

УДК 621.454+504.055

doi: 10.32620/akt.2024.6.05

О. В. ЗОЛОТЬКО¹, О. Є. ЗОЛОТЬКО¹, О. С. АКСЬОНОВ²,
В. В. СТОЛЯРЧУК^{1, 2}, О. С. ЧЕРНЯВСЬКИЙ¹

¹ Дніпровський національний університет імені О. Гончара, Дніпро, Україна

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне», Дніпро, Україна

АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЖЕКТОРНОГО РЕЖИМУ ІМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦІЙНОЇ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ КОМБІНОВАНОГО ЦИКЛУ ПРИСКОРЕННЯ

Предметом вивчення у статті є процеси, які відбуваються у камері імпульсно-детонаційної двигунної установки комбінованого циклу прискорення (ДУ КП). **Метою** є виявлення найбільш значущих факторів та дослідження їх впливу на визначальні характеристики ежекторного режиму роботи імпульсно-детонаційної ДУ КП. **Завдання:** розглянути перспективні концепції багаторежимних двигунів та дослідити характер впливу режимних параметрів та конструктивних факторів на коефіцієнт підвищення імпульсу тяги та коефіцієнт підсилення тяги ежектором. **Методи** розв'язання задач: розрахунково-аналітичний та обчислювально-експериментальний. Отримано такі **результати**. Проведено аналіз концепцій багаторежимних двигунів трансатмосферних літальних апаратів. До найбільш відомих з них відносяться: двоережимний прямоточно-реактивний двигун (ramjet-scrumjet engine); двигун ракетного комбінованого циклу прискорення (rocket-based combined cycle, RBCC); гібридний повітряно-ракетний двигун (Synergetic Air-Breathing Rocket Engine, SABRE). Двигунні установки комбінованого циклу прискорення поєднують основні переваги повітряно-реактивних та ракетних двигунів і здатні забезпечити прямий доступ до космічного простору (концепція single stage to orbit, SSTO). Новий етап розвитку ДУ КП пов'язаний з використанням детонаційного режиму горіння. При детонації підвищення тиску відбувається у камері згоряння двигуна, що дозволяє позбутися у складі ДУ насосного агрегату. В імпульсно-детонаційній двигунній установці здійснюється інтеграція таких циклів прискорення: ракетно-детонаційного; ракетно-детонаційного з ежекторним підсиленням тяги; реактивно-детонаційного з прямою або косою детонаційною хвилею. У перспективному двигуні для трансатмосферного літального апарату (Sodramjet) в умовах гіперзвукового польоту створюється стабільна та фіксована у просторі коса хвиля детонації. **Висновки.** Установлено, що при певному поєднанні досліджуваних факторів коефіцієнт підвищення імпульсу тяги досягає максимального значення. Характер залежності коефіцієнта підсилення тяги ежектором Φ_r визначається умовами польоту. При швидкості $M = 5$ на висотах більше 8 км настає режим автономності (незалежності) Φ_r від висоти польоту. Запропоновано для подачі компонентів ракетного палива до детонаційної камери згоряння використовувати турбонасосну безгазогенераторну систему постачання. Методами обчислювальної гідродинаміки з використанням TVD-схеми досліджено вплив початкового тиску у детонаційній камері на коефіцієнт підсилення тяги ежектором Φ_r та на величину питомого імпульсу тяги. Проаналізовано деякі екологічні переваги використання детонаційного циклу горіння у ракетно-космічній техніці.

Ключові слова: імпульсно-детонаційний двигун; комбінований цикл прискорення; фактори впливу; детонаційна камера; питомий імпульс тяги; коефіцієнт підвищення імпульсу тяги; коефіцієнт підсилення тяги ежектором; безгазогенераторна насосна система постачання; екологічні переваги детонаційного циклу горіння.

Вступ

Двигунна установка комбінованого циклу прискорення (ДУ КП) поєднує у собі переваги високого питомого імпульсу повітряно-реактивного двигуна та великого співвідношення тяги до маси ракетного двигуна [1]. Тому її вважають перспективною силовою установкою для майбутніх космічних багаторазових систем. Відповідно до патенту [2] у ДУ КП

реалізуються наступні робочі режими: а) ракетно-детонаційний; б) ракетно-детонаційний з ежекторним підсиленням тяги; в) реактивно-детонаційний (з прямою або косою детонаційною хвилею). Інтеграція режимів прискорення здійснюється на базі використання одного (водневого) чи двох (водневого та вуглеводневого) спільних пальних. У прямоточних двигунах комбінованого циклу прискорення на стартовому етапі місії відбувається



ефективна взаємодія між нестационарним потоком продуктів детонації та вторинним аеродинамічним потоком.

