

УДК 621.45.034.02-6

doi: 10.32620/aktt.2021.4.03

О. В. СОСНОВСЬКА¹, О. Є. ЗОЛОТЬКО¹, О. В. ЗОЛОТЬКО¹, В. В. СТОЛЯРЧУК^{1,2}¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Україна² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»
ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

ЕЖЕКТОРНИЙ ДЕТОНАЦІЙНИЙ ДВИГУН НА ЕКОЛОГІЧНО ЧИСТИХ КОМПОНЕНТАХ ПАЛИВА

Предметом дослідження в статті є двигуни, що працюють на детонаційному принципі перетворення енергії робочого тіла. В останні роки спостерігається експоненціальне зростання кількості наукових праць, присвячених детонаційним двигунам, а найбільш перспективним напрямом є дослідження детонаційних двигунів з ежекторним підсилювачем тяги (ЕПТ). **Мета** роботи полягає в отриманні результатів досліджень визначальних характеристик детонаційного двигуна з ежекторним підсилювачем тяги. Основні **завдання** полягають у науковому аналізі робочого процесу імпульсного детонаційного двигуна з ЕПТ; моделюванні робочих процесів, які відбуваються в проточній частині двигуна; чисельній реалізації математичної моделі та проведенні обчислювального експерименту. **Методи:** для чисельної реалізації моделі детонаційного двигуна з ежектором застосовано кінцево-різницьку TVD-схему другого порядку точності. За **результатами** виконаної роботи на кривих тиску спостерігаємо дві області, в межах яких, тиск протягом певного інтервалу часу залишається незмінним (плато тиску). Збільшення довжини ЕПТ призводить до зростання тривалості стадії витікання продуктів детонації з проточної частини двигуна, збільшення приєднаної маси атмосферного повітря та визначає суттєве підвищення питомого імпульсу тяги. Значення імпульсу тяги отримали інтегруванням у часі надлишкового тиску на тяговій стінці. **Висновки.** Наукова новизна полягає в наступному. Методом чисельного моделювання досліджено зміну тиску у часі на тяговій стінці детонаційної камери при використанні циліндричних ЕПТ різної довжини. Отримано значення коефіцієнта тяги ежекторного сопла для стартових умов. Представлені в роботі дослідження спрямовані на аналіз режиму роботи перспективної двигунної установки та на моделювання газодинамічних процесів імпульсного детонаційного двигуна з ежекторним підсилювачем тяги з метою отримання даних, необхідних для попереднього проектування, розгляду альтернативних проектних варіантів і оперативної оцінки можливих характеристик двигуна з ежектором. Основні переваги двигуна полягають в надвисокій швидкості вивільнення енергії в детонаційному процесі, що призводить до підвищення ККД термодинамічного циклу, спрощенню та здешевленню конструкції, значного виграшу у льотно-технічних характеристиках.

Ключові слова: імпульсний детонаційний двигун; ежекторний підсилювач тяги; ежектор; математична модель; двигунна установка; детонація; чисельне моделювання; число Маха; тягова стінка; питомий імпульс.

Вступ

Детонація – це гідродинамічний хвильовий процес поширення в речовині зони екзотермічної реакції з надзвуковою швидкістю. Детонаційна хвиля (ДХ) являє собою ударний розрив (головну ударну хвилю), за фронтом якого безперервно ініціюється хімічна реакція внаслідок нагрівання при адіабатичному стисненні. Іншими словами, детонація - це надзвуковий режим розповсюдження горіння. Як відомо, реальна детонація в газах супроводжується утворенням складної неоднорідної й нестационарної структури течії за її переднім фронтом. Для експериментального дослідження детонаційних явищ потрібна розробка

високоточних методів вимірювання різних газодинамічних величин.

Розробка двигунів, що працюють на детонаційному принципі перетворення енергії робочого тіла, є новим перспективним напрямом у розвитку авіаційного та ракетно-космічного двигунобудування. Імпульсний детонаційний двигун (ІДД) має видатні характеристики в порівнянні з традиційними двигунами, які працюють за циклом Брайтона. ІДД відрізняється більш високою термодинамічною ефективністю, простотою конструкції та меншою інерційністю [1]. Також є перспективним використанням ротаційного детонаційного двигуна (РДД). У [2] наведено дані експериментального дослідження параметрів

процесу спінової детонації і тягових характеристик двигуна з детонаційними хвилями, які обертаються.

