

## АДИТИВНІ ТЕХНОЛОГІЇ У СТВОРЕННІ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ ЗІ ЗМІННИМ ПИТОМИМ ІМПУЛЬСОМ: СУЧАСНІ ПІДХОДИ ТА ПЕРСПЕКТИВИ

*Анотація. У статті розглянуто перспективи застосування адитивних технологій (3D-друку) у проектуванні та виготовленні ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом, що є одним із пріоритетних напрямів розвитку сучасної ракетно-космічної галузі. Актуальність дослідження зумовлена необхідністю підвищення ефективності, адаптивності та надійності силових установок в умовах змінних термогазодинамічних і механічних навантажень. Метою роботи є аналіз можливостей і обмежень використання адитивного виробництва для створення високотехнологічних компонентів двигунів зі змінним питомим імпульсом. Методологія дослідження базується на міждисциплінарному підході з використанням математичного моделювання процесів теплопереносу, оптимізації геометрії елементів двигуна та аналізу фізико-механічних властивостей матеріалів, придатних для технологій SLM, DED та EBM. У результаті дослідження доведено, що застосування адитивних технологій дозволяє створювати легкі, міцні та тепловитривалі конструкції зі змінною геометрією, здатні забезпечувати варіювання тяги та підвищення питомого імпульсу. Ключовим висновком є доцільність впровадження адитивного виробництва як інструменту формування адаптивних ракетних двигунів нового покоління та розвитку інноваційного потенціалу вітчизняного двигунобудування. При цьому Адитивні технології в Україні вже почали впроваджуватися у виробництво ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом, здебільшого на етапі прототипування та виготовлення окремих складних деталей. Попри значні виклики, пов'язані з економічними обмеженнями, воєнними діями та технологічною залежністю від імпорту, перспективи розвитку цієї галузі є вагомими. Для досягнення сталого прогресу необхідно зосередитися на локалізації виробництва, розвитку науково-технічної бази, підготовці висококваліфікованих кадрів та впровадженні цифрових інструментів у виробничі процеси. Такий комплексний підхід дозволить підвищити технологічну незалежність України, зміцнити обороноздатність і забезпечити конкурентоспроможність на міжнародному рівні в умовах сучасних викликів*

*Ключові слова: адитивне виробництво, 3D-друк, SLM, DED EBM, топологічна оптимізація, функціонально-градієнтні матеріали, охолоджувальні канали, модульні сопла.*

**Постановка проблеми.** Сучасна космічна галузь зазнає глибокої трансформації, що обумовлена, як технічним прогресом, так і необхідністю забезпечення гнучкості, економічної доцільності та ефективності запусків. Зокрема одним із ключових напрямів розвитку сучасних ракетно-космічних технологій є створення **ракетних двигунів зі**

змінним питомим імпульсом (Ш), які здатні адаптуватися до різних фаз польоту, забезпечуючи оптимізацію тяги, ефективності витрати палива та керованості космічних апаратів. Ця технологія має потенціал революціонізувати системи руху не лише в орбітальних, але й у міжпланетних місіях, де гнучкість у керуванні імпульсними характеристиками двигуна є критично важливою. У центрі інновацій, що супроводжують розвиток ракетних систем нового покоління, стоять **адитивні технології** (3D-друк), які відкривають нові горизонти в проєктуванні, виробництві та тестуванні складних компонентів двигунів. Застосування 3D-друку дозволяє виготовляти деталі складної геометрії, зменшувати вагу систем, скорочувати терміни розробки, а також експериментувати з новими матеріалами та охолоджувальними каналами, що критично важливо для високотемпературного середовища роботи ракетних двигунів. Адитивне виробництво також забезпечує модульність конструкцій, що уможлиблює гнучке проєктування двигунів зі змінними режимами роботи, у тому числі зі змінним питомим імпульсом. Україна, маючи глибокі традиції в галузі ракетобудування, зокрема завдяки науково-технічному спадку підприємств, як **КБ «Південне»** та **ВО «Південмаш»**, має стратегічні передумови для інтеграції у нову хвилю технологічного прориву. Проте у сучасних умовах розвитку національної космічної галузі критично важливо не лише зберігати наявний потенціал, а й адаптуватися до нових технологічних трендів, включно з цифровим проєктуванням, використанням нових матеріалів та широким впровадженням адитивного виробництва. Впровадження концепції змінного питомого імпульсу в українських розробках може стати одним із напрямів проривного технологічного зростання вітчизняного космічного сектору.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** У праці [1] дослідники з Fraunhofer IWS та Технічного університету Дрездена представили проривну розробку – аероспайковий ракетний двигун, створений методом лазерного спікання порошку (L-PBF), який призначено для використання в мікроносіях. Основний акцент зі сторони авторського колективу праці [1] було зроблено на технологічних перевагах адитивного виробництва у проєктуванні й виготовленні ракетних систем нового покоління. Згідно з експериментальними даними, які прест авили автори вище вказаної праці новий двигун демонструє на 30% менше споживання пального порівняно з класичними ракетними двигунами тієї ж тяги, що є надзвичайно важливим для мікроносіїв, де обмеження маси, об'єму та енергетичних ресурсів є критичними для місії. Зменшення витрат пального дозволяє або збільшити корисне навантаження, або знизити загальну масу пускової системи, що відкриває нові можливості для економічно доцільного запуску наносупутників. У роботі також розкрито низку технічних і технологічних проблем, з якими зіштовхнулися розробники. Зокрема, йдеться про складність точного моделювання теплових процесів у стінках камери згоряння, виготовленої методом L-PBF, що зумовлено анізотропією механічних і теплових властивостей надрукованого матеріалу. А це в свою чергу вимагає поглибленого чисельного аналізу й експериментальної верифікації, щоб забезпечити надійність роботи системи в умовах змінного температурного навантаження та високих тисків. Також науковцями було відзначена складність забезпечення цілісності структу-

ри при друці складних геометрій із вбудованими каналами, оскільки навіть незначні дефекти можуть призвести до втрати герметичності, або руйнування під час роботи.

