметрів потоку, а також траєкторії частинок присадки з профілями швидкості й температури дискретної фази калію. Отримані результати свідчать про те, що потік частинок присадки фракцією 5 – 20 мкм досягає рівноваги з потоком РРД, проте при цьому останній втрачає швидкість, понижуючи питомий імпульс РРД. Якісно оцінивши порядок спаду тяги РРД, робимо висновок, що згідно результатів поточних розрахунків для компенсації втрат і можливого досягнення приросту ефективності плазморідного двигуна перед РРД потребується підвід потужності до МПД-компонента порядку кількох МВт. Кількісна оцінка потребує ґрунтовнішого моделювання поведінки взаємодії потоків робочих тіл РРД і МПД-прискорювача в межах одного двигуна заданих параметрів потужності.

Перелік використаних джерел

1. Алемасов В. Е., Дрегалін А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей / под ред. Глушко В. П. — 3 изд. — М. : Машиностроение, 1980. — 533 с.
2. Sutton G. P., Biblarz Oscar. Rocket Propulsion Elements: an introduction to the engineering of rockets. — 7 ed. — New York : John Wiley & Sons, Inc., 2001. — 784 p.
3. Walter Ulrich. Astronautics: The Physics of Space Flight. — 3 ed. — 6330 Cham, Switzerland : Springer Nature Switzerland AG, 2018. — 828 p.
4. ANSYS Theory Guide: Realizable k - ϵ Model. — 2009. — Access mode: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node60.htm> (online; accessed: 2009-01-23).
5. Spinning Detonation and Velocity Deficit in Small Diameter Tubes / Kitano S., Fukao M., Susa A., Tsuboi N., Hayashi A. K., and Koshi M. // Proceedings of the Combustion Institute. — 2009. — Vol. 32, no. 2. — P. 2355–2362.
6. Updated Kinetic Mechanism for High-Pressure Hydrogen Combustion / Shimizu K., Hibi A., Koshi M., Morii Y., and Tsuboi N. // Journal of Propulsion and Power. — 2011. — Vol. 27, no. 2. — P. 383–395.
7. Vinci engine - Propulsion Solutions for Launchers. — 2020. — Access mode: https://www.ariane.group/wp-content/uploads/2020/06/VINCI_2020_04_DS_EN_Eng_Web.pdf (online; accessed: 2020-04-18).
8. DLR. Institute of Space Propulsion: Status Report 2011-2017 - Part 1. — 1 ed. — Hardthausen : German Aerospace Center, Institute of Space Propulsion, Im Langen Grund, 2017. — 206 p.
9. Введение в магнитогидродинамическое (МГД) преобразование энергии. — 2011. — Режим доступа: <http://www.cd1.bmstu.ru/e8/MGD-4/MGD-4.html>.