Особливу увагу приділяють дослідженням детонаційних двигунів (ДД) з ежекторним підсилувачем тяги (ЕПТ), які працюють у широкому діапазоні зміни висоти й умов польоту. Робочий процес ІДД з ЕПТ складається з шести тактів [3], а процес енергообміну між реактивним струменем, який витікає з камери двигуна, та атмосферним повітрям відбувається за рахунок ежекції. Використання атмосферного повітря у якості доданої або приєднаної маси дає можливість підвищити тягу та питомий імпульс тяги детонаційного двигуна. До того ж, суттєво поліпшуються екологічні характеристики двигуна, а саме: зменшується емісія шкідливих речовин порівняно з традиційними двигунами, які працюють за циклом Брайтона, та знижується рівень шуму у ІДД з ЕПТ порівняно з детонаційним двигуном без ежектора.

1. Аналіз проблеми, формулювання мети та постановка задачі дослідження

Відома перспективна багаторежимна двигунна установка (ДУ) включає інтеграцію різних режимів роботи [4]:

а) імпульсний детонаційний двигун (ІДД) з ежекторним підсилувачем тяги (ЕПТ), який працює зі старту до досягнення невеликих надзвукових швидкостей польоту;

б) пульсуючий двигун з прямою детонаційною хвилею для чисел Маха польоту від 3 до 7, що відповідає числам Маха в детонаційній камері меншим, ніж число Маха в точці Чепмена-Жуге (СЖ);

в) режим роботи двигуна з косою детонаційною хвилею, що відповідає числам Маха польоту більшим, ніж число Маха в точці СЖ;

г) режим роботи ІДД при дуже високих значеннях числа Маха на великих висотах (космічні орбіти).

Ефективним способом організації процесу енергообміну між реактивним струменем, який витікає з камери двигуна, та атмосферним повітрям є ежекція. Процес ежекції доцільно використовувати для підвищення ефективності двигунів у щільних шарах атмосфери [5]. При цьому атмосферне повітря використовується у якості приєднаної маси. В експериментальних дослідженнях ІДД з ЕПТ спостерігалось суттєве підвищення тяги та питомого імпульсу тяги [6]. Відомі різноманітні конструктивні варіанти ЕПТ. У перспективних гіперзвукових повітряно-космічних літаках передбачається застосовувати ЕПТ з великим ступенем розширення (рис. 1, [7]).

Метою дослідження є удосконалення методів та способів керування термогазодинамічними потоками для підвищення характеристик перспективних детонаційних двигунів

Переваги ЕПТ:

- простота конструкції та технологічність;
- високий ресурс роботи та надійність;
- відсутність рухомих частин, системи змащення та охолодження.
- зменшення рівня шуму двигунної установки.

Недоліки пов'язані переважно зі значними габаритами ежектора та ускладненням компоновки, а також з погіршенням ефективності при наборі літальним апаратом висоти й швидкості польоту.