У науково-технічній літературі досліджено багато концепцій багаторежимності. Наприклад, є відомим двоережимний прямоточно-реактивний двигун (ramjet-scramjet engine) [3], який призначений для використання у діапазоні чисел Маха від приблизно 3 до 10. Але такий двигун не є ефективним ні на менш низькому, ні на більш високому рівнях числа Маха та не має здатності до створення тяги при нульовій швидкості польоту. Відомою також є концепція використання ракетного комбінованого циклу прискорення (rocket-based combined cycle, RBCC), яка потенційно може забезпечити покращені характеристики порівняно з традиційними суто ракетним або реактивним циклами. Технологія використання реактивного струменя вторинного палива є однією з ключових технологій надзвукового змішаного горіння та визначає важливий та актуальний напрямок майбутніх досліджень. Струмінь вторинного палива суттєво впливає на структуру поля змішаного потоку та на ефективність двигуна комбінованого циклу прискорення. Разом з тим, робота двигуна RBCC має суттєве обмеження, пов'язане зі швидкістю вивільнення енергії у дефлаграційному процесі горіння, який використовується у камері згоряння двигуна. Виявлено, що коли тиск в основній камері згоряння є невисоким, струмінь вторинного аеродинамічного потоку у форсажній камері має незначний вплив на збільшення тяги.

Згоряння з підвищенням тиску є інноваційним методом покращення характеристик теплових двигунів літальних апаратів. Перспективним засобом реалізації вважаються детонаційні двигуни. Двигунні установки, засновані на детонаційному циклі горіння, можуть надати значний вигравш у льотно-технічних характеристиках завдяки значному зниженню ваги, вартості та скороченню або виключенню компонентів турбомашин [4]. Досліджується концепція двигуна з косою хвилею детонації, яка створює стабільну та фіксовану в просторі тривалу детонацію в умовах гіперзвукового потоку. Новий тип двигуна отримав назву «Sodramjet», утворену від англійського словосполучення standing oblique detonation ramjet engine [3].

1. Сучасний стан розробок за темою дослідження

Розробка двигунних установок для гіперзвукових або трансатмосферних літальних апаратів потребує підвищення масових характеристик та питомого імпульсу тяги порівняно з традиційними повітряно-реактивними або ракетними двигунами у ши-

рокому діапазоні чисел Маха польоту. Програма Synergetic Air-Breathing Rocket Engine (SABRE) передбачає розробку нової концепції двигуна, яка завдяки революційній технології теплообмінника об'єднує повітряно-реактивні та ракетні технології в єдину систему двигуна [5]. SABRE представляє собою гібридний повітряно-ракетний двигун комбінованого циклу прискорення, який здатний забезпечити гіперзвукові польоти в атмосфері та суттєве зниження витрат на доступ до космічного простору. Розвиток цієї концепції здійснюється у рамках реалізації програми створення багаторазової одноступеневої ракети-носія (SSTO). Двигун SABRE працює у турбореактивному та прямоточному режимі (з використанням атмосферного повітря та бортового рідкого водню) до швидкостей 5 Махів на висоті 25 км, а потім переходить у ракетний режим (з використанням бортового рідкого кисню та водню), щоб забезпечити екзоатмосферний політ з подальшим поверненням на стартову позицію. Досліджуються концепції поєднання повітряно-реактивних і рідких ракетних двигунів з електротермічними, електростатичними та електромагнітними ракетними двигунами.

Реактивні двигуни детонаційного спалювання мають вищу термодинамічну ефективність порівняно з турбореактивними, турбовентиляторними або прямоточними двигунами. Двигунна детонаційна установка може працювати від дозвукового до гіперзвукового режиму. Питомий імпульс реактивного детонаційного двигуна, що працює на водневому або вуглеводневому паливі, складає відповідно понад 5500 с та 2500 с у діапазоні чисел Маха польоту (від 0 до 4). Існуючі концепції імпульсних реактивних детонаційних двигунів (PDE – pulse detonation engine) мають обмеження по ефективності, коли виникає необхідність функціонування у більш широкому діапазоні чисел Маха. Доводиться зменшувати число Маха від його значення у навігаючому аеродинамічному потоці до низького значення на вході у детонаційну камеру через необхідність забезпечення роботоздатності переривчастого повітряного клапана. До того ж, при числах Маха вище 4 внаслідок газодинамічного процесу стиснення відбувається підвищення температури повітря на вході до детонаційної камери, значення якої перевищує температуру самозаймання паливної суміші, що у свою чергу запобігає виникненню детонації. Тому діапазон ефективної роботи імпульсних реактивних детонаційних двигунів обмежений числом Маха польоту до 4. Ракетні двигуни імпульсної детонації дозволяють уникнути цієї проблеми, але їх питомий імпульс тяги є набагато нижчим, ніж повітряно-реактивних детонаційних двигунів. Для подолання обмежень, притаманним конструкціям детонаційних