У статті [2], проаналізовано можливості використання адитивного виробництва для створення твердих паливних блоків з оптимізованою геометрією, що значною мірою впливає на ефективність гібридних ракетних двигунів. Автори підкреслюють, що традиційні методи виготовлення твердих паливних блоків, як правило, обмежують складність внутрішньої структури, через що знижується інтенсивність горіння та ефективність тяги. Натомість, застосування технологій 3D-друку дозволяє реалізувати складні внутрішні конфігурації каналів, які сприяють покращеному змішуванню окисника з паливом і створюють умови для інтенсифікованого тепло- і масообміну.

Авторський колектив праці [3] підкреслює, що інтеграція адитивних технологій із чисельним моделюванням та параметричним оптимізуванням форм паливних блоків, доповнена експериментальною перевіркою отриманих результатів, відкриває нові горизонти підвищення ефективності гібридних ракетних систем. В працях [4-5] відмічається, що адитивні технології, зокрема 3D-друк, наразі здійснюють революцію у виробництві ракетних двигунів.

Аналізуючи сучасні дослідження та практичні кейси, можна виділити ключові напрямки, у яких адитивне виробництво трансформує традиційні підходи. По-перше, здатність 3D-друку створювати складні геометричні конструкції з інтегрованими внутрішніми каналами для охолодження, або подачі палива дозволяє значно підвищити ефективність і надійність ракетних двигунів. У працях конструкторських колективів Rocket Lab, Ursa Major, Relativity Space, які активно впроваджують такі технології для виготовлення інжекторів, насосів та камер згорання, що раніше вироблялися за допомогою численних окремих елементів і складних процесів [4-8].

По-друге, адитивне виробництво забезпечує суттєве зниження ваги конструкцій завдяки оптимізації топології, що безпосередньо впливає на зниження витрат палива та підвищення продуктивності [9,10]. Також значну увагу дослідники приділяють скороченню часу виробництва, що є критичним фактором для комерційної та оборонної сфер. Адитивні технології дозволяють значно зменшити кількість виробничих операцій, замінюючи тривалі багатоступеневі процеси безпосереднім формуванням деталей за цифровою моделлю [11], що особливо важливо для оперативного відновлення запасів твердопаливних двигунів, що відзначається у практиці компанії Ursa Major, де швидкість виготовлення деталей безпосередньо впливає на обороноздатність [12].

Крім того, авторами праці [13] підкреслюється, що адитивне виробництво сприяє гнучкості виробництва, дозволяючи швидко адаптувати конструкції під специфічні вимоги замовника та легко впроваджувати інновації у матеріалах і дизайні, що в свою чергу відкриває перспективи для створення багатофункціональних, високоефективних систем із варіативною тягою, які підходять, як для орбітальних, так і суборбітальних запусків. Важливо також, що завдяки використанню адитивних технологій розширюються можливості застосування нових високотемпературних сплавів і композитів, що підвищують довговічність і стійкість деталей до екстремальних умов експлуатації [7,10]. Отже в цілому, аналіз численних праць свідчить, що адитивне ви-

робництво не просто доповнює традиційні методи, а є рушійною силою інновацій у ракетобудуванні, що дозволяє значно підвищити ефективність, надійність і швидкість виробництва сучасних ракетних двигунів, відкриваючи нові можливості для розвитку космічних і оборонних технологій.

**Метою дослідження** є розгляд сучасного стану створення ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом із використанням адитивних технологій, адаптованих до потреб і можливостей розвитку високотехнологічного двигунобудування в Україні.

**Методи та матеріали дослідження.** У процесі проведення даного дослідження було застосовано комплексний міждисциплінарний підхід, який об'єднав методи аналізу науково-технічної літератури, теоретичного узагальнення, системного синтезу, математичного та комп'ютерного моделювання, а також елементів інженерної термодинаміки, механіки деформованого твердого тіла й матеріалознавства. Аналіз літературних джерел охоплював понад сорок наукових праць, патентів та технічних звітів провідних науково-дослідних центрів і компаній, включаючи NASA, SpaceX, Rocket Lab, Relativity Space, Fraunhofer Institute та вітчизняні підприємства оборонно-космічного комплексу. Систематизація цих даних дозволила ідентифікувати актуальні напрями застосування адитивного виробництва у створенні ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом. У межах теоретичного блоку було побудовано математичну модель зміни питомого імпульсу в залежності від часу, фаз польоту або термогазодинамічних параметрів. Застосовано узагальнене рівняння Ціолковського з урахуванням функціонально-змінної тяги та витрати маси, що дозволило змоделювати умови оптимального керування параметрами тяги при змінному навантаженні. Окрему увагу приділено моделюванню процесів теплопереносу в конструктивних елементах, виготовлених методом Selective Laser Melting (SLM), із використанням рівнянь нестационарної теплопровідності з локальним джерелом тепла, що моделює лазерний промінь із гауссовим профілем інтенсивності. Для вивчення ефективності геометрії конструктивних елементів двигуна використовувався метод топологічної оптимізації з застосуванням SIMP-підходу, який дозволяє формально описати розподіл матеріалу в конструкції для забезпечення заданих механічних і теплових характеристик при мінімальній масі. Такий підхід надає можливість моделювання складних внутрішніх структур сопел і камер згоряння з врахуванням реальних умов навантаження та температурних градієнтів. Додатково в дослідженні застосовано моделювання поведінки функціонально-градієнтних матеріалів (FGM), для чого використано диференціальні рівняння з просторово змінними коефіцієнтами, які описують зміну теплопровідності, модуля пружності й густини матеріалу в залежності від координат. Це дозволило дослідити адаптивну поведінку матеріалів у зонах високотемпературного навантаження, характерного для роботи ракетних двигунів. У процесі дослідження також проведено порівняльний аналіз фізико-механічних властивостей матеріалів, найбільш поширених у сфері двигунобудування із застосуванням адитивних технологій, зокрема Inconel 718, GRCo-42, Ti-6Al-4V, Maraging Steel, AlSi10Mg, що виготовляються за допомогою методів SLM, DED та EBM. Вивчалися їхній модуль Юнга, гранична міцність, теплопровідність, стійкість до