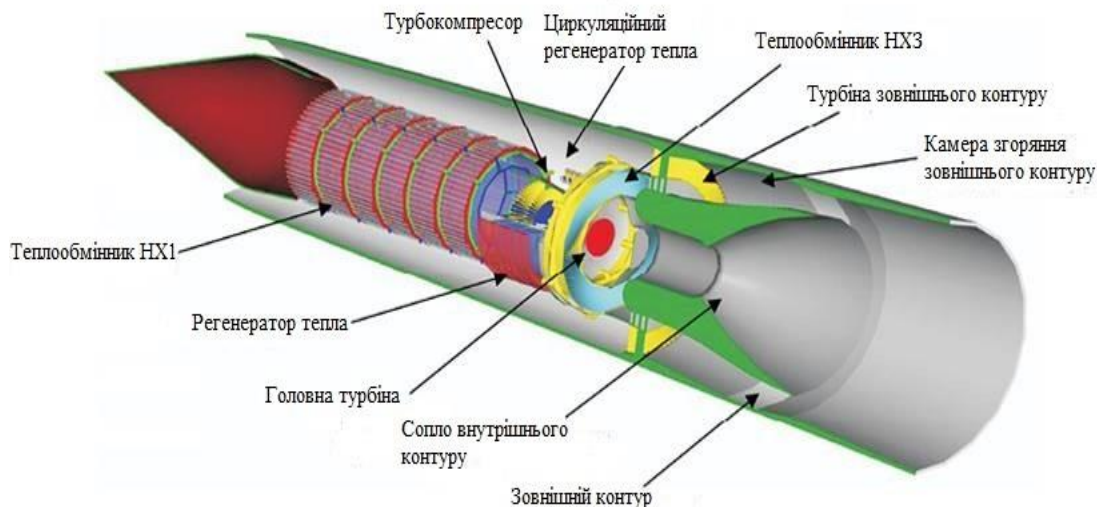


Рис. 1. Двигун Scimitar для гіперзвукової швидкості польоту (по матеріалам роботи [7])

2. Результати дослідження

У роботі розглянуто схеми типу TVD другого порядку точності. Різницеві схеми першого порядку точності зберігають властивість монотонності, але часто призводять до сильного розмазування фронтів ударних хвиль. Нелінійні схеми другого порядку точності з обмеженням загальної варіації (TVD – Total Variation Diminution) дозволяють проводити, з великою роздільною здатністю, розрахунки ударних хвиль і запобігати нефізичним осциляціям за їх фронтом. Такі схеми мають різний порядок точності в областях з великими і малими розривами. Застосування TVD схем для плоских та просторових течій дає особливо гарні результати при проведенні розрахунків потоків з ударними детонаційними хвилями.

Рівняння, що описують гідродинамічний рух, являють собою закони збереження маси, кількості руху та енергії [8]. У консервативній формі систему рівнянь гідродинаміки в ейлеровій системі координат можна записати у вигляді:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i}{\partial x_i} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho v_i}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v_i v_j + P \delta_{ij})}{\partial x_j} = 0, \quad (2)$$

$$\frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial [(e + P) v_i]}{\partial x_i} = 0. \quad (3)$$

Рівняння стану можна записати у вигляді:

$$P = (\gamma - 1) \varepsilon, \quad (4)$$

де ρ – густина, \mathbf{v} – векторні швидкості, t – час, x_i – координата, P – тиск, e – повна енергія, ε – внутрішня енергія, γ – показник адіабати; δ_{ij} – символ Кронекера.

$$e = \frac{1}{2} \rho v^2 + \varepsilon. \quad (5)$$

Система рівнянь Ейлера, що описує двомірний плоский рух стисливого нев'язкого газу в декартовій системі координат, можливо також записати в більш зручній формі:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F(Q)}{\partial x} + \frac{\partial G(Q)}{\partial y} = 0, \quad (6)$$

де Q , F , G – вектори-стовпці, які складаються з консервативних змінних.

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e + p)u \end{pmatrix}, \quad G = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e + p)v \end{pmatrix}. \quad (7)$$

Неявна консервативна схема для системи рівнянь:

$$\frac{Q_{(ij)}^{(n+1)} - Q_{(ij)}^n}{\Delta t} + \frac{\tilde{F}_{(i+1/2)}^{(n+1)} - \tilde{F}_{(i-1/2)}^{(n+1)}}{\Delta x} + \frac{\tilde{G}_{(j+1/2)}^{(n+1)} - \tilde{G}_{(j-1/2)}^{(n+1)}}{\Delta y} = 0, \quad (8)$$

де Δt – прирощення часу,

Δx , Δy – прирощення координат.

Рівняння вирішуються за допомогою TVD схеми [9]. Умова загального обмеження осциляцій є нелінійною умовою стійкості. У схемі TVD для дискретного рішення його можна визначити як:

$$TV(U^t) = \sum_{i=1}^N |U_{(i+1)}^t - U_i^t| \quad (9)$$

є міра загальної кількості осциляцій U .

У формулі (9) U – консервативна змінна стану, t – час.

Вибір типу TVD-схеми визначається методом обчислення явних потоків:

$$\tilde{F}_{(i+1/2)}^n = \frac{1}{2} [F_{(i+1)} + F_i + R_{(i+1/2)} \Phi_{(i+1/2)}]. \quad (10)$$

Нелінійні TVD схеми другого порядку точності можна записати, використовуючи потоки другого порядку точності $F_{(i+1/2)}^{(2)t}$ на межі комірок. Вони виходять з потоків першого порядку точності $F_{(i+1/2)}^{(1)t}$ для протипотокової схеми за допомогою корекції другого порядку точності. Потік першого порядку точності виходить із середніх значень потоку F_i^t . Корекція другого порядку точності вводиться для обмеження помилкових осциляцій рішення. Тобто кількість осциляцій на $n+1$ кроці за часом не повинно перевершувати кількість осциляцій на n кроці за часом $TV(u_i + 1) \leq TV(u_i)$.

