

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.032>  
УДК 629.764:[621.454:544.454.3]

**О. Є. ЗОЛОТЬКО<sup>1</sup>**, доцент, канд. техн. наук  
E-mail: alexaur61@gmail.com  
**О. В. ЗОЛОТЬКО<sup>1</sup>**, доцент, канд. техн. наук  
**О. В. СОСНОВСЬКА<sup>1</sup>**, співробітник  
E-mail: arushsuzana@gmail.com  
**О. С. АКСЬОНОВ<sup>1,2</sup>**, аспірант, інженер  
**І. С. САВЧЕНКО<sup>1</sup>**, студентка

<sup>1</sup> Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

<sup>2</sup> Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»  
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

## ДЕТОНАЦІЙНИЙ ДВИГУН ДЛЯ ВІДВЕДЕННЯ ВІДОКРЕМЛЕНОГО СТУПЕНЯ РАКЕТИ З КОСМІЧНОЇ ОРБИТИ

*Розглянуто можливі шляхи розв'язання проблеми зменшення засміченості космічних орбіт відокремленими ступенями ракет космічного призначення, серед яких: застосування гальмівної детонаційної двигунної установки; газифікація залишків палива та використання газореактивної системи для створення імпульсу гальмування; продовження роботи основної двигунної установки після розділення ступенів; використання гарпуна для захвату ступеня та паруса для подальшого його гальмування; використання антиракет чи бойових лазерів для руйнування ступеня на орбіті з подальшим спаленням фрагментів ступеня в атмосфері Землі. Для вибору оптимального способу вилучення з орбіти відпрацьованих верхніх ступенів ракет та розігнаних блоків застосовано метод арифметичної прогресії, який має певні переваги порівняно з класичним методом аналізу ієрархій та вільний від притаманних цьому методу недоліків. Отримано ранжований ряд варіантів розв'язання проблеми за п'ятьма найбільш суттєвими критеріями ефективності та доведено його стійкість. Запропоновано нову принципову схему гальмівної детонаційної двигунної установки. Спалення залишків компонентів ракетного палива у детонаційному режимі дозволяє з максимально можливою ефективністю створювати імпульс тяги, необхідний для відведення відокремленого ступеня ракети з космічної орбіти. Проаналізовано характер залежності гальмівного імпульсу швидкості, швидкості входження відокремленого ступеня ракети-носія до атмосфери Землі, потрібного значення величини питомого імпульсу тяги гальмівної двигунної установки (на прикладі другого ступеня ракети-носія «Зеніт») від кута входження до атмосфери. Отримано нову аналітичну залежність, яка пов'язує величину тяги та питомого імпульсу тяги детонаційного двигуна з визначальними параметрами процесу детонації. Проведено обчислювальний експеримент та здійснено порівняння отриманих результатів з результатами розрахунку питомого імпульсу тяги за допомогою нової формули для паливних композицій на основі кисню, а також з відомими експериментальними даними та даними чисельного моделювання інших дослідників. Використання результатів дослідження дозволяє здійснювати оперативну оцінку проєктних параметрів детонаційного двигуна на етапі розгляду технічних пропозицій.*

**Ключові слова:** способи вилучення з орбіти відокремлених ступенів ракети; гальмівна детонаційна двигунна установка; принципова схема детонаційного двигуна; метод арифметичної прогресії; питомий імпульс тяги детонаційного двигуна.

Цитування: Золотько О. Є., Золотько О. В., Сосновська О. В., Аксьонов О. С., Савченко І. С. Детонаційний двигун для відведення відокремленого ступеня ракети з космічної орбіти. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 32—41. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.032>

## ВСТУП

Міжнародні норми права у сфері використання космічного простору декларують необхідність видалення з космічної орбіти відділеного ступеня ракети після виведення нею корисного навантаження на задану орбіту. Залишки рідких компонентів палива баках відокремленого ступеня підлягають пасивації.

Вибухові процеси руйнування баків є джерелом утворення значної частини космічного сміття (до 47 %). Основна причина вибухових руйнувань баків — це перегрівання залишків палива (більш ніж 45 % випадків). Якщо у 1987 р. загальна кількість залишених на орбітах верхніх (других і третіх) ступенів ракет та розгінних блоків становила близько 1000 об'єктів, то у наступні 30 років вона подвоїлась. За підрахунками NASA за станом на серпень 2007 р. було зафіксовано 194 випадки вибухового руйнування об'єктів космічного призначення.

Відомі кілька десятків способів боротьби з космічним сміттям. Вони поділяються на дві великі групи: запобігання їхньому утворенню та ліквідація вже наявних об'єктів. Слід зауважити, що швидкість зростання кількості новоутворених об'єктів космічного сміття значно випереджає темпи їхнього знешкодження усіма відомими способами.

## ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Серед основних способів, які можна застосовувати для зменшення кількості відпрацьованих верхніх ступенів ракет та розгінних блоків, можна виділити такі.

1. *Застосування детонаційної двигунної установки (інноваційний спосіб)* дозволяє з високою точністю створювати гальмівний імпульс тяги за рахунок повної утилізації залишків компонентів палива у баках ступенів ракет. При цьому за величиною питомого імпульсу тяги детонаційна двигунна установка (ДДУ) не поступається маршовому рідинному ракетному двигуну.