двигунів, перспективною є концепція інтегрування в об'єднаній (комбінованій) ДУ ефективних відповідно до умов функціонування на різних висотах польоту та у широкому діапазоні чисел Маха циклів прискорення прямого та детонаційного двигунів. Суттєвого покращення характеристик імпульсно-детонаційної двигунної установки комбінованого циклу прискорення можна досягти за рахунок використання турбонасосної безгазогенераторної системи постачання компонентів палива до детонаційної камери згоряння.

2. Матеріали та методи дослідження

2.1. Постановка задачі дослідження та методи її розв'язання

Одним з факторів, що впливають на практичну реалізацію імпульсно-детонаційної двигунної установки комбінованого циклу прискорення, є складність отримання стійкого розповсюдження режиму детонації у проточній частині двигуна. Моделювання детонаційних процесів має важливе значення для розуміння природи детонаційного горіння та його особливостей, включаючи взаємодію детонаційних та ударних хвиль, дифракцію та вихроутворення.

За попередніми оцінками посилення тяги за рахунок імпульсного детонаційного потоку в активній зоні ежекторного ракетного двигуна є приблизно удвічі більшим, ніж у стаціонарному ежекторі тих самих розмірів. Експериментально доведено, що з оптимізованим ежектором спостерігалось максимальне збільшення тяги PDE на 85% при робочій частоті 30 Гц та степені заповнення камери паливом 0,6 [6].

Розглянемо газодинамічні аспекти процесу створення тяги імпульсно-детонаційною камерою ДУ в ежекторному режимі та потенційні переваги такої концепції відповідно до можливих польотних завдань. Модель ежекторного підсилювача тяги

(ЕПТ) імпульсно-детонаційної камери (ДК) зображена на рис. 1 [7]. Первинний потік продуктів детонації та вторинний аеродинамічний потік змішуються у камері. Процес змішування вважається ідеальним. На виході з камери змішування встановлюється рівномірно розподілений по поперечному перерізу камери статичний тиск.

Математична модель ежектора детально описана у роботі [7]. Розглянемо основні (базові) рівняння моделі.

Сила тяги імпульсно-детонаційної камери ДУ в ежекторному режимі визначається співвідношенням:

$$F = \Phi_p u_{p0} \dot{m}_p, \quad (1)$$

де Φ_p – коефіцієнт підсилення тяги ежектором;

u_{p0} – величина осьової швидкості потоку продуктів детонації (первинного потоку);

\dot{m}_p – масова витрата продуктів детонації.

Коефіцієнт підсилення тяги ежектором:

$$\Phi_p = \frac{(\dot{m}_p + \dot{m}_s) u_{10} - \dot{m}_s u_0}{\dot{m}_p u_{p0}}, \quad (2)$$

де \dot{m}_s – масова витрата повітряного (вторинного) потоку;

u_{10} – величина осьової швидкості потоку у вихідному перерізі ЕПТ;

u_0 – величина осьової швидкості незбуреного потоку.

Питомий імпульс тяги двигуна з ЕПТ:

$$I_{sp} = (1 + \alpha) u_{10} - \alpha u_0, \quad (3)$$

$$\alpha = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p}, \quad (4)$$

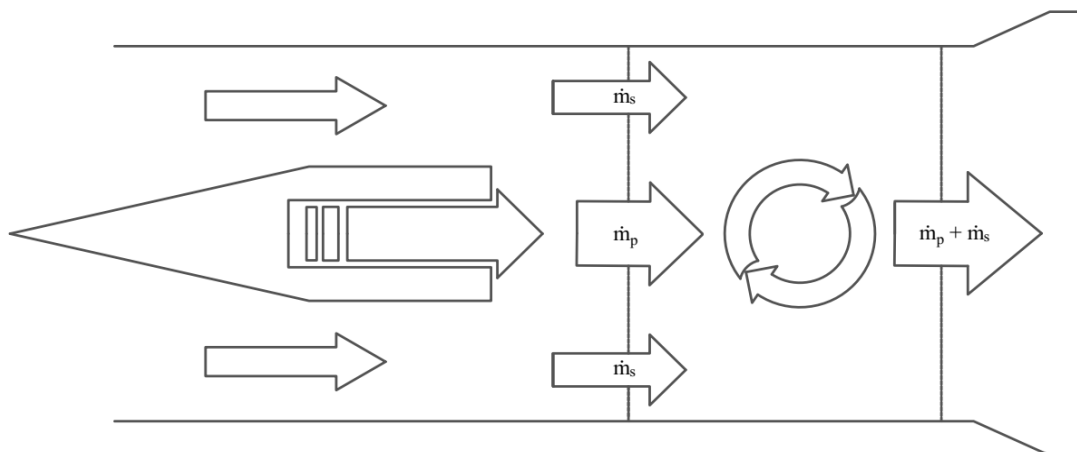


Рис. 1. Фізична модель ежектора

де α – коефіцієнт перепуску або співвідношення масових витрат повітряного (вторинного) потоку та потоку продуктів детонації (первинного потоку).