термічних навантажень та сумісність з умовами багаторазового використання при змінній тязі. Емпіричне обґрунтування базувалося на даних відкритих джерел, технічної документації виробників та експериментальних звітах, що дозволило зробити виважені висновки щодо ефективності конструкцій, створених із використанням 3D-друку.

**Викладення основного матеріалу дослідження.** Адитивні технології 3D-друку металів, зокрема метод Selective Laser Melting (SLM), набувають все більшого значення у виробництві високотехнологічних компонентів ракетних двигунів, що підтверджується у численних наукових дослідженнях та промислових впровадженнях [14-20]. Цей метод дозволяє створювати складні структури, такі, як канали охолодження, варіативні сопла та камери згоряння, що мають складну геометрію, недосяжну традиційними технологіями. Завдяки шаровому накладанню металевому порошку та локальному плавленню за допомогою лазера, SLM забезпечує високу точність і контроль над внутрішньою структурою виробів, що критично для ефективного теплового менеджменту у ракетних двигунах.

Однією з ключових переваг SLM є можливість реалізації змінної геометрії деталей шляхом послідовного формування шарів із різними параметрами. Це відкриває широкі можливості для оптимізації конструкцій на рівні топології, що дозволяє підвищити теплову стабільність, зменшити вагу та покращити механічні властивості. Дослідження демонструють, що застосування SLM для виготовлення камер згоряння із інтегрованими каналами охолодження значно підвищує їхню довговічність і ефективність роботи в екстремальних температурних режимах [17,19]. Натомість математичне моделювання процесу друку є важливим інструментом для прогнозування якості та властивостей виробів. У процесі SLM відбувається локальне плавлення порошкового матеріалу під дією лазерного променя, що супроводжується інтенсивним теплопереносом.

У процесі друку відбувається локальне плавлення порошку – теплоперенос описується рівнянням:

$$\rho c_p \frac{\partial T(x,t)}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T(x,t)) + Q(x,t)$$

де:  $x$  – точка в просторі;  $Q$  – джерело тепла, моделюється, як розподілений лазерний імпульс:

$$Q(x,t) = \eta \frac{2P}{\pi r^2} e^{-\frac{2|x-x_0(t)|^2}{r^2}}$$

$\eta$  – коефіцієнт поглинання,  $P$  – потужність лазера,  $r$  – радіус променя.

На практиці використання цього рівняння у чисельних методах дозволяє оптимізувати параметри друку, такі як потужність лазера, швидкість сканування та товщина шару, що суттєво впливає на якість і характеристики готової деталі [15,18,20]. Крім того, чисельне моделювання процесів фазових переходів і напружень дозволяє прогнозувати можливі дефекти, такі як пористість, тріщини або деформації, і вчасно коригувати параметри виробництва [16,20], що особливо важливо для ракетної галузі, де бездоганна якість і надійність компонентів є критичною вимогою. Таким чином, 3D-друк металів методом SLM стає ключовою технологією у виробництві складних, високотехноло-

гічних компонентів ракетних двигунів, поєднуючи можливості створення унікальної геометрії з високою якістю та механічною стійкістю. Інтеграція математичного моделювання в технологічний процес дозволяє підвищити ефективність виробництва та знизити ризики браку, що сприяє подальшому розвитку космічної та оборонної промисловості. Математичне моделювання поведінки FGM зазвичай базується на диференціальних рівняннях з просторово змінними коефіцієнтами. Де матеріали, в яких властивості змінюються по об'єму – наприклад, теплопровідність  $k(x)$ , міцність  $E(x)$ , густина  $\rho(x)$ . При цьому на практиці застосовується для керованого тепловідводу, або плавного переходу між зонами високих температур і механічного навантаження. Поведінка таких матеріалів описується диференціальними рівняннями з змінними коефіцієнтами:

$$\nabla \cdot (k(x)\nabla T(x)) = 0$$

де  $k(x) = k_0 + k_1x + k_2y + k_3z + \dots$ , тобто локальні властивості матеріалу моделюються, як функція координат.

В результаті оптимальний розподіл  $k(x)$  дозволяє управляти швидкістю охолодження, розширенням і витіканням газів забезпечує зміну питомого імпульсу в процесі роботи двигуна. На практиці для модульних двигунів із змінними соплами (Variable Nozzle Systems) застосовують механічні, або термочутливі структури (актуатори), виготовлені через 3D-друк. Також змінюють ефективно розширення сопла, що напряму впливає на  $v_e$ , а отже – на  $I_{sp}$ .