2. *Газифікація залишків палива у баках ступеня ракети.* При застосуванні системи газифікації залишків компонентів ракетного палива (КРП) виникає необхідність підбору типу газогенерувальної суміші залежно від фізико-хімічних

властивостей компонента палива. Використання додаткових пристроїв та хімічних речовин значно збільшує вагу конструкції. До того ж при скиданні газифікованих залишків КРП через газореактивну систему гальмування ступеня неможливо забезпечити прийнятне значення величини гальмівного імпульсу тяги.

3. *Забезпечення роботи двигунної установки після розділення ступенів* до повного спорожнення баків. Залишки незабору компонентів з паливних баків визначаються виникненням явища кавітації на забірному пристрої або на вході до насосів турбонасосного агрегату.

4. *Використання гарпуна і паруса.* Розроблений та успішно випробуваний у 2018 р. британськими вченими зонд «*Remove DEBRIS*» виконує захват космічного об'єкта за допомогою гарпуна з подальшим відбуксуванням його до атмосфери Землі розкритим космічним парусом. Основним недоліком цього способу є необхідність виведення у космічний простір спеціального апарата з власною двигунною установкою, що збільшує ймовірність виникнення надзвичайних ситуацій на робочих орбітах.

5. *Використання протисупутникових ракет або лазерів* для подрібнення великих фрагментів космічного сміття, які пізніше можна спрямувати для їхнього спалення в атмосфері Землі. Лазери, які випромінюють в інфрачервоному діапазоні, встановлюють на супутниках. Керування ними здійснюється за командами із Землі. Слід зазначити, що кількість дрібних фрагментів важко контролювати, і вона може бути дуже значною. Тому такі фрагменти становлять значну небезпеку для діючих у космічному просторі об'єктів.

6. *Використання двигуна, який підключають до космічного об'єкта на Землі* (компанія *D-Orbit*). Розробники називають проєкт «системою зняття з експлуатації», тому що після закінчення корисного терміну дії космічного апарата він разом з підключеним заздалегідь двигуном буде спрямований до атмосфери та згорить у ній. Автоматичний додатковий двигун потребує наявності запасів власного палива та системи живлення.

7. *Використання дренажно-запобіжного клапана*, через який відбувається викидання залишків палива до космічного простору. Можна відзна-

чити низькі надійність та ефективність даного способу у зв'язку з можливістю заклинювання клапана при перекритті його прохідного перерізу конденсованими твердими частинками компонентів палива.

8. Використання спеціальних зовнішніх пристроїв для гальмування у атмосфері, робота яких заснована на різних фізичних явищах:

- стрічки з противагою (гальмування об'єкта відбувається за рахунок градієнта гравітації),
- провідного (електродинамічного) троса (у цьому випадку використовують магнітне поле Землі),
- атмосферного паруса, який є надувним балоном або плівкою, натягнутою на телескопічних штангах (гальмування відбувається за рахунок аеродинамічного опору).

Застосування подібних гальмувальних пристроїв обмежено масою та геометричними розмірами об'єктів космічного простору, тобто їх неможливо ефективно використовувати для відведення відпрацьованих ступенів ракет з орбіт функціонування.

Для подальшого аналізу залишимо тільки такі способи відведення з орбіт ступенів та розгінних блоків, які за своїми характеристиками є найбільш ефективними. Тобто, останні три способи можна виключити з подальшого розгляду.

Отже, множина способів відведення ступенів ракети (варіантів) складається з таких елементів:

- $B_1$  — використання детонаційної двигунної установки,
- $B_2$  — газифікація палива,
- $B_3$  — продовження роботи основної ДУ після розділення ступенів,

- $B_4$  — використання гарпуна і паруса,
- $B_5$  — підключення спеціального двигуна.

Відомий метод вибору найкращого з усіх можливих варіантів розв'язання науково-технічної задачі — метод аналітичної ієрархії, є одним з найбільш поширених [9]. Метод аналізу ієрархій (МАІ) враховує показники переваги критеріїв та показники переваги варіантів за окремими критеріями. Однак при практичному застосуванні МАІ шкали відносин, за якими здійснюється оцінка ступенів переваги варіантів за кожним з критеріїв, жодним чином не пов'язані між собою та з вагомістю критеріїв. У випадку повного порядку ранжування локальних критеріїв, тобто коли немає однакових за важливістю критеріїв, та має місце повний порядок ранжування варіантів за кожним критерієм, доцільним є використання методу арифметичної прогресії [7]. Перевагами цього методу є його простота та можливість з'ясування впливу найважливішого критерію порівняно з найменш важливим критерієм, на стійкість отриманого ранжованого ряду варіантів. До того ж метод арифметичної прогресії позбавлений основного недоліку, притаманного МАІ.

Для порівняння альтернативних способів відведення ступеня ракети та вибору найкращого з них застосуємо такі критеріальні показники:

- $K_1$  — можливість використання залишків КРП для створення необхідного імпульсу гальмування,
- $K_2$  — додаткова маса конструктивних елементів, необхідних для реалізації обраного способу,
- $K_3$  — вартість,
- $K_4$  — конструктивна досконалість,
- $K_5$  — простота реалізації.