Для пригнічення осциляцій використовують різні обмежувачі (limiters) - minmod, superbee, vanLeer. Обмежувач minmod дозволяє вибрати найменше абсолютне значення між лівою і правою корекціями:

$$\begin{aligned} \min\text{mod}(a, b) &= \\ &= \frac{1}{2} [\text{sign}(a) + \text{sign}(b)] \min(|a|, |b|). \end{aligned} \quad (11)$$

Обмежувач *superbee* дозволяє вибрати найкращу корекцію з:

$$\text{superbee}(a, b) = \begin{cases} \min\text{mod}(a, 2b), & \text{if } |a| \geq |b|; \\ \min\text{mod}(2a, b), & \text{if } |a| < |b|. \end{cases} \quad (12)$$

Обмежувач *vanLeer* дозволяє знайти гармонійне середнє між правою і лівою корекціями:

$$\text{vanleer}(a, b) = \frac{2ab}{(a + b)}. \quad (13)$$

Дослідження зміни тиску у часі на тяговій стінці детонаційної камери (ДК) при використанні циліндричних ЕПТ різної довжини проведено методом чисельного моделювання. У якості об'єкта моделювання була обрана циліндрична ДК діаметром 50 мм і довжиною 100 мм, заповнена киснево-водневою сумішшю $O_2 - H_2$ стехіометричного складу при нормальному атмосферному тиску. До камери приєднувались циліндричні ежекторні підсилювачі діаметром 70 мм і довжиною: 100, 150, 200, 250 та 300 мм. Зміщення вхідного перерізу ежектора відносно детонаційної камери складає половину довжини камери у напрямку потоку. Розрахункова схема двигуна з ЕПТ наведена у [10].

Чисельні розрахунки проведено за допомогою явної консервативної кінцево-різницевої TVD схеми другого порядку апроксимації.

На кривих тиску (рис. 2) можна виділити дві області, в межах яких, тиск протягом певного інтервалу часу залишається незмінним (два плато тиску). Збільшення довжини ЕПТ призводить до зростання тривалості стадії витікання ПД з проточної частини двигуна та визначає збільшення імпульсу тяги. Значення імпульсу тяги I_e отримано інтегруванням у часі надлишкового тиску на тяговій стінці:

$$I_e = \int_0^T \left(\int_S p \cdot n_x \, dS \right) dt, \quad (14)$$

де T – тривалість одного циклу детонаційного двигуна, яка визначається інтервалом часу від початку ініціювання процесу детонації до моменту часу, коли величина тиску на тяговій стінці ДК буде дорівнювати нормальному атмосферному тиску $p = 101,3$ кПа;

S – площа поверхні, що обмежує об'єм ДК з ЕПТ;
 p – величина статичного тиску на граничних поверхнях ДК з ЕПТ;

n_x – поздовжня компонента одиничного вектору зовнішньої нормалі до поверхні.

Результати розрахунків величини тиску на тяговій стінці ДК з ежекторним соплом показано на рис. 2.