Зміна геометрії сопла змінює  $P_e$ , що веде до зміни  $v_e$  і  $I_{sp}$ . За допомогою адитивно виготовлених актуаторів, можна моделювати  $P_e(t)$ , і тоді маємо:

$$I_{sp}(t) = \frac{1}{g_0} \cdot v_e(t, P_e(t))$$

Із вище наведено впливає, що питомий імпульс ракетного двигуна визначається, як відношення тяги до витрати палива з урахуванням стандартного прискорення вільного падіння, традиційно вважався сталим параметром.

В табл.1. наведено результати аналізу порівняння VSIRE, виготовлених за допомогою адитивних технологій.

Наведені в табл.1. дані підтверджують доцільність та ефективність використання адитивних технологій у виробництві ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом (VSIRE). Із аналізу випливає, що розвиток адитивних технологій у сфері проєктування та виготовлення ракетних двигунів відкриває нові горизонти для космічної галузі. Ці напрацювання можуть стати основою для імплементації інноваційного підходу в Україні – зокрема, в рамках стратегічного розвитку національного ракетно-космічного сектору. Існує потреба у створенні дослідницьких платформ, налагодженні співпраці з міжнародними партнерами та впровадженні державних ініціатив з розвитку 3D-друку в оборонно-космічній промисловості. У цьому контексті постає чітке стратегічне бачення для України, яке полягає в цілеспрямованому розвитку власної екосистеми адитивного двигунобудування.

Результати аналізу порівняння VSIRE, виготовлених  
за допомогою адитивних технологій

| Двигун / Проект          | Тип палива                         | Тяга (кН)            | Питомий імпульс (сек)                 | Діапазон тяги (%) | Технологія 3D-друку         | Матеріал                     | Примітки   |
|--------------------------|------------------------------------|----------------------|---------------------------------------|-------------------|-----------------------------|------------------------------|--|
| TH-12 (Китай)            | LOX/ RP-1                          | 1090 (на рівні моря) | 285 (на рівні моря) / 335 (у вакуумі) | 40–110%           | SLM                         | Не вказано                   | Глибока модуляція тяги, багаторазове використання, векторизація тяги |
| SuperDraco (SpaceX)      | NTO/ MMH                           | ~73 (вакуум)         | ~235                                  | Фіксована         | SLM                         | Inconel                      | Повністю 3D-друкована камера з охолоджувальними каналами             |
| A45 (Aerojet Rocketdyne) | MMH/ N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> | 0.045                | ~285                                  | Фіксована         | SLM                         | Не вказано                   | Висока повторюваність імпульсів при 50 Гц                            |
| RAMPT (NASA)             | LOX/CH <sub>4</sub>                | 8.9 / 31 / 156       | ~300                                  | ~70–100%          | DED + композитне обгортання | GRCop-42 + вуглецеве волокно | Зменшення ваги на 40%, зменшення часу виробництва з років до тижнів  |
| Rutherford (Rocket Lab)  | LOX/ Kerosene                      | 24                   | 311                                   | Фіксована         | EBM                         | Титанові сплави              | Перший 3D-друкований двигун, що досяг космосу                        |

В табл.2. наведено результати порівняння застосування адитивних технологій у виробництві ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом.

Результати порівняння застосування адитивних технологій у виробництві ракетних двигунів

| Технологія                       | Роздільна здатність (мкм) | Матеріали        | Переваги                                     | Недоліки   |
|----------------------------------|---------------------------|------------------|--|--|
| SLM (Selective Laser Melting)    | 20–50                     | Inconel, Ti, Al  | Висока точність, складна геометрія           | Високі залишкові напруження, потреба в постобробці |
| DED (Directed Energy Deposition) | 100–300                   | GRCop-42, Ti, Al | Висока швидкість, великі деталі              | Менша точність, шорстка поверхня                   |
| EBM (Electron Beam Melting)      | 50–100                    | Титанові сплави  | Висока швидкість, менші залишкові напруження | Обмежений вибір матеріалів, потреба у вакуумі      |
| FDM (Fused Deposition Modeling)  | >100                      | ABS, PC, PLA     | Низька вартість, простота                    | Низька міцність, обмеження температури             |

Наведені в табл. 2, дані наочно демонструють чіткі переваги та обмеження адитивних технологій, які застосовуються при виробництві ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом, що безпосередньо впливають на їх практичне застосування у високотехнологічній і критично важливій галузі.

В табл.3. наведені результати аналізу механічних властивостей матеріалів, що застосовуються в ракетних двигунах зі змінним питомим імпульсом і виготовлені за допомогою адитивних технологій.

Таблиця 3

Результати аналізу механічних властивостей матеріалів що застосовуються в ракетних двигунах зі змінним питомим імпульсом і виготовлені за допомогою адитивних технологій

| Матеріал    | Модуль Юнга (GPa) | Гранична міцність (MPa) | Теплопровідність (W/m•K) | Застосування                   | Адитивні технології |
|-------------|-------------------|-------------------------|--------------------------|--------------------------------|---------------------|
| Inconel 718 | ~200              | 1100–1300               | ~11                      | Камери згоряння, сопла         | SLM                 |
| GRCop-42    | ~130              | ~300                    | ~300                     | Камери згоряння з охолодженням | DED                 |
| Ti-6Al-4V   | ~110              | 900–1100                | ~6.7                     | Структурні компоненти          | SLM, EBM            |

|                            |      |         |      |   |          |
|----------------------------|------|---------|------|---|----------|
| AlSi10Mg                   | ~70  | 400–500 | ~150 | Легкі компоненти                          | SLM      |
| Maraging Steel             | ~200 | 1900    | ~20  | Структурні деталі з високою міцністю      | SLM, DED |
| Pure Titanium              | ~105 | 430–900 | ~22  | Медичні імпланти, легкі конструкції       | EBM, SLM |
| Copper (Cu)                | ~110 | 210     | ~400 | Тепловідводи, електричні компоненти       | DED      |
| Nickel Alloy (Inconel 625) | ~200 | 600–900 | ~9   | Сопла, корпусні елементи                  | SLM      |
| Stainless Steel 316L       | ~200 | 500–700 | ~16  | Корпусні деталі, труби                    | SLM, DED |
| CoCr Alloy                 | ~210 | 620–900 | ~14  | Деталі для медичної та авіаційної галузей | SLM      |
| Aluminum 6061              | ~69  | 310     | ~167 | Легкі структурні компоненти               | SLM      |