Для розв’язання повної системи рівнянь математичної моделі використовується ітераційна процедура. Реалізація математичної моделі здійснена за допомогою комп’ютерної програми, для верифікації якої використовувались наведені у роботі [8] дані.

2.2. Результати та обговорення

Аналіз польотного завдання, яке виконується ДУ КП трансатмосферного літального апарату (ЛА), дозволяє сформулювати вихідні дані у вигляді сукупності досліджуваних факторів (табл. 1).

Результати розрахунків величин, прийнятих у дослідженні як функції відгуку:

- а) коефіцієнт підвищення імпульсу тяги K_P ;
- б) коефіцієнт підсилення тяги ежектором Φ_P ;
- в) питомий імпульс тяги детонаційної камери

I_{sp}^{DK} , представлені на рис. 2, 3, 4.

Коефіцієнт підвищення імпульсу тяги визначається за формулою:

$$K_P = \frac{I_{sp}}{I_{sp0}}, \quad (5)$$

де I_{sp} – питомий імпульс тяги двигуна з ЕПТ;

I_{sp0} – питомий імпульс тяги двигуна без ЕПТ.

З аналізу рис. 2 витікає, що для певного поєднання груп факторів існує оптимальне співвідношення масових витрат α , при якому значення коефіцієнта підвищення імпульсу тяги досягає максимуму. При збільшенні висоти та швидкості польоту до $M < 5$ (див. рис. 3) величина коефіцієнта підсилення тяги ежектором Φ_P зменшується, а при $M = 5$ та $H > 8$ км спостерігається режим автотельності.

Розглянемо детальніше термогазодинамічні процеси у детонаційній камері ДУ КП. Подача під тиском компонентів ракетного палива до камери здійснюється за допомогою турбонасосного агрегату. Турбіна працює на підігрітому та газифікованому у тракці охолодження водневому пальному.

Таблиця 1

Досліджувані фактори

Фактор	Визначення	Рівні фіксації				
		1	2	3	4	5
M_0	Число Маха польоту	1,5	2	3	4	5
H , км	Висота польоту	0,5	1,5	9,3	15,5	-
$\frac{A}{A^*}$	Відношення площ потоків	3	9	12	16	-
p_0 , атм	Тиск подачі у ДК	1	2	3	4	5

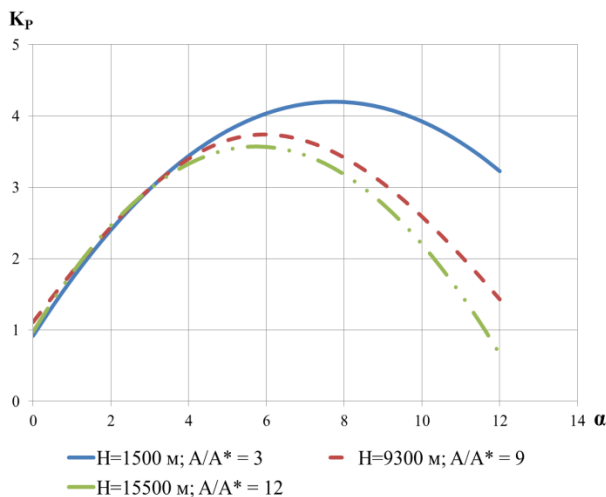


Рис. 2. Залежність коефіцієнта підвищення імпульсу тяги K_P від коефіцієнта співвідношення масових витрат α для різних висот польоту та відповідного відношення площі перерізу змішаного потоку до площі поперечного перерізу потоку продуктів детонації A/A^*