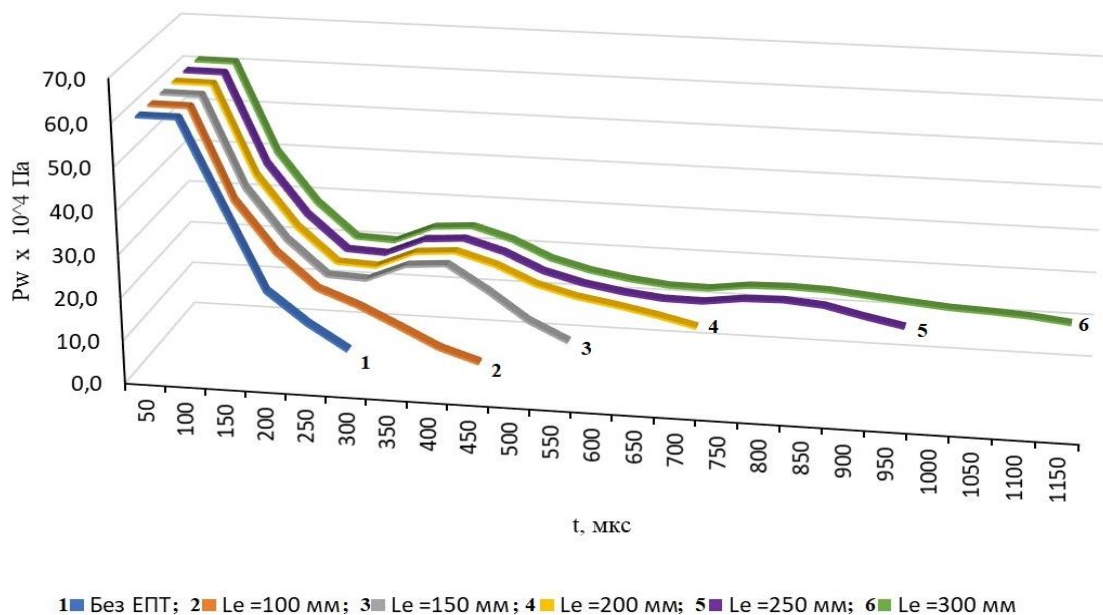


Рис. 2. Зміна тиску у часі на тяговій стінці ДК при використанні циліндричних ЕПТ різної довжини:
 p_w – тиск на тяговій стінці ДК; t – час; L_e – довжина ежектора

Питомий імпульс тяги ДК з ежекторним підсилювачем тяги можна визначити за співвідношенням:

$$I_{sp} = I_{sp0} \cdot K_{ЕПТ}, \quad (15)$$

де $K_{ЕПТ}$ – коефіцієнт тяги ЕПТ,

I_{sp0} – питомий імпульс тяги детонаційної камери (без ЕПТ).

У загальному випадку значення $K_{ЕПТ}$ визначається польотними умовами та формою ЕПТ [3]. При цьому необхідно враховувати особливості організації робочого процесу у проточній частині детонаційного двигуна з ЕПТ.

На кільцевій діаграмі (рис. 3) відображено, у яких пропорціях відбувається зміна довжини ежектора (внутрішнє кільце) та ефективність його застосування для підвищення величини питомого імпульсу тяги (значення $K_{ЕПТ}$, зовнішнє кільце).

Як видно з діаграми, поступове зростання довжини ежектора (10 %, 15 % і т. д. до 30 %) спочатку значно підвищує ефективність його застосування (15 % та 19 % підвищення $K_{ЕПТ}$ перевищує 10 % та 15 % збільшення L_e), а потім темп збільшення величини $K_{ЕПТ}$ падає. Так, коли збільшення довжини ежектора складає 25 %, відповідне підвищення величини $K_{ЕПТ}$ становить 22 %, а при 30 % збільшенні L_e зростання коефіцієнта тяги ЕПТ складає лише 23 %. Зазначена тенденція є підґрунтям для проведення пошуку оптимальних параметрів ежекторного сопла.

Висновки

На основі аналізу досягнень сучасного двигунобудування, відомих даних стосовно детонаційних двигунів та перспектив їх розвитку, а також нових даних, отриманих за допомогою обчислювального експерименту, можна виділити ряд суттєвих переваг ІДД з ЕПТ: високий питомий імпульс тяги, простота та надійність конструкції, високі екологічні характеристики.

Методом чисельного моделювання досліджено характеристики ІДД з ЕПТ, який працює на киснево-водневому паливі. Розрахунки проводились за допомогою явної консервативної кінцево-різницевої TVD схеми другого порядку апроксимації. Збільшення довжини ЕПТ призводить до зростання тривалості стадії витікання продуктів детонації з проточної частини двигуна, збільшення приєднаної маси атмосферного повітря, що визначає збільшення питомого імпульсу тяги.

Суттєве збільшення питомого імпульсу тяги ІДД з ЕПТ дає можливість модернізувати сучасні засоби виведення корисного вантажу на космічні орбіти за допомогою аерокосмічних ЛА та ракет-носіїв, а у найближчій перспективі - здійснити перехід до найбільш економічно рентабельних повністю багаторазових засобів космічного транспортування.