З табл.3. чітко впливає, що при виборі матеріалів для виробництва ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом необхідно враховувати баланс між механічними та тепловими властивостями матеріалів. На рис.1. наведені основні механічні властивості матеріалів для адитивного виробництва ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом.

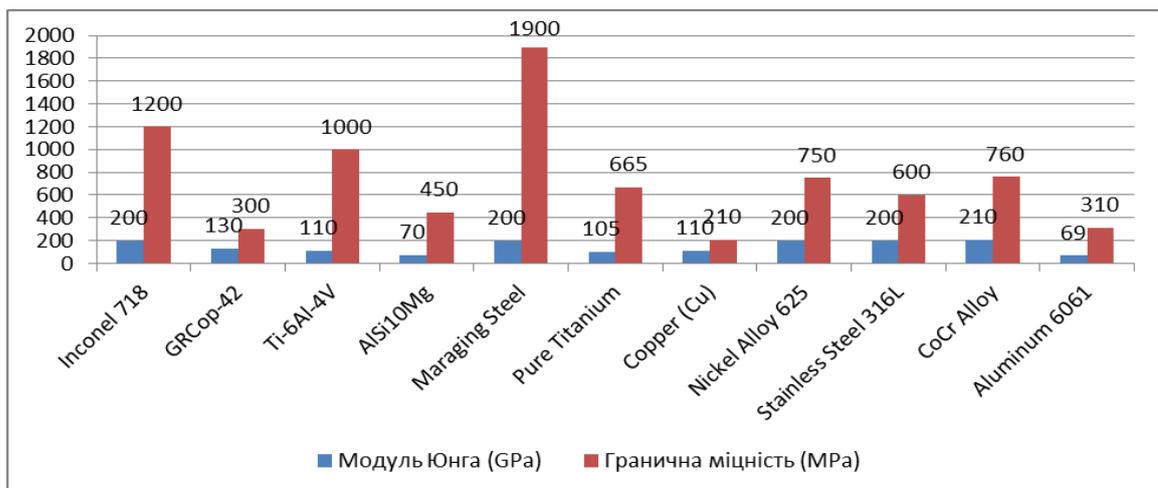


Рисунок 1 - Основні механічні властивості матеріалів для адитивного виробництва ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом

В таблиці 4. наведено дані аналізу, щодо застосування адитивних технологій, які застосовуються, або проходять пілотне впровадження в Україні у виробництві деталей для ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом.

Таблиця 4

Дані аналізу, щодо застосування адитивних технологій, які застосовуються, або проходять пілотне впровадження в Україні у виробництві деталей для ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом

| Назва двигуна                         | Тип ЗП                      | Матеріали основних деталей         | Технології виробництва   | Застосування адитивних технологій   | Стан виробництва / Впровадження      | Виробник / Розробник        |
|---------------------------------------|-----------------------------|------------------------------------|--|---|--------------------------------------|-----------------------------|
| РД-855 (проектний)                    | Рідинний ЗП                 | Титан, жароміцні сплави, Inconel   | Традиційна мехобробка, частково SLM (Selective Laser Melting) для прототипів   | Виготовлення складних камер згоряння, охолоджувальних каналів методом SLM | Розробка, лабораторні випробування   | КБ «Південне», «Південмаш»  |
| Двигуни для гібридних ракетних систем | ЗП з регульованою тягою     | Титанові сплави, алюмінієві сплави | Традиційне виробництво, DED (Directed Energy Deposition) для пілотних деталей  | Виготовлення корпусних елементів та сопел з підсиленням DED               | Дослідні зразки, пілотне виробництво | КБ «Південне», приватні НДІ |
| Розробки у сфері ЗП малих двигунів    | Твердопаливні та рідинні ЗП | Композити, легкі сплави            | Мехобробка, FDM (Fused Deposition Modeling) для прототипів пластикових деталей | Створення прототипів складної геометрії, формувальних моделей             | Експериментальні установки           | ДП «Хартрон», КБ «Південне» |

З табл.4. наочно видно, що в Україні виробництво ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом знаходиться здебільшого в дослідно-конструкторській фазі. Також варто зазначити, що в Україні сьогодні адитивні технології використовуються переважно на рівні прототипування та виробництва окремих складних деталей для ракетних двигунів, що підтверджується даними з КБ «Південне» та підприємств, які впроваджують SLM і DED для виготовлення камер згоряння та охолоджувальних каналів. Зокрема станом на 2025 рік застосування адитивних технологій у виробництві ракетних двигунів в Україні представляє собою перспективний, але водночас складний напрямок розвитку вітчизняної промисловості.