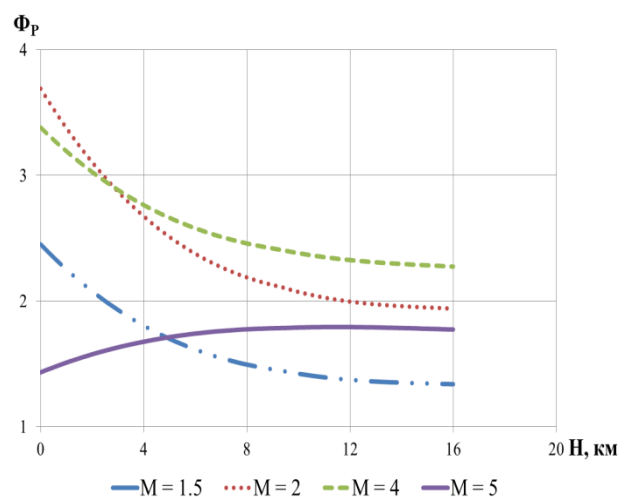


Рис. 3. Залежність коефіцієнта підсилення тяги ежектором від висоти польоту для різних швидкостей польоту при відповідному відношення площі перерізу змішаного потоку до площі поперечного перерізу потоку продуктів детонації:
 $H = 1500$ м, $A/A^* = 3$; $H = 9300$ м, $A/A^* = 9$;
 $H = 1500$ м, $A/A^* = 12$

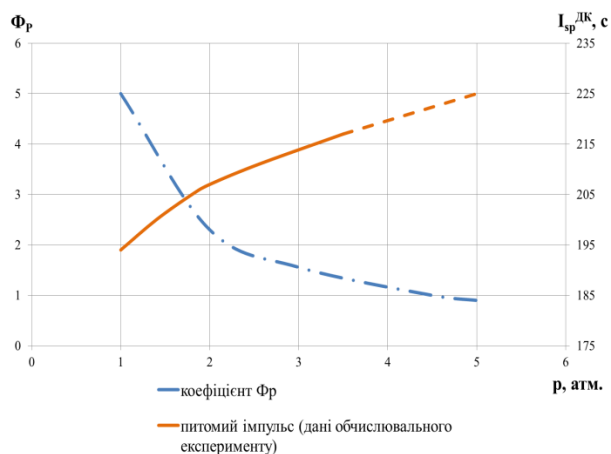


Рис. 4. Залежність коефіцієнта Φ_r при польоті на висоті 500 м зі звуковою швидкістю з відношенням площі перерізу змішаного потоку до площі поперечного перерізу потоку продуктів детонації $A/A^* = 16$ та питомого імпульсу тяги детонаційної камери від величини тиску у камері

Така схема має певні переваги порівняно з витисковою системою подачі завдяки більшій гнучкості, простоті регулювання потужності двигуна та покращеними масово-енергетичним характеристиками. Розрахунки проведено за допомогою TVD-схеми методами обчислювальної гідрогазодинаміки [9]. Результати 2D моделювання (розподіл тиску у модельній киснево-водневій камері двигуна) показано на рис. 5. Зі збільшенням насосним агрегатом величини тиску у камері спостерігається монотонне збільшення питомого імпульсу тяги та тяги камери, але коефіцієнт підсилення тяги ежектором при цьому зменшується (див. рис. 4). Отже, існує оптимальне значення величини тиску, при якому сила тяги імпульсно-детонаційної камери ДУ в ежекторному режимі досягає максимальної величини.

Екологічні переваги застосування детонаційного режиму горіння у камері ДУ КП визначаються високими повнотою процесу згоряння та ступенем завершеності (досконалістю) хімічних реакцій, які протікають при проходженні хвилі детонації по підготовленій паливній суміші. Так, при атмосферному тиску температура у точці Чепмена-Жуге T_{CJ} складає 3675 К, а при тиску подачі $p_0 = 5$ атм $T_{CJ} = 3905$ К. Використання водневого пального замість традиційних вуглеводнів також радикально скорочує засмічення атмосферного повітря. Отже, викиди забруднюючих речовин з реактивним струменем суттєво зменшуються. Відомо, що детонаційні двигуни характеризуються підвищеним рівнем шуму порівняно з традиційними. Але, як показано у дослідженні [10], застосування ежекторів дозволяє усунути пікові закиди тиску, особливо потужні на звукових частотах. Ширококутовий спектр акусти-

чного випромінювання, який утворюється при застосуванні ежектору, зміщується у менш безпечну ультразвукову область.

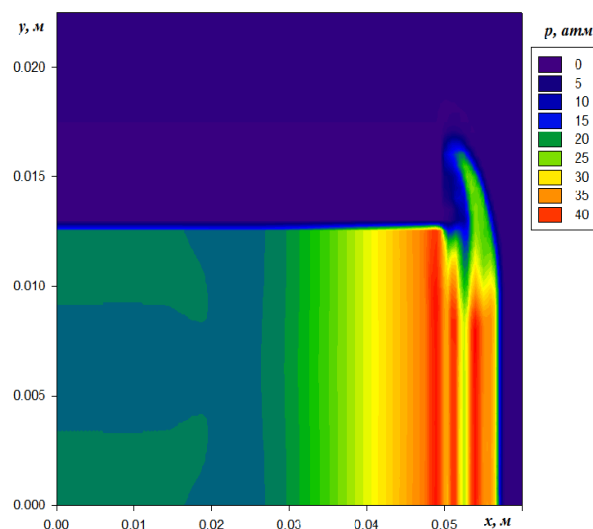


Рис. 5. Розподіл тиску у газовому тракті після виходу хвилі детонації з камери згоряння двигуна у момент часу $\tau = 30$ мкс після ініціювання детонації при початковому тиску у камері $p_0 = 3$ атм