Таблиця 1. Місця критеріїв та місця варіантів за кожним з критеріїв у відповідних повністю ранжованих рядах

Критерії		Місця варіантів в ранжованих рядах варіантів за критеріями				
$K_i$	місце критерію в ряду критеріїв, $i$	варіант $B_1$	варіант $B_2$	варіант $B_3$	варіант $B_4$	варіант $B_5$
$K_1$	1	1	2	3	4	5
$K_2$	2	3	1	2	4	5
$K_3$	3	2	3	1	4	5
$K_4$	4	2	5	3	1	4
$K_5$	5	3	4	2	5	1

Результати ранжування критеріїв та варіантів за кожним з критеріїв наведено у табл. 1.

Розрахунок показників вагомості критеріїв  $\alpha_i$  будемо проводити за формулою [6]:

$$\alpha_i = \frac{2[\gamma(n-1) - (i-1)(\gamma-1)]}{(\gamma-1)n(n-1)}, \quad (1)$$

де  $\gamma$  — коефіцієнт, який визначає рівень переваги показника вагомості найважливішого критерію порівняно з найменш важливим, приймаємо  $\gamma = 3$ ,  $n$  — кількість критеріїв,  $i$  — номер критерію у повністю ранжованому ряду критеріїв.

Показник вагомості варіантів за кожним з критеріїв  $\beta_{vi}$  розраховується за співвідношенням

$$\beta_{vi} = \frac{2[\gamma i(m-1) - (vi-1)(\gamma i-1)]}{(\gamma i-1)m(m-1)}, \quad (2)$$

де  $\gamma i$  — коефіцієнт, що визначає рівень переваги показника вагомості найважливішого варіанта порівняно з найменш важливим варіантом за  $i$ -м критерієм (приймаємо  $\gamma i = 3$ ),  $m$  — кількість варіантів,  $vi$  — номер місця варіанта  $v$  у повному ранжованому ряду варіантів за  $i$ -м критерієм.

Узагальнений показник вагомості кожного з варіантів  $\beta_v$  визначається як

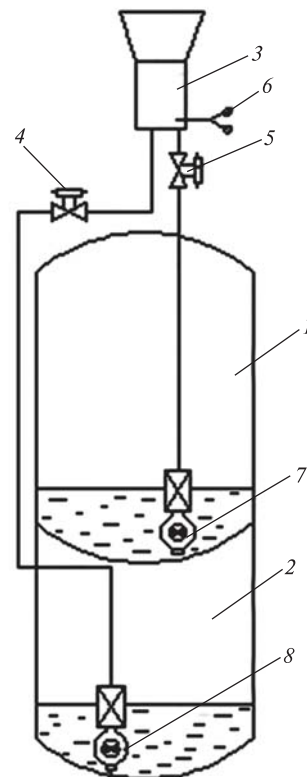
$$\beta_v = \sum_{i=1}^n \alpha_i \cdot \beta_{vi}. \quad (3)$$

Результати розрахунків за формулами (1)—(3) показано у табл. 2.

Аналіз даних табл. 2 дозволяє дійти висновку, що ранжований ряд варіантів за ступенем їхньої переваги має такий вигляд:

$$B_1 > B_3 > B_2 > B_4 > B_5. \quad (4)$$

**Рис. 1.** Принципова схема гальмівної детонаційної двигунної установки: 1 — бак окислювача, 2 — бак пального, 3 — камера детонаційного двигуна, 4 — ЕПК пального, 5 — ЕПК окислювача, 6 — пристрій ініціювання детонації, 7, 8 — газифікатори



Аналогічні дослідження, проведені при значеннях коефіцієнта  $\gamma = 4$  та  $\gamma = 5$ , дають такий же результат, що доводить достатню стійкість ранжованого ряду варіантів (4).

Розглянемо детальніше спосіб видалення з орбіт ступенів ракет та розгінних блоків за допомогою детонаційної двигунної установки.

На рис. 1 представлено принципову схему детонаційної двигунної установки, призначеної для створення гальмівного імпульсу тяги. Подача газоподібних КРП з паливних баків окислювача 1 та пального 2 здійснюється під залишковим тиском газу наддуву. На вході до змішувальної головки камери двигуна 3 на лінії пального встановлено швидкодіючий електропневмокла-

Таблиця 2. Числові значення показників вагомості критеріїв та варіантів по критеріях  $\gamma = 3$

Критерії		Значення показників вагомості варіантів за критеріями $\beta_{vi}$				
$K_i$	$\alpha_i$	варіант $B_1$	варіант $B_2$	варіант $B_3$	варіант $B_4$	варіант $B_5$
$K_1$	0.3	0.3	0.25	0.2	0.15	0.1
$K_2$	0.25	0.2	0.3	0.25	0.15	0.1
$K_3$	0.2	0.25	0.2	0.3	0.15	0.1
$K_4$	0.15	0.25	0.1	0.2	0.3	0.15
$K_5$	0.1	0.2	0.15	0.25	0.1	0.3
	$\beta_v = \sum_{i=1}^n \alpha_i \cdot \beta_{vi}$	0.2475	0.22	0.2375	0.1675	0.1275