Перш за все, технічні складнощі пов'язані з високими вимогами до матеріалів і конструкції двигуна. ЗПП-двигуни працюють у жорстких температурних та механічних режимах, що потребує використання спеціалізованих сплавів із високою міцністю, тепло- та корозійною стійкістю. Водночас адитивні технології часто обмежені в роботі з такими матеріалами через проблеми з якістю надрукованих виробів, зокрема залишкові напруження, мікротріщини та неоднорідність структури, що негативно впливає на довговічність і безпеку деталей. Другою проблемою є складність забезпечення стабільності та повторюваності виробничого процесу. Адитивне виробництво поки що не досягло рівня масового індустріального виробництва у високотехнологічних галузях, що вимагає жорсткого контролю параметрів друку, налаштування обладнання і постобробки. В Україні це ускладнюється недостатньою кількістю сучасного обладнання, а також нестачею досвідчених фахівців, що володіють новітніми технологіями. Третім викликом є проблеми з доступом до якісних матеріалів і комплектуючих. Четвертою проблемою є економічний фактор. Впровадження адитивних технологій вимагає значних інвестицій у закупівлю обладнання, навчання персоналу, створення сертифікованих технологічних процесів та стандартизацію якості. В умовах економічної нестабільності та воєнних дій фінансування таких проектів є обмеженим, що стримує масштабне виробництво.

П'ятим викликом є безпекові та інфраструктурні ризики, пов'язані з веденням бойових дій на території України. Враховуючи ці проблеми, розвиток виробництва ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом із застосуванням адитивних технологій в Україні потребує комплексного підходу. Необхідно стимулювати державну підтримку, вкладати в оновлення обладнання, розвивати кадровий потенціал та забезпечувати надійне постачання матеріалів.

Отже, доцільність застосування адитивних технологій в Україні у 2025 році обґрунтована наявністю науково-технічної бази і стратегічною необхідністю модернізації ракетної промисловості. Водночас успішна інтеграція таких технологій потребує системних інвестицій у модернізацію виробничих потужностей, розвиток кадрового потенціалу, локалізацію виробництва матеріалів та обладнання, а також активного співробітництва з міжнародними партнерами.

**Висновки.** Питомий імпульс ракетного двигуна, який зазвичай вважається сталим, у сучасних підходах розглядається, як змінна величина, що залежить від часу та умов роботи двигуна, таких, як температура чи тиск, що дозволяє точніше моделювати рух ракети та оптимізувати її тягу і витрату палива. Одночасно, адитивні технології 3D-

друку металів, зокрема метод SLM, відкривають нові можливості для виготовлення складних компонентів двигунів зі змінною геометрією та властивостями, що підвищує їхню ефективність і надійність. Інтеграція математичного моделювання, топологічної оптимізації та функціонально-градієнтних матеріалів у виробництві ракетних двигунів дозволяє створювати адаптивні, легкі й міцні конструкції нового покоління з покращеними тепловими і механічними характеристиками.

Аддитивні технології в Україні вже почали впроваджуватися у виробництво ракетних двигунів зі змінним питомим імпульсом, здебільшого на етапі прототипування та виготовлення окремих складних деталей. Попри значні виклики, пов'язані з економічними обмеженнями, воєнними діями та технологічною залежністю від імпорту, перспективи розвитку цієї галузі є вагомими. Для досягнення сталого прогресу необхідно зосередитися на локалізації виробництва, розвитку науково-технічної бази, підготовці висококваліфікованих кадрів та впровадженні цифрових інструментів у виробничі процеси. Такий комплексний підхід дозволить підвищити технологічну незалежність України, зміцнити обороноздатність і забезпечити конкурентоспроможність на міжнародному рівні в умовах сучасних викликів.

#### ЛІТЕРАТУРА

1. Аджамський С. В., Кононенко Г. А., Подольський Р. В. Виготовлення тракту охолодження вдосконаленої конструкції для камери згоряння рідинного ракетного двигуна за допомогою адитивних технологій // *Aerospace Technic and Technology*. 2021. № 3. С. 42–48. <https://doi.org/10.32620/akt.2021.3.05>
2. Blachowicz, T., Ehrmann, G., & Ehrmann, A. (2021). Metal additive manufacturing for satellites and rockets. *Applied Sciences*, 11(24), 12036. <https://doi.org/10.3390/app112412036>
3. Buchholz, M., Gruber, S., Selbmann, A., Marquardt, A., Meier, L., Müller, M., Seifert, L., Leyens, C., Tajmar, M., & Bach, C. (2022). Flow rate improvements in additively manufactured flow channels suitable for rocket engine application. *CEAS Space Journal*. <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00476-7>
4. Cheng, C., Wang, Y., Liu, Y., Liu, D., & Lu, X. (2013). Thermal-structural response and low-cycle fatigue damage of channel wall nozzle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(6), 1449–1458. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2013.07.045>
5. Chowdhury, S., Yadaiah, N., Prakash, C., Ramakrishna, S., Dixit, S., Gulta, L. R., & Budhi, D. (2022). Laser powder bed fusion: A state-of-the-art review of the technology, materials, properties & defects, and numerical modelling. *Journal of Materials Research and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2022.07.121>
6. Ciochon, A., & Kennedy, J. (2024). Efficient modelling of surface roughness effects in additively manufactured materials. *Applied Acoustics*, 220, 109953. <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2024.109953>
7. Cui, Z. (2025). Metal additive manufacturing technology in rocket engines and future prospects. *Applied and Computational Engineering*, 156(1), 99–103. <https://doi.org/10.54254/2755-2721/2025.mh25251>