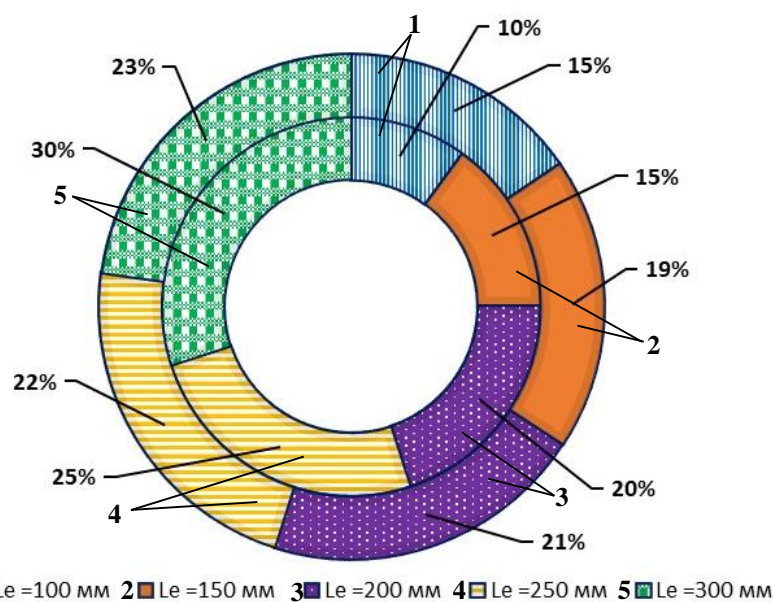


Рис. 3. Кільцева діаграма залежності величини $K_{ЕПТ}$ від довжини ежекторного сопла

Література

1. *Experimental study of using biogas in Pulse Detonation Engine with hydrogen enrichment [Text] / Shehab Elhawary, Aminuddin Saat, Mazlan Abdul Wahid, Ahmad Dairobi Ghazali // International Journal of Hydrogen Energy. – 2020. – Vol. 45, Iss. 30. – P. 15414-15424. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2020.03.246.*
2. *Han, H.-S. Experimental Investigation of Detonation Propagation Modes and Thrust Performance in a Small Rotating Detonation Engine Using C₂H₄/O₂ Propellant [Text] / H.-S. Han, E. S. Lee, J.-Y. Choi // Energies. – 2021. – Vol. 14, Iss. 5. – Article Id: 1381. DOI: 10.3390/en14051381.*
3. *Bhattacharya, Abhishak. Pulse Detonation Engine [Text] / Abhishak Bhattacharya // Journal of Critical Reviews. – 2020. – Vol. 7, Iss. 7. – P. 1329-1334. DOI: 10.31838/jcr.07.07.241.*
4. *Yi, Tae-Hyeong. Detonation Wave Propagation in an Ejector-Augmented Pulse Detonation Rocket [Text] / Tae-Hyeong Yi, Donald R. Wilson, Frank K. Lu // Aerodynamics Research Center, University of Texas at Arlington, Arlington, TX 76019, USA, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-953.*
5. *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/aktt.2020.2.01.*
6. *Bogdanov, V. I. Interaction of masses in the operating process of pulse jet engines as a means of increasing their thrust efficiency [Text] / V. I. Bogdanov // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. – 2006. – Vol. 79. – P. 506-511. DOI: 10.1007/s10891-006-0128-8.*
7. *Webber, H. The sensitivity of precooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters [Text] / H. Webber, A. Bond, M. Hemsell // Journal of the British Interplanetary Society. – 2007. – Vol. 60. – P. 188-196. Bibcode: 2007JBIS...60..188W.*
8. *Ландау, Л. Д. Гидродинамика. Теоретическая физика. Т. VI [Текст] / Л. Д. Ландау, Е. М. Лифшиц. - 3-е изд., перераб. – М. : Наука. Гл. ред. физ-мат. лит. 1986. – 733 с.*
9. *Harten, A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws [Text] / A. Harten // Journal of Computational Physics. – 1983. – No. 49, Iss. 3. – P. 357-393. DOI: 10.1016/0021-9991(83)90136-5.*
10. *Аналіз впливу конструктивних параметрів ежекторного сопла на характеристики детонаційного двигуна [Текст] / О. В. Сосновська, О. С. Золотько, Ю. І. Мороз, О. В. Золотько // Збірник науково-технічних праць «Механіка гіроскопічних систем». – 2015. – № 30. – С. 62-72. DOI: 10.20535/0203-377130201573186.*