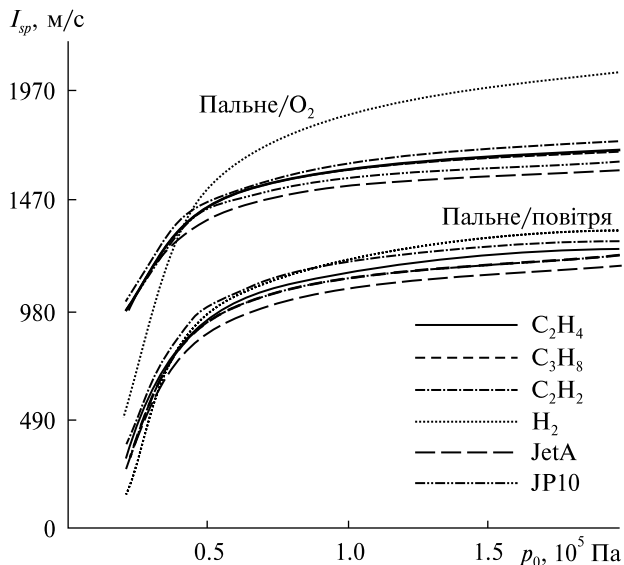


Рис. 2. Залежність величини питомого імпульсу тяги  $I_{sp}$  від величини початкового тиску  $p_0$  у камері двигуна (за даними [22])

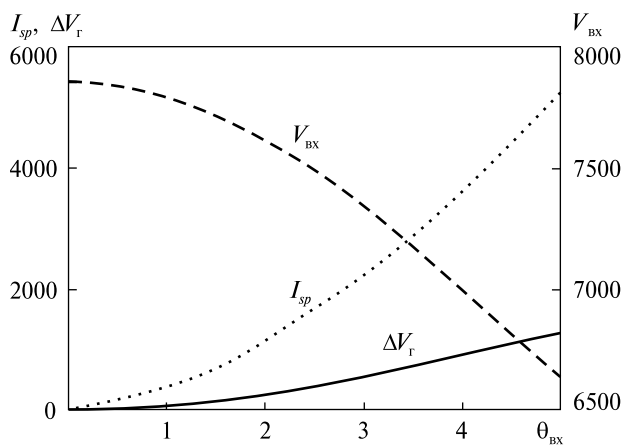


Рис. 3. Залежність  $\Delta V_\Gamma$ ,  $V_{вх}$  та  $I_{sp}$  від значення  $\theta_{вх}$

пан (ЕПК) 4, а на лінії окислювача — ЕПК 5. Ініціювання детонації здійснюється за допомогою спеціального пристрою б. Біля нижніх днищ баків встановлено газифікатори, які запобігають потраплянню рідких компонентів палива до детонаційної камери.

Після відділення ступеня ракети та зупинки маршового та рульового рідинних ракетних двигунів подається команда на відкриття ЕПК 4 і ЕПК 5. Газоподібні компоненти палива під

тиском наддуву поступають до змішувальної головки камери детонаційного двигуна. Процес детонації ініціюється за допомогою пристрою б. Продукти детонації, що витікають з реактивного сопла, створюють необхідний гальмівний імпульс тяги. Цифрова точність відтворення імпульсу тяги забезпечується зміною частоти робочого процесу у детонаційній камері (ДК). Термічна ефективність детонаційного циклу залишається високою при зміні величини тиску подачі компонентів палива у широкому діапазоні. За різними оцінками питомий імпульс тяги детонаційної двигунної установки  $I_{sp}$  на декілька (приблизно 5 %) відсотків перевищує величину  $I_{sp}$  сучасних рідинних ракетних ДУ.

Необхідне значення імпульсу швидкості  $\Delta V_\Gamma$  при імпульсному оптимальному гальмуванні можна визначити за допомогою співвідношення [8]:

$$\Delta V_\Gamma = V_0 \left[ 1 - \sqrt{\frac{2(\bar{r} - 1)}{(\bar{r} \sec \theta_{вх})^2 - 1}} \right], \quad (5)$$

де  $\bar{r} = r_0 / r_{атм}$  — кут входження ступеня ракети до атмосфери,  $V_0$  — колова швидкість,  $r_0$  — радіус колової орбіти,  $r_{атм}$  — умовний радіус атмосфери Землі.

Значення швидкості входження об'єкта до атмосфери Землі  $V_{вх}$  є функцією кута входження:

$$V_{вх} = V_0 \sqrt{(1 - \Delta V_\Gamma / V_0)^2 + 2(\bar{r} - 1)}. \quad (6)$$

Для визначення значення питомого імпульсу тяги  $I_{sp}$  детонаційної двигунної установки, який забезпечує необхідне значення гальмівного імпульсу швидкості, скористуємось формулою Ціолковського:

$$\Delta V_\Gamma = I_{sp} \ln(M_0 / M_k), \quad (7)$$

де  $M_0$  — маса ступеня ракети із залишками палива,  $M_k$  — маса конструкції.

Результати розрахунків за формулами (5), (6) та проектно-балістичних розрахунків  $I_{sp}$  для другого ступеня РН «Зеніт» з використанням (7) представлено на рис. 3.

Після визначення оптимального значення кута гальмування можна встановити відповідне значення величини питомого імпульсу тяги, яке забезпечує задані чи обрані параметри входу до атмосфери Землі.