2.3. Наукова новизна

1. Проведено факторний аналіз ежекторного режиму імпульсно-детонаційної двигунної установки комбінованого циклу прискорення.
2. Вперше запропоновано використовувати детонаційний двигун з турбонасосною безгазогенераторною системою постачання компонентів палива з метою підвищення тягових характеристик ДУ комбінованого циклу прискорення для трансатмосферних літальних апаратів.
3. Методами обчислювального експерименту вперше досліджено вплив початкового тиску у детонаційній камері на коефіцієнт підсилення тяги ежектором Φ_r та на величину питомого імпульсу тяги.

Висновки

Методами обчислювального експерименту та розрахунково-теоретичного аналізу з використанням математичного процесору досліджено вплив режимних факторів на визначальні характеристики імпульсно-детонаційної двигунної установки комбінованого циклу прискорення. Застосування насосної системи подачі компонентів палива з покращеними масово-енергетичними характеристиками забезпечує гнучкість та простоту регулювання тяги двигунної установки трансатмосферного ЛА.

Перспективи подальших досліджень пов'язані з удосконаленням характеристик системи постачання компонентів палива до детонаційної камери ДУ КП та з удосконаленням конструкції самої камери.

Внесок авторів: огляд та аналіз інформаційних джерел – **О. Є. Золотько, О. В. Золотько, О. С. Чернявський**; формулювання мети і постановка задач дослідження – **О. Є. Золотько, О. В. Золотько, О. С. Аксьонов**; проведення математичного моделювання – **О. Є. Золотько, О. С. Аксьонов**; дослідження екологічних переваг використання детонації у авіаційно-ракетній техніці – **О. В. Золотько**; аналіз результатів дослідження – **О. В. Золотько, О. Є. Золотько, О. С. Аксьонов**; **В. В. Столярчук, О. С. Чернявський**; формулювання висновків – **О. В. Золотько, О. Є. Золотько, О. С. Аксьонов**; написання статті – **О. Є. Золотько, О. В. Золотько, О. С. Аксьонов, В. В. Столярчук, О. С. Чернявський**.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що у них немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання засобів штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. He, Y. *Optimal Design of Ejector Nozzle Profile with Internal and External Integrated Flow* [Text] / Y., He, X. Shi, & H. Ji // *Aerospace*. – 2024. – Vol. 11 (184), iss. 3. – P. 1-17. DOI: 10.3390/aerospace11030184.

2. *Multi-mode pulsed detonation propulsion system* [Text]: patent 6857261B2 United States : F02K 7/02 / D. R. Wilson, & F. K. Lu. – № 10/337,920; Field 7.01.2003; Date of Patent 22.02.2005. – 17 p.

3. *Criteria for hypersonic airbreathing propulsion and its experimental verification* [Text] / Zonglin Jiang, Zijian Zhang, Yunfeng Liu, Chun Wang, & Changtong Luo // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2021. – Vol. 34, Iss. 3. – P. 94-104. DOI: 10.1016/j.cja.2020.11.001.

4. *Особливості конструктивних схем двигунів з імпульсними детонаційними камерами* [Текст] / О. Є. Золотько, О. В. Золотько, О. В. Сосновська, О. С. Аксьонов, І. С. Савченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2020. – №2 (162). – С. 4–10. DOI: 10.32620/akt.2020.2.01.

5. *Synergetic Air-Breathing Rocket Engine (SABRE) Programme Evaluation Report 2022. Impact assessment* [Electronic resource] / The UK Space Agency, 2023. – Available at: [https://www.gov.uk/government/publications/synergetic-air-breathing-rocket-engine-sabre-programme-evaluation-report-2022/synergetic-air-breathing-rocket-engine-sabre-programme-evaluation-report-2022](https://www.gov.uk/government/publications/synergetic-air-breathing-rocket-engine-sabre-programme-evaluation-report-2022/synergetic-air-breathing-rocket-engine-sabre-programme-evaluation-report-2022#synergetic-air-breathing-rocket-engine-sabre-programme-evaluation-report-2022). (accessed 11 September 2024).