8. da Silva Couto, H., Lacava, P. T., Bastos-Netto, D., & Pimenta, A. P. (2009). Experimental evaluation of a low pressure-swirl atomizer applied engineering design procedure. *Journal of Propulsion and Power*, 25(2), 358–364. <https://doi.org/10.2514/1.37018>
9. Gradl, P. R., & Protz, C. S. (2020). Technology advancements for channel wall nozzle manufacturing in liquid rocket engines. *Acta Astronautica*, 174, 148–158. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.04.067>
10. Grefen, B., Becker, J., Linke, S., & Stoll, E. (2021). Design, production and evaluation of 3d-printed mold geometries for a hybrid rocket engine. *Aerospace*, 8(8), 220. <https://doi.org/10.3390/aerospace8080220>
11. Ha, D., Roh, T.-S., Huh, H., & Lee, H. J. (2022). Development trend of liquid hydrogen-fueled rocket engines (part 2: Core technologies). *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. <https://doi.org/10.1007/s42405-022-00518-8>
12. Hong, M., Jeon, J., & Lee, S. Y. (2012). Discharge coefficient of pressure-swirl atomizers with low nozzle opening coefficients. *Journal of Propulsion and Power*, 28(1), 213–218. <https://doi.org/10.2514/1.b34168>
13. Immich, H., Alting, J., Kretschmer, J., & Preklik, D. (2003). Technology developments for thrust chambers of future launch vehicle liquid rocket engines. *Acta Astronautica*, 53(4-10), 597–605. [https://doi.org/10.1016/s0094-5765\(03\)80021-8](https://doi.org/10.1016/s0094-5765(03)80021-8)
14. Kadivar M., Tormey D., McGranaghan G. CFD of roughness effects on laminar heat transfer applied to additive manufactured minichannels. *Heat and Mass Transfer*. 2022. URL: <https://doi.org/10.1007/s00231-022-03268-1>
15. Kang, Z., Wang, Z.-g., Li, Q., & Cheng, P. (2018). Review on pressure swirl injector in liquid rocket engine. *Acta Astronautica*, 145, 174–198. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.12.038>
16. Kaynak, Y., Tascioglu, E. Post-processing effects on the surface characteristics of Inconel 718 alloy fabricated by selective laser melting additive manufacturing. *Progress in Additive Manufacturing*, 2020, vol. 5, pp. 221–234. DOI: 10.1007/s40964-019-00099-1.
17. Kim, H., et al. (2024). Preliminary Design of 35tonf Methane Combustion Chamber for Additive Manufacturing. *KSPE*, 28(2), 83–96. DOI: 10.6108/KSPE.2024.28.2.083
18. Kuntanapreeda, S., & Hess, D. (2020). Opening access to space by maximizing utilization of 3D printing in launch vehicle design and production. *Applied Science and Engineering Progress*, 14(2). <https://doi.org/10.14416/j.asep.2020.12.002>
19. Kuts, D., Yefanov, V., Halienkova, O., Ovchynnykov, O., Tepla, T., Lemishka, I., & Mierzwiński, D. (2025). Additive technologies for manufacturing swirlers of the combustion chamber of aircraft engines from nickel superalloy powders. *Archives of Materials Science and Engineering*. <https://doi.org/10.5604/01.3001.0055.0368>
20. Lee, K. O., et al. (2023). New Space 3D Printing Rocket Engine Development Trends. *JKSP Engineers*, 27(3), 63–77. DOI: 10.6108/KSPE.2023.27.3.063

REFERENCES

- 1 Adzhamskyi, S. V., Kononenko, H. A., & Podolskyi, R. V. (2021). Vyhotovlennia traktu okholodzhennia vdoskonalenoj konstruksii dlia kamery zghoriannia ridynnoho raketnoho dvyhuna za dopomohoiu adytyvnykh tekhnolohii. *Aerospace Technic and Technology*, (3), 42–48. <https://doi.org/10.32620/aktt.2021.3.05>
- 2 Blachowicz, T., Ehrmann, G., & Ehrmann, A. (2021). Metal additive manufacturing for satellites and rockets. *Applied Sciences*, 11(24), 12036. <https://doi.org/10.3390/app112412036>
- 3 Buchholz, M., Gruber, S., Selbmann, A., Marquardt, A., Meier, L., Müller, M., Seifert, L., Leyens, C., Tajmar, M., & Bach, C. (2022). Flow rate improvements in additively manufactured flow channels suitable for rocket engine application. *CEAS Space Journal*. <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00476-7>
- 4 Cheng, C., Wang, Y., Liu, Y., Liu, D., & Lu, X. (2013). Thermal-structural response and low-cycle fatigue damage of channel wall nozzle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(6), 1449–1458. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2013.07.045>
- 5 Chowdhury, S., Yadaiah, N., Prakash, C., Ramakrishna, S., Dixit, S., Gulta, L. R., & Budhi, D. (2022). Laser powder bed fusion: A state-of-the-art review of the technology, materials, properties & defects, and numerical modelling. *Journal of Materials Research and Technology*. <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2022.07.121>
- 6 Ciochon, A., & Kennedy, J. (2024). Efficient modelling of surface roughness effects in additively manufactured materials. *Applied Acoustics*, 220, 109953. <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2024.109953>
- 7 Cui, Z. (2025). Metal additive manufacturing technology in rocket engines and future prospects. *Applied and Computational Engineering*, 156(1), 99–103. <https://doi.org/10.54254/2755-2721/2025.mh25251>
- 8 da Silva Couto, H., Lacava, P. T., Bastos-Netto, D., & Pimenta, A. P. (2009). Experimental evaluation of a low pressure-swirl atomizer applied engineering design procedure. *Journal of Propulsion and Power*, 25(2), 358–364. <https://doi.org/10.2514/1.37018>
- 9 Gradl, P. R., & Protz, C. S. (2020). Technology advancements for channel wall nozzle manufacturing in liquid rocket engines. *Acta Astronautica*, 174, 148–158. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.04.067>
- 10 Grefen, B., Becker, J., Linke, S., & Stoll, E. (2021). Design, production and evaluation of 3d-printed mold geometries for a hybrid rocket engine. *Aerospace*, 8(8), 220. <https://doi.org/10.3390/aerospace8080220>
- 11 Ha, D., Roh, T.-S., Huh, H., & Lee, H. J. (2022). Development trend of liquid hydrogen-fueled rocket engines (part 2: Core technologies). *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. <https://doi.org/10.1007/s42405-022-00518-8>
- 12 Hong, M., Jeon, J., & Lee, S. Y. (2012). Discharge coefficient of pressure-swirl atomizers with low nozzle opening coefficients. *Journal of Propulsion and Power*, 28(1), 213–218. <https://doi.org/10.2514/1.b34168>