Фундаментальну теорію детонації було розроблено Чепменом і Жуге наприкінці XIX і початку XX сторіччя [10, 18] та Зельдовичем, фон Ньюменом, Дьорінгом [23], [20], [12] у 1940-х рр. Подальшого розвитку теорія детонаційних процесів набула у 1960-х рр. завдяки роботам Л. Д. Ландау та Є. М. Ліфшица [19]. У своїх теоретичних дослідженнях вони застосовували класичний метод характеристик. Сучасні дослідники використовують наукову спадщину основоположників теорії детонації з метою створення зручного інструментарію, призначеного для проведення теоретичних розрахунків та узагальнення даних фізичного й обчислювального експериментів. У цьому напрямку найбільш відомими є моделі процесу детонації, запропоновані у роботах [13, 15, 17, 21]. Матеріали, викладені нижче, є продовженням досліджень [13, 21].

На відміну від традиційних реактивних та ракетних двигунів літальних апаратів, які працюють за циклом Брайтона, у детонаційних двигунах підвищення тиску у камері відбувається у процесі виділення тепла. Тобто, такі двигуни не потребують наявності спеціальних агрегатів для підвищення тиску компонентів палива на вході до камери згоряння. Двигуни детонаційного спалення працездатні при зниженому тиску у паливних баках. Це означає, що вони можуть ефективно використовувати залишки палива для виконання польотного завдання. У нашому випадку – для здійснення керованого зниження з орбіти відпрацьованого ступеня ракети. До того ж, значення величини питомого імпульсу тяги навіть в умовах значного зниження тиску у баку  $p_0$  змінюється несуттєво [22], якщо величина початкового тиску  $p_0 > 5 \cdot 10^4$  Па (див. рис. 2).

Імпульс тяги камери детонаційного двигуна без соплового насадка (СН) визначається відомою формулою [21]:

$$P_0 \cdot \tau_{cycle} = V_k \left[ \frac{1}{D_{CJ}} + \frac{\alpha + \beta}{a_*} \right] \cdot (p_* - p_h), \quad (8)$$

де  $P_0$  – тяга ДК,  $\tau_{cycle}$  – тривалість детонаційного циклу,  $V_k$  – об'єм ДК (без СН),  $D_{CJ}$  – швидкість руху детонаційної хвилі (ДХ),

$$\alpha(\gamma, M_{CJ}) = \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{1}{M_{CJ}^2} \right) \left\{ 2 \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \cdot \left( \frac{\gamma + 3}{2} + \right. \right. \right.$$

$$\left. \left. + \frac{2}{\gamma - 1} - \frac{(\gamma + 1)^2}{2} \frac{M_{CJ}^2}{1 + \gamma M_{CJ}^2} \right) \right\}^{\frac{1}{2} \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}$$

– відома газодинамічна функція,  $\beta$  – параметр процесу детонації (у подальших розрахунках приймається  $\beta = 0.5$ ),  $a_*$  і  $p_*$  – швидкість звуку та тиск газу в області гальмування (в області за хвилею Тейлора, де швидкість продуктів детонації  $u = 0$ ),  $p_h$  – тиск навколишнього середовища (для верхніх ступенів ракет можна прийняти  $p_h$  рівним нулю),  $\gamma = c_p/c_v$  – відношення питомих теплоємностей продуктів детонації,  $M_{CJ}$  – число Маха у точці Чепмена – Жуге.

Відповідно питомий імпульс тяги (ПІТ) дорівнює

$$I_{sp0} = \frac{1}{\rho_0} \left[ \frac{1}{D_{CJ}} + \frac{\alpha + \beta}{a_*} \right] \cdot (p_* - p_h), \quad (9)$$

де  $\rho_0$  – щільність здатної до детонації паливної суміші.

Після нескладних перетворень отримуємо зручну для подальшого аналізу залежність:

$$I_{sp0} = \frac{D_{CJ}}{2\gamma_0} \Phi(\gamma, M_{CJ}), \quad (10)$$

де  $\gamma_0$  – відношення питомих теплоємностей здатної до детонації паливної суміші,

$$\Phi(\gamma, M_{CJ}) = \left[ \frac{1 + M_{CJ}^2}{1 + \gamma M_{CJ}^2} \cdot \frac{\gamma + 1}{2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \times \left[ 1 + 2 \frac{1 + M_{CJ}^2}{M_{CJ}^2} \left( \frac{1 + M_{CJ}^2}{1 + \gamma M_{CJ}^2} \cdot \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{2} \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \right]$$

– газодинамічна функція.

Значення газодинамічної функції  $\Phi(\gamma, M_{CJ})$  представлено на рис. 4.

Значення швидкості детонації можна отримати з відомого співвідношення:

$$D_{CJ} = v_0 \sqrt{\frac{p_{CJ} - p_0}{v_0 - v_{CJ}}}, \quad (11)$$

де  $p_0$ ,  $v_0$ ,  $p_{CJ}$ ,  $v_{CJ}$  – тиск та питомий об'єм перед ДХ та у точці Чепмена – Жуге відповідно.