6. *Performance Measurements of Straight and Diverging Ejectors Integrated with a Pulse Detonation Engine* [Text] / A. Glaser, & et al. // *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. – Nevada, 2006. – P. 1-13. DOI: 10.2514/6.2006-1022.

7. *Analysis of an Ejector-Augmented Pulse Detonation Rocket* [Text] / D. R. Wilson, F. K. Lu, J. H. Kim, & H. Hekiri // *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. – Nevada, 2008. – P. 1-12. DOI: 10.2514/6.2008-114.

8. *Hypersonic Air Breathing Propulsion* [Text] / W. Heiser, D. Pratt, D. Daley, & U. Mehta. – American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1994. – 594 p. DOI: 10.2514/4.470356.

9. *Моделирование процесса детонации в камере ракетного двигателя с дивергентным сопловым насадком* [Текст] / О. Е. Золотько, Н. Д. Коваленко, Г. О. Стрельников, Ю. И. Мороз, & Ю. В. Андриевский // *Проблемы высокотемпературной техники: Сборник научных трудов*. – 2013. – С. 85-96.

10. Губа, О. М. Аналіз методів зниження акустичних випромінювань високошвидкісного реактивного струменя детонаційного двигуна / О. М. Губа, О. В. Золотько, & О. Є. Золотько // *Вісник Дніпропетровського університету*. – Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2015. – Т. 23, № 4. – С. 48-56.

References

1. He, Y., Shi, X., & Ji, H. Optimal Design of Ejector Nozzle Profile with Internal and External Integrated Flow. *Aerospace*, 2024, vol. 11 (184), iss. 3, pp. 1-17. DOI: 10.3390/aerospace11030184.

2. Wilson, D. R., & Lu, F. K. *Multi-mode pulsed detonation propulsion system*. Patent US, no.6857261, 2005.
3. Jiang, Z., Zhang, Z., Liu, Y., Wang, Ch., & Luo, Ch. Criteria for hypersonic airbreathing propulsion and its experimental verification. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34, iss. 3, pp. 94-104. DOI: 10.1016/j.cja.2020.11.001.
4. Zolot'ko, O. Ye., Zolot'ko, O. V., Sosnovs'ka, O. V., Aks'onov, O. S., & Savchenko, I. S. Osoblyvosti konstruktivnykh skhem dvyhuniv z impul'snymy detonatsiynymy kameramy [Design features of engines with pulsed detonation cameras]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2020, no. 2 (162), pp. 4-10. DOI: 10.32620/akt.2020.2.01.(In Ukraine)
5. *Synergetic Air-Breathing Rocket Engine (SABRE) Programme Evaluation Report 2022. Impact assessment*. The UK Space Agency, 2023. Available at: <https://www.gov.uk/government/publications/synergetic-air-breathing-rocket-engine-sabre-programme-evaluation-report-2022/synergetic-air-breathing-rocket-engine-sabre-programme-evaluation-report-2022#synergetic-air-breathing-rocket-engine-sabre-programme-evaluation-report-2022>. (accessed 11 September 2024).
6. Glaser, A. Performance Measurements of Straight and Diverging Ejectors Integrated with a Pulse Detonation Engine. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Nevada, 2006, pp. 1-13. DOI: 10.2514/6.2006-1022.
7. Wilson, D. R., & Lu, F.K. Analysis of an Ejector-Augmented Pulse Detonation Rocket. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Nevada, 2008, pp. 1-12. DOI: 10.2514/6.2008-114.
8. Heiser, W., Pratt, D., Daley, D., & Mehta, U. *Hypersonic Air Breathing Propulsion*. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Publ., 1994. 594 p. DOI: 10.2514/4.470356.
9. Zolot'ko, O. Ye., Kovalenko, N. D., Strel'nikov, G. O., Moroz, Yu. I., & Andrievs'kii, Yu. V. Modelirovanie protsessa detonatsii v kamere raketnogo dvigatelya s divergentnym soplovyim nasadkom [Simulation of the detonation process in a rocket engine chamber with a divergent nozzle]. *Problemy vysokotemperaturnoi tekhniki: Sbornik nauchnykh trudov*, 2013, pp. 85-96. (In Russian).
10. Huba, O. M., Zolot'ko, O. V., Zolot'ko, O. Ye. Analiz metodiv znyzhennya akustychnykh vyprominyuvan' vysokohvydkisnoho reaktyvnoho strumenya detonatsiynoho dvyhuna [Analysis of methods for reducing acoustic emissions of a high-speed jet of a detonation engine]. *Visnyk Dnipropetrovs'koho universytetu. – Seriya: Raketno-kosmichna tekhnika*, 2015, vol. 23, no. 4, pp. 48-56. (In Ukrainian).