References

1. Elhawary, Shehab., Saat, Aminuddin., Wahid, Abdul Mazlan., Ghazali, Ahmad Dairobi. Experimental study of using biogas in Pulse Detonation Engine with hydrogen enrichment. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, vol. 45, iss. 30, pp. 15414-15424. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2020.03.246.
2. Han, H.-S., Lee, E. S., Choi, J.-Y. Experimental Investigation of Detonation Propagation Modes and Thrust Performance in a Small Rotating Detonation Engine Using C₂H₄/O₂ Propellant. *Energies*, 2021, vol. 14, iss. 5, article Id: 1381. DOI: 10.3390/en14051381.
3. Bhattacharya, Abhishak. Pulse Detonation Engine. *Journal of Critical Reviews*, 2020, vol. 7, iss. 7, pp. 1329-1334. DOI: 10.31838/jcr.07.07.241.
4. Yi, Tae-Hyeong., Wilson, Donald R., Lu, Frank K. Detonation Wave Propagation in an Ejector-Augmented Pulse Detonation Rocket. *Aerodynamics Research Center, University of Texas at Arlington, Arlington, TX 76019, USA, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-953.*
5. Zolotko, O. Ye., Zolotko, O. V., Sosnovska, O. V., Aksonov, O. S., Savchenko, I. S. Osoblyvosti konstruktyvnykh skhem dvyhuniv z impul'snyimi detonatsiynymi 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/aktt.2020.2.01.
6. Bogdanov, V. I. Interaction of masses in the operating process of pulse jet engines as a means of increasing their thrust efficiency. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2006, vol. 79, pp. 506-511. DOI: 10.1007/s10891-006-0128-8.
7. Webber, H., Bond, A., Hemsell, M. The sensitivity of precooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2007, vol. 60, pp. 188-196. Bibcode: 2007JBIS...60..188W.
8. Landau, L. D., Lifshits, E. M. *Gidrodinamika. Teoreticheskaya fizika. T. VI* [Hydrodynamics. Theoretical physics. Vol. VI]. Moscow, Nauka. Gl. red. fiz-mat. lit. Publ., 1986. 733 p.
9. Harten, A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws. *Journal of Computational Physics*, 1983, no. 49, iss. 3, pp. 357-393. DOI: 10.1016/0021-9991(83)90136-5.
10. Sosnovska, O. V., Zolotko, O. Ye., Moroz, Yu. I., Zolotko, O. V. Analiz vplyvu konstruktyvnykh parametriv ezhektornoho sopla na kharakterystyky detonatsiynoho dvyhuna [Analysis of influence design parameters ejector pipe at the detonation specifications engine]. *Collection of scientific and technical works «Mechanics of gyroscopic systems»*, 2015, vol. 30, pp. 62-72. DOI:10.20535/0203-377130201573186.

ЭЖЕКТОРНЫЙ ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

А. В. Сосновская, А. Е. Золотко, Е. В. Золотко, В.В. Столярчук

Предметом исследования в статье являются двигатели, работающие на детонационном принципе преобразования энергии рабочего тела. В последние годы наблюдается экспоненциальный рост количества научных работ, посвященных детонационным двигателям, а наиболее перспективным направлением является исследование детонационных двигателей с эжекторным усилителем тяги (ЭУТ). **Цель** работы заключается в получении результатов исследований определяющих характеристик детонационного двигателя с эжекторным усилителем тяги. Основные **задачи** заключаются в научном анализе рабочего процесса импульсного детонационного двигателя с ЭУТ; моделировании рабочих процессов, происходящих в проточной части двигателя; численной реализации математической модели и проведении вычислительного эксперимента. **Методы**, для численной реализации модели детонационного двигателя с эжектором использовалась конечно-разностная TVD схема второго порядка точности. По результатам выполненной работы, на кривых давления наблюдаем две области, в пределах которых давление в течение определенного интервала времени остается неизменным (плато давления). Увеличение длины ЭУТ приводит к росту продолжительности стадии истечения продуктов детонации с проточной части двигателя, увеличение присоединенной массы атмосферного воздуха и способствует существенному повышению удельного импульса тяги. Значение импульса тяги получили интегрированием по времени избыточного давления на тяговой стенке. **Выводы.** Научная новизна заключается в следующем. Методом численного моделирования исследовано изменение давления по времени на тяговой стенке детонационной камеры при использовании цилиндрических ЭУТ разной длины. Получено значение коэффициента тяги эжекторного сопла для стартовых условий. Проведенные в работе исследования направлены на анализ режима работы перспективной двигательной установки и на моделирование газодинамических процессов импульсного детонационного двигателя с эжекторным усилителем тяги с целью получения данных, необходимых для предварительного проектирования, рассмотрения альтернативных проектных вариантов и оперативной оценки возможных характеристик двигателя с эжектором. Основные преимущества двигателя заключаются в сверхвысокой скорости высвобождения энергии в детонационном процессе, что приводит к повышению КПД термодинамического цикла, упрощению и удешевлению конструкции, значительного выигрыша в летно-технических характеристиках.