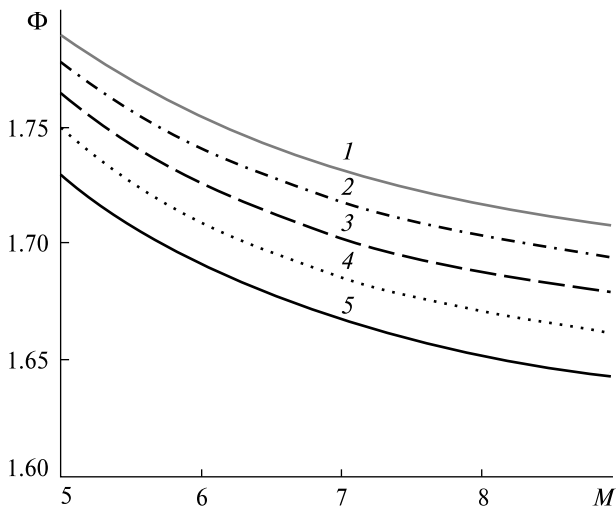


Рис. 4. Результати розрахунків  $\Phi(\gamma, M_{CJ})$ : криві 1–5 відповідно для  $\Phi(1.1, M)$ ,  $\Phi(1.2, M)$ ,  $\Phi(1.3, M)$ ,  $\Phi(1.4, M)$ ,  $\Phi(1.5, M)$

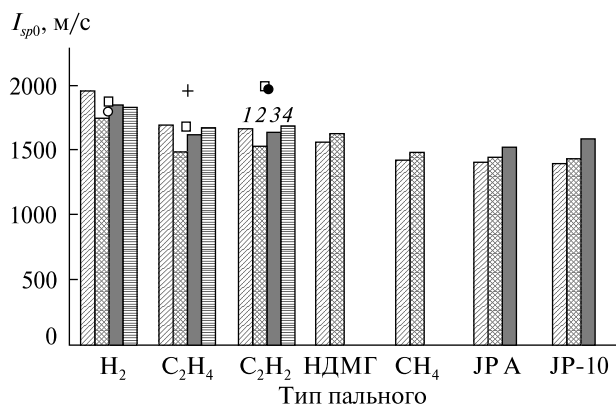


Рис. 5. Порівняння теоретичних (стовпчик 1 — обчислювальний експеримент, 2 — розрахунок за формулою (10), 3 — дані [21], 4 — дані [13]) та експериментальних даних (квадратики — дані [13], кружечок — [16], точка — [11], хрестик — [14])

Для розрахунку величини  $M_{CJ}$  доцільно використовувати формулу [8]:

$$M_{CJ} = \sqrt{\chi = \frac{(\gamma_0 + \gamma)(\gamma - 1)}{2\gamma_0(\gamma_0 - 1)}} + \sqrt{\chi = \frac{(\gamma_0 - \gamma)(\gamma - 1)}{2\gamma_0(\gamma_0 - 1)}}, \quad (12)$$

де  $\chi = q_c(\gamma^2 - 1) / (2a_0^2)$  — безрозмірна теплота детонації,  $a_0$  — швидкість звуку у паливній суміші перед фронтом ДХ,  $q_c$  — теплота детонації.

Відносну тягу камери двигуна  $\bar{P}_0 = P_0 / (p_0 A)$  ( $A$  — площа поперечного перерізу камери,  $p_0$  —

тиск, під яким паливна суміш поступає до ДК) можна розрахувати з використанням співвідношення

$$\bar{P}_0 = \frac{\tau_{CJ}}{\tau_{cycle}} \cdot \frac{M_{CJ}^2}{2} \cdot \Phi(\gamma, M_{CJ}), \quad (13)$$

де  $\tau_{CJ} = L_k / D_{CJ}$  — інтервал часу, протягом якого фронт детонаційної хвилі проходить відстань від змішувальної головки до виходу з ДК ( $L_k$  — довжина камери).

На рис. 5 представлено результати розрахунків величини ПІТ, здійснені за отриманою у цьому дослідженні аналітичною залежністю, та нові результати обчислювального 2D-експерименту, проведеного за моделлю [4].

Обчислювальний експеримент базується на використанні TVD-схеми підвищеного порядку апроксимації за методикою, на яку є посилання у роботі [1]. На тому ж рис. 5 наведено результати теоретичних розрахунків у роботах [13, 21] та відомі експериментальні оцінки величини ПІТ [11, 14, 16], кількість яких є дуже обмеженою. Із зіставлення нових даних з результатами інших досліджень та даними експериментів видно, що розбіжність між ними лежить у допустимих межах (не перевищує 12 %). Разом з тим слід зазначити, що результати обчислювального 2D-експерименту є точнішими порівняно з результатами розрахунків, заснованих на 1D-моделях [1]. Суттєву (близько 23 %) розбіжність між даними експерименту та результатами розрахунків і числового моделювання виявлено лише при використанні ацетилену, теплофізичні властивості якого є певною мірою аномальними, про що вже раніше зазначалось у дослідженні [2]. Відмінність між експериментальними даними [13, 14], які стосуються етилену, можна пояснити наявністю похибок та недосконалістю методики вимірювання величини ПІТ. Відомо, що найбільш точні результати вимірювання ПІТ в експериментах з ДД отримано за допомогою балістичного маятника [5].

В умовах майже повної відсутності експериментальних даних стосовно величини ПІТ камери детонаційного двигуна використання нової аналітичної залежності дозволяє по добре відомим термодинамічним параметрам процесу детонації, які наведено у фаховій літературі, проводи-

ти розрахунки та оцінювати визначальні характеристики ДД на ранніх стадіях проектування.