Надійшла до редакції 12.09.2024, розглянута на редколегії 18.11.2024

ANALYSIS OF THE CHARACTERISTICS OF THE EJECTOR MODE OF THE PULSE DETONATION PROPULSION SYSTEM OF THE COMBINED ACCELERATION CYCLE

*Olena Zolotko, Oleksandr Zolotko, Oleksandr Aksonov,
Vitalii Stoliarchuk, Oleksandr Chernyavsky*

The **subjects of this article** are processes in the chamber of the pulse detonation propulsion system of the combined acceleration cycle (PSCA). The **goal** is to identify the most significant factors and study their influence on the defining characteristics of the ejector mode of operation of the pulse detonation PSCA. The **task**: to consider promising concepts of multi-mode engines and to investigate the influence of the mode parameters and design factors on the coefficient of increase of the thrust-specific impulse and the coefficient of increase of the thrust of the ejector. **Methods** of problem solving: computational analytical and experimental approaches. The following results were obtained. An analysis of the concept of multi-mode engines in transatmospheric aircraft was performed. The most famous of them include: two-mode direct-jet engine (ramjet-scrumjet engine); rocket-based combined cycle (RBCC) engine; hybrid air-breathing rocket engine (Synergetic Air-Breathing Rocket Engine, SABRE). The propulsion system of the combined cycle of acceleration combines the main advantages of air-jet and rocket engines and can provide direct access to outer space (the concept of single stage to orbit, SSTO). A new stage in the development of PSCA is associated with the use of detonation mode combustion. During detonation, the pressure in the combustion chamber of the engine increases, which allows the pump to be excluded from the propulsion system. The following acceleration cycles are integrated into the pulse-detonation propulsion system: rocket-detonation; rocket-detonation with ejector thrust enhancement; jet-detonation with a direct or oblique detonation wave. In a promising engine for transatmospheric aircraft (Sodramjet), a stable and fixed oblique detonation wave is created under hypersonic flight conditions. **Conclusions**. It was established that with a certain combination of the studied factors, the coefficient of increase of the thrust-specific impulse reaches its maximum value. The dependence of the

ejector thrust enhancement coefficient ΦP is determined by the flight conditions. The mode of self-similarity (independence) of ΦP from the flight height occurs at a speed of $M = 5$ and altitudes greater than 8 km. It is proposed to use a turbopump supply system without a gas generator to supply the rocket fuel components to the detonation combustion chamber. The influence of the initial pressure in the detonation chamber on the coefficient of increase of the thrust of the ejector ΦP and the magnitude of the specific impulse was investigated by computational fluid dynamics using the TVD scheme. The environmental advantages of using the detonation cycle of combustion in rocket and space technology are analyzed.

Keywords: pulse detonation engine; combined acceleration cycle; influencing factors; detonation chamber; specific impulse; thrust impulse enhancement factor; ejector thrust enhancement factor; gasless generator pump supply system without gas generator; ecological benefits of the detonation combustion cycle.

Золотько Олена Василівна – канд. техн. наук, доцент кафедри безпеки життєдіяльності, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Золотько Олександр Євгенович – канд. техн. наук, доцент кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Аксьонов Олександр Сергійович – доктор філософії, інженер I категорії, Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»», Дніпро, Україна.

Столярчук Віталій Васильович – аспірант кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна; інженер-випробувач ракетно-космічної техніки, Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»», Дніпро, Україна.

Чернявський Олександр Сергійович – аспірант кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Olena Zolotko – Candidate of Technical Science (PhD), Associate Professor of Department of Life Safety Activity, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,
e-mail: zltkelen@gmail.com, ORCID: 0000-0003-2482-7574.

Oleksandr Zolotko – Candidate of Technical Science (PhD), Associate Professor of Department of Engine Construction, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,
e-mail: alexaur61@gmail.com, ORCID: 0009-0008-5600-500X.

Oleksandr Aksonov – PhD, Engineer of the First Category, State Enterprise «State Design office «Yuzhnoye»», Dnipro, Ukraine,
e-mail: aksyonov.olexander@gmail.com, ORCID: 0000-0002-5399-7292, Scopus Author ID: 57574123500.

Vitalii Stoliarchuk – PhD Student Department of Engines Construction, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine; Testing Engineer of Rocket And Space Technology, State Enterprise «State Design office «Yuzhnoye»», Dnipro, Ukraine,
e-mail: vitaliy.stolyarchuk@gmail.com, ORCID: 0000-0001-6082-7577, Researcher ID: ADF-9235-2022.

Oleksandr Cherniavskiy – PhD Student Department of Engines Construction, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,
e-mail: oleksandr.cherniavskiy@gmail.com, ORCID: 0009-0000-6401-7512.