Ключевые слова: импульсный детонационный двигатель; эжекторный усилитель тяги; эжектор; математическая модель; двигательная установка; детонация; численное моделирование; число Маха; тяговая стенка; удельный импульс.

DETONATION ENGINE WITH EJECTOR ON ECOLOGICAL FUEL COMPONENTS

A. Sosnovskaya, A. Zolotko, O. Zolotko, V. Stoliarchuk

The **subject** of research in the article is engines operating on the detonation principle of converting the energy of the working fluid. In recent years, there has been an exponential growth in the number of scientific papers devoted to detonation engines, and the most promising direction is the study of detonation engines with an ejector nozzle (EN). **The work aims** to obtain the results of studies of the defining characteristics of a detonation engine with an ejector nozzle. **The main tasks** are the scientific analysis of the working process of the pulse detonation engine with EN; modeling of working processes occurring in the flow path of the engine; numerical implementation of a mathematical model and a computational experiment. **Methods**, for the numerical implementation of the model of a detonation engine with an ejector, a finite-difference TVD scheme of the second order of accuracy was used. According to the results of the work performed, we observe two regions on the pressure curves, within which the pressure remains unchanged for a certain time interval (pressure plateau). An increase in the length of the ejector leads to an increase in the duration of the stage of the outflow of detonation products from the flow path of the engine, an increase in the added mass of atmospheric air, and contributes to a significant increase in the specific impulse of thrust. The value of the thrust impulse was obtained by integrating the excess pressure on the traction wall over time. **Conclusions.** The scientific novelty is as follows. The change in pressure overtime on the traction wall of the detonation chamber when using cylindrical EHs of different lengths was investigated by the method of numerical simulation. The value of the thrust coefficient of the ejector nozzle for the starting conditions is obtained. The studies carried out in this work are aimed at analyzing the operating mode of a promising propulsion system and are aimed at

modeling the gas-dynamic processes of a pulsed detonation engine with an ejector to obtain the data necessary for preliminary design, consideration of alternative design options, and an operational assessment of the possible characteristics of an engine with an ejector. The main advantages of the engine are the ultra-high-speed of energy release in the detonation process, which leads to an increase in the efficiency of the thermodynamic cycle, simplification and cost reduction of the design, and a significant gain in in-flight performance.

Keywords: pulse detonation engine; ejector thrust amplifier; ejector; mathematical model; propulsion system; detonation; numerical modeling; Mach number; traction wall; specific impulse.

Сосновська Олександра Валеріївна – аспірантка кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

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

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

Столярчук Віталій Васильович – аспірант кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна; Інженер-випробувач ракетно-космічної техніки першої категорії, ДП "КБ" Південне", Дніпро, Україна.

Oleksandra Sosnovskaya – PhD student, Department of Engine Construction, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: arushsuzana@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8758-5237.

Oleksandr Zolotko – Candidate of Technical Science (PhD), Associate Professor, Department of Engine Construction, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: alexaur61@gmail.com.

Olena Zolotko – Candidate of Technical Sciences (PhD), Associate Professor, Life Safety Department, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: alexaur61@gmail.com.

Vitalii Stoliarchuk – PhD student, Department of Engine Construction, Physical and Technical Faculty, Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnipro, Ukraine; Testing engineer of rocket and space technology of the "Yuzhnoye State Design Office", Dnipro, Ukraine, e-mail: vitaliy.stolyarchuk@gmail.com, ORCID: 0000-0001-6082-7577.