Питомий імпульс тяги ДК зі СН можна визначити за співвідношенням

$$I_{sp} = I_{sp0} K_N, \quad (14)$$

де  $K_N$  — коефіцієнт тяги сопла.

У загальному випадку значення  $K_N$  визначається польотними умовами та формою сопла [3]. При цьому необхідно враховувати особливості робочого процесу детонаційного двигуна та склад газу, який заповнює СН, наприклад при використанні системи продувки й охолодження [4].

На ділянці траєкторії руху відокремленого ступеня ракети у щільних шарах атмосфери доцільним є використання ежекторного підсилювача тяги. У процесі взаємодії нестационарного реактивного струменя продуктів детонації з атмосферним повітрям між ними відбувається ефективний енергообмін, внаслідок якого величина тяги може збільшуватись у 1.5...2 рази і більше. Величина збільшення тяги в основному залежить від конструктивних параметрів ежектора (діаметра, довжини, форми тощо) та взаємного розташування ежектора та сопла ДД. Таким чином забезпечується кероване доставлення ступеня до визначеної ділянки земної поверхні у зоні відчуження або до заданого небезпечного для судноплавства району світового океану з подальшим затопленням ступеня. Висока точність

виконання польотного завдання при контрольному спусканні ракети космічного призначення здійснюється за рахунок зміни частоти слідування імпульсів тяги та ступеня заповнення ДК здатною до детонації паливною сумішшю. Отже, за величиною питомого імпульсу тяги, який створює детонаційна ДУ, задовольняється вимога щодо гальмівного імпульсу швидкості, необхідного для керованого спуску ступенів ракет до атмосфери Землі.

## ВИСНОВКИ

1. Обґрунтовано вибір оптимального способу видалення відокремлених верхніх ступенів ракет та розгінних блоків з космічних орбіт.

2. Запропоновано нову принципову схему ДДУ, призначеної для створення гальмівного імпульсу тяги.

3. Отримано нові аналітичні залежності, що дозволяють здійснювати оцінку визначальних параметрів гальмівної ДДУ на етапі розгляду можливих варіантів проектних рішень.

4. Проведено обчислювальний експеримент та здійснено порівняльний аналіз результатів обчислювального експерименту, розрахунків за новою аналітичною формулою, результатів розрахунків інших дослідників та даних експериментальних досліджень з визначення питомого імпульсу тяги детонаційного двигуна.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Золотко А. Е., Коваленко Н. Д., Мороз Ю. И. *Моделирование процесса детонации в камере ракетного двигателя с цилиндрическим сопловым насадком*. Проблемы высокотемпературной техники: Сб. науч. тр. Днепропетровск: Изд-во «Пороги», 2012. С. 66—71.
2. Золотко А. Е., Коваленко Н. Д., Мороз Ю. И. О возможности увеличения удельного импульса тяги детонационной камеры. *Техн. механика*. 2010. № 1. С. 25—32.
3. Золотко А. Е., Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Мороз Ю. И., Андриевский Ю. В. *Моделирование процесса детонации в камере ракетного двигателя с дивергентным сопловым насадком*. Проблемы высокотемпературной техники: Сб. науч. тр. Днепропетровск: Изд-во «Пороги», 2013. С. 85—96.
4. Золотко О. Є., Золотко О. В., Мороз Ю. І., Сосновська О. В. Модель турбулентного перемішування продуктів детонації із зовнішнім середовищем у камері імпульсного двигуна. *Космічна наука і технологія*. 2018. **24**, № 6. С. 16—23. DOI: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.016>
5. Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Золотко А. Е., Коваленко Г. М. Достигнутый уровень и некоторые направления создания ракетно-космических двигателей. *Техн. механика*. 2005. № 2. С. 38—49.
6. Постников В. М., Спиридонов С. Б. Выбор весовых коэффициентов локальных критериев на основе принципа арифметической прогрессии. *Наука и образование*. 2015. № 9. С. 237—249. DOI: 10.7463/0915.0802449.
7. Постников В. М., Спиридонов С. Б. Многокритериальный выбор варианта решения на основе аддитивной свертки показателей, являющихся членами арифметических прогрессий. *Наука и образование*. 2015. № 11. С. 443—464. DOI: 10.7463/1115.0822922.



8. Сихарулідзе Ю. Г. *Баллистика летательных аппаратов*. Москва: Наука, 1982. С. 251—256.
9. Яхьяева Г. Э. *Нечеткие множества и нейронные сети*: учебное пособие. Москва: Интернет-ун-т Информ. техн. БИНОМ, 2010. 316 с.
10. Chapman D. L. On the rate of explosion in gases. *Philos. Mag.* 1899. **47**. P. 90—104.
11. Daniau D., Zitoun R., Couguet C., Desbordes D. Effects of Nozzles of Different Length and Shape on the Propulsion Performance of Pulsed Detonation Engines. *High Speed Deflagration and Detonation, Fundamentals and Control*. Eds G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publishers, 2001. P. 251—262.
12. Döring W. On detonation processes in gases. *Ann. Phys.* 1943. **43**. P. 421—436.
13. Endo T., Fujiwara T. A simplified analysis on a pulse detonation engine. *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* 2002. **44**, № 146. P. 217—222.
14. Falempin F., Bouchaud D., Forrat B., Desbordes D., Daniau E. Pulsed Detonation Engine: Possible Application to Low Cost Tactical Missile and to Space Launcher. *AIAA*. 2001. *Paper 2001-3815*.
15. Hinkey J. B., Bussing T. R. A., Kaye L. Shock tube experiments for the development of a hydrogen-fuelled pulse detonation engine. *AIAA*. 1995. *Paper No. 95-2578*.
16. Jouguet E. On the propagation of chemical reactions in gases. *J. de Mathématiques Pures et Appliquées* 1905. **1**. P. 347.
17. Landau L. D., Lifshitz E. M. *Fluid Mechanics*. 2nd ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, Sec. 129. 1987.
18. Lee J. H. S. *The Detonation Phenomenon*. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2008. 388 p. [www.cambridge.org/9780521897235](http://www.cambridge.org/9780521897235)
19. Roy G. D. Combustion Processes in Propulsion: control, noise and pulse detonation. *Elsevier Inc.*, 2006. 439 p.
20. von Neumann J. *Collected Works Theory of detonation waves*. O.S.R.D. Rept. 549. Ed. A. J. Taub. New York: Macmillan, 1942. Vol. 6.
21. Wintenberger E., Austin J. M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. An analytical model for the impulse of a single-cycle pulse detonation tube. *J. Propulsion and Power*. 2003. **19**. P. 22—38.
22. Wintenberger E., Austin J. M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. Impulse of a single-pulse detonation tube. *Technical report, Graduate Aeronautical Laboratories, California Institute of Technology*, 2002. Report FM00-8.
23. Zel'dovich Y. B. On the theory of the propagation of detonations in gaseous systems. *J. Exp. and Theor. Phys.* 1940. **10**. P. 542—568. Available in translation as NACA TM 1261 (1950).

Стаття надійшла до редакції 19.03.2020 ; після доопрацювання 20.06.2021

## REFERENCES

1. Zolotko A. E., Kovalenko N. D., Moroz Yu. I. (2012). *Modeling the detonation process in the rocket engine chamber with a cylindrical nozzle attachment*. Problems of high-temperature technology: Sat. scientific works. Dnepropetrovsk: Porogi Publishing House [in Russian]
2. Zolotko A. E., Kovalenko N. D., Moroz Yu. I. (2010). On the possibility of increasing the specific impulse of the detonation chamber thrust. *Technical mechanics*, № 1, 25—32 [in Russian]
3. Zolotko A. E., Kovalenko N. D., Strelnikov G. A., Moroz Yu., Andrievsky Yu. V. (2013). *Modeling of the detonation process in a rocket engine chamber with a divergent nozzle*. Problems of high-temperature technology: Sat. scientific labor. Dnepropetrovsk: Publishing House “Porogi”, 85—96 [in Russian]
4. Zolotko O. Ye., Zolotko O. V., Moroz Yu. I., Sosnovska O. V. (2018). The model of turbulent mixing of the burned gas with external environment in the pulse detonation engine chamber. *Space Science and Technology*, **24**, № 6, 16—23. DOI: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.016>.
5. Kovalenko N. D., Strelnikov G. A., Zolotko A. E., Kovalenko G. M. (2005). Achieved level and some directions of creation of rocket and space engines. *Technical mechanics*, № 2, 38—49 [in Russian].
6. Postnikov V. M., Spiridonov S. B. (2015). Choice of weighting coefficients of local criteria based on the principle of arithmetic progression. *Science and education*, № 9, 237—249. DOI: 10.7463 / 0915.0802449.
7. Postnikov V. M., Spiridonov S. B. (2015). Multicriteria choice of a solution option based on additive convolution of indicators that are members of arithmetic progressions. *Science and education*, № 11, 443—464. DOI: 10.7463 / 1115.0822922.
8. Sikharulidze Yu. G. (1982). *Ballistics of aircraft. The main edition of the physical and mathematical literature*. Moscow: Nauka [in Russian].
9. Yahyaev G. E. (2010). Fuzzy sets and neural networks: a tutorial. Moscow: Internet University of Information Technology. BINOMIAL [in Russian]
10. Chapman D. L. (1899). On the rate of explosion in gases. *Philos. Mag.* **47**, 90—104.
11. Daniau D., Zitoun R., Couguet C., Desbordes D. (2001). *Effects of Nozzles of Different Length and Shape on the Propulsion Performance of Pulsed Detonation Engines*. High Speed Deflagration and Detonation, Fundamentals and Control. Eds G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publishers, 251—262.

12. Döring W. (1943). On detonation processes in gases. *Ann. Phys.*, **43**, 421—436.
13. Endo T., Fujiwara T. (2002). A simplified analysis on a pulse detonation engine. *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, **44**, № 146, 217—222.
14. Falempin F., Bouchaud D., Forrat B., Desbordes D., Daniau E. (July 2001). Pulsed Detonation Engine: Possible Application to Low Cost Tactical Missile and to Space Launcher. *AIAA Paper 2001-3815*.
15. Hinkey J. B., Bussing T. R. A., Kaye L. (1995). Shock tube experiments for the development of a hydrogen-fuelled pulse detonation engine. *AIAA Paper*. No. 95-2578.
16. Jouguet E. (1905). On the propagation of chemical reactions in gases. *J. Mathématiques Pures