- 13 Immich, H., Alting, J., Kretschmer, J., & Preclik, D. (2003). Technology developments for thrust chambers of future launch vehicle liquid rocket engines. *Acta Astronautica*, 53(4-10), 597–605. [https://doi.org/10.1016/s0094-5765\(03\)80021-8](https://doi.org/10.1016/s0094-5765(03)80021-8)
- 14 Kadivar M., Tormey D., McGranaghan G. CFD of roughness effects on laminar heat transfer applied to additive manufactured minichannels. *Heat and Mass Transfer*. 2022. URL: <https://doi.org/10.1007/s00231-022-03268-1>
- 15 Kang, Z., Wang, Z.-g., Li, Q., & Cheng, P. (2018). Review on pressure swirl injector in liquid rocket engine. *Acta Astronautica*, 145, 174–198. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.12.038>
- 16 Kaynak, Y., Tascioglu, E. Post-processing effects on the surface characteristics of Inconel 718 alloy fabricated by selective laser melting additive manufacturing. *Progress in Additive Manufacturing*, 2020, vol. 5, pp. 221–234. DOI: 10.1007/s40964-019-00099-1.
- 17 Kim, H., et al. (2024). Preliminary Design of 35tonf Methane Combustion Chamber for Additive Manufacturing. *KSPE*, 28(2), 83–96. DOI: 10.6108/KSPE.2024.28.2.083
- 18 Kuntanapreeda, S., & Hess, D. (2020). Opening access to space by maximizing utilization of 3D printing in launch vehicle design and production. *Applied Science and Engineering Progress*, 14(2). <https://doi.org/10.14416/j.asep.2020.12.002>
- 19 Kuts, D., Yefanov, V., Halienkova, O., Ovchynnykov, O., Tepla, T., Lemishka, I., & Mierzwiński, D. (2025). Additive technologies for manufacturing swirlers of the combustion chamber of aircraft engines from nickel superalloy powders. *Archives of Materials Science and Engineering*. <https://doi.org/10.5604/01.3001.0055.0368>
- 20 Lee, K. O., et al. (2023). New Space 3D Printing Rocket Engine Development Trends. *JKSP Engineers*, 27(3), 63–77. DOI: 10.6108/KSPE.2023.27.3.063

Received 05.03.2026  
Accepted 09.03.2026  
Published 31.03.2026

***Additive technologies in the creation of rocket engines  
with variable specific impulse: modern approaches and perspectives***

*The article examines the prospects of using additive technologies (3D printing) in the design and manufacture of rocket engines with variable specific impulse, which is one of the priority areas of development in the modern rocket and space industry. The relevance of the study is determined by the need to increase the efficiency, adaptability and reliability of power plants in conditions of variable thermogasdynamic and mechanical loads. The purpose of the work is to analyze the possibilities and limitations of using additive manufacturing to create high-tech components of engines with variable specific impulse. The research methodology is based on an interdisciplinary approach using mathematical modeling of heat transfer processes, optimization of the geometry of engine elements and analysis of physical and mechanical properties of materials suitable for SLM, DED and EBM technologies. As a result of the research, it was proven that the use of additive technologies allows creating light, strong and heat-resistant structures with variable geometry, capable of providing variations in thrust and increasing specific impulse. The key conclusion is the expediency of introducing additive manufacturing as a tool for forming adaptive rocket engines of a new generation and developing the innovative potential of domestic engine engineering. At the*

*same time, Additive technologies in Ukraine have already begun to be implemented in the production of rocket engines with variable specific impulse, mostly at the stage of prototyping and manufacturing of individual complex parts. Despite the significant challenges associated with economic restrictions, military actions and technological dependence on imports, the prospects for the development of this industry are strong. To achieve sustainable progress, it is necessary to focus on the localization of production, the development of the scientific and technical base, the training of highly qualified personnel and the introduction of digital tools into production processes. Such a comprehensive approach will allow to increase the technological independence of Ukraine, strengthen the defense capability and ensure competitiveness at the international level in the conditions of modern challenges*

*Keywords: additive manufacturing, 3D printing, SLM, DED EBM, topological optimization, functional gradient materials, cooling channels, modular nozzles.*

**Мариношенко Олександр Петрович** – к.т.н., зав.кафедри космічної інженерії, Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1635-0764>

**Чорний Олексій Станіславович** – магістр прикладної механіки, асистент кафедри космічної інженерії, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна.

ORCID: <https://orcid.org/0009-0003-3870-6113>

**Marynoshenko Oleksandr Petrovych** – PhD in technical sciences, head of the department of space engineering, educational and scientific institute of aerospace technologies, National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Kyiv, Ukraine.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1635-0764>

**Chorny Oleksii Stanislavovych** – master of applied mechanics, assistant lecturer of the department of space engineering, educational and scientific institute of aerospace technologies, National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Kyiv, Ukraine.

ORCID: <https://orcid.org/0009-0003-3870-6113>