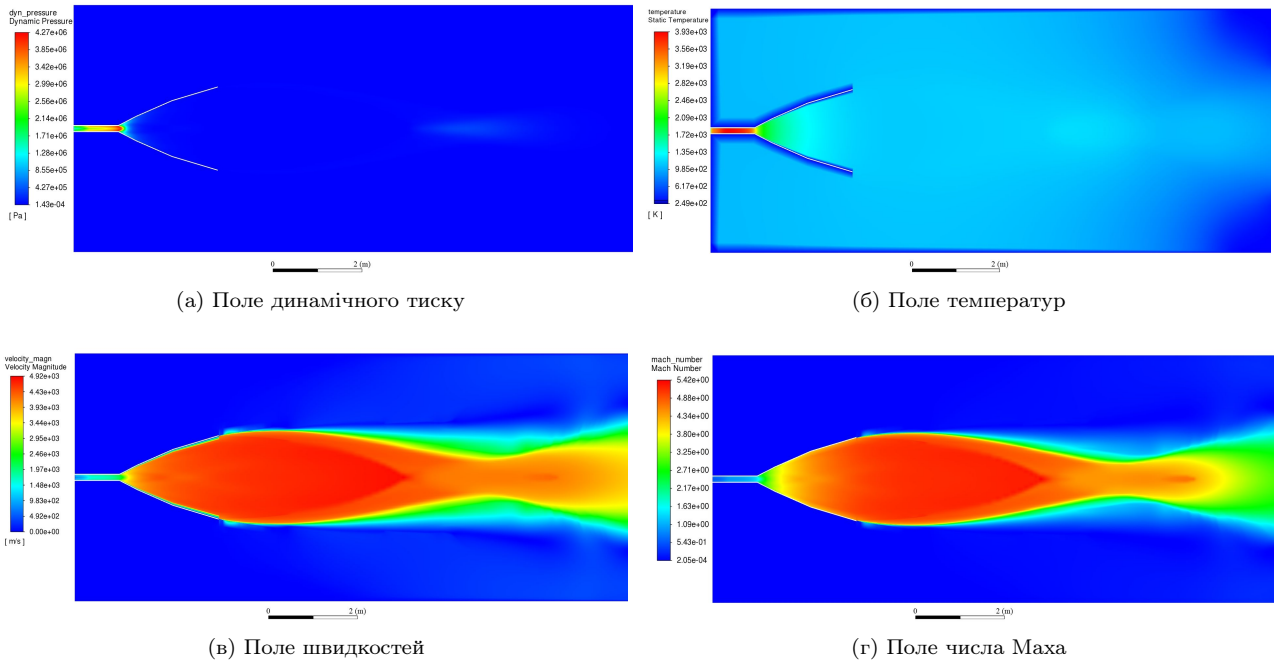


Рис. 3. Розрахунки полів без введення присадки

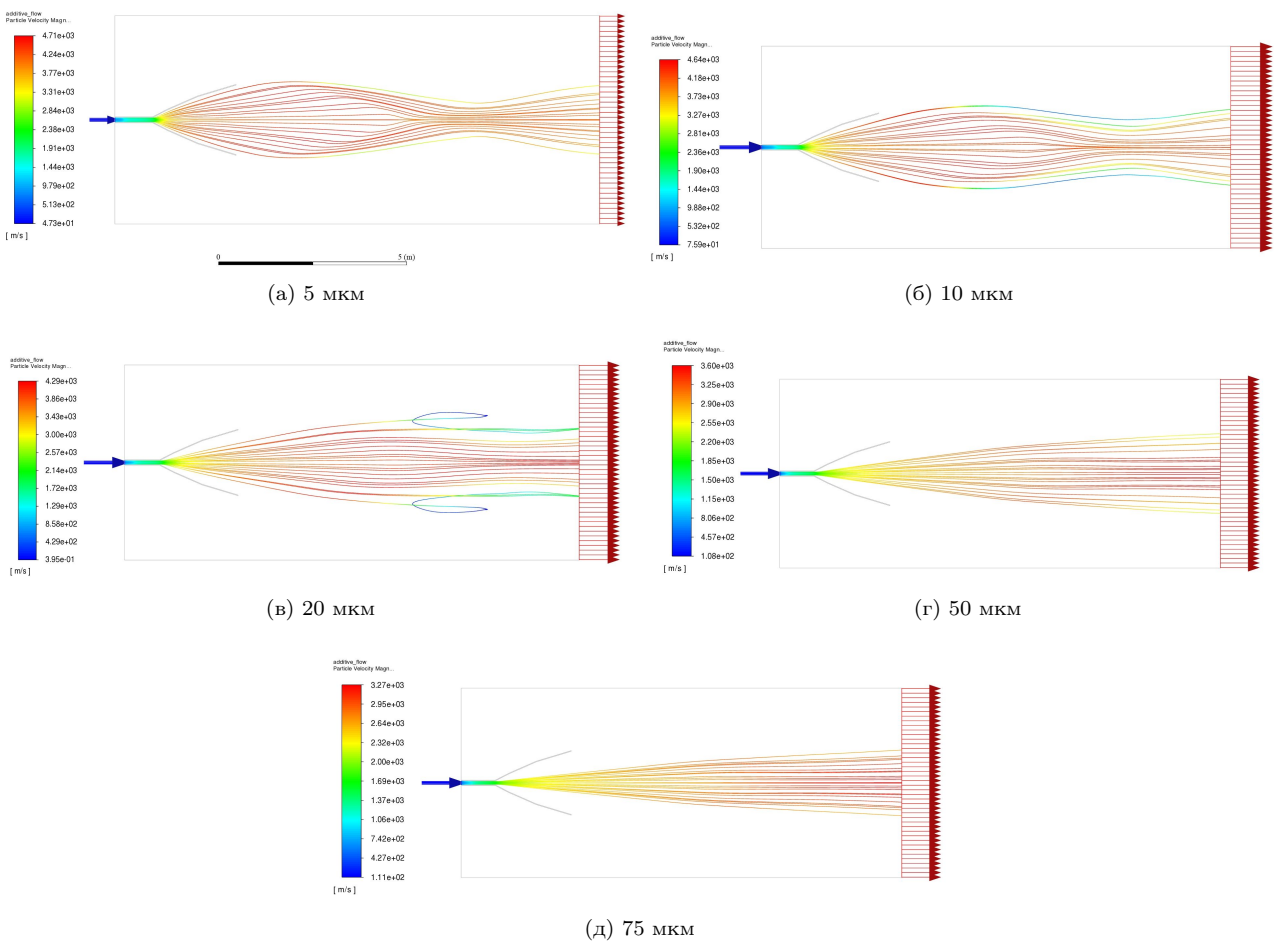


Рис. 4. Траєкторії частинок присадки калію різних фракцій, введеної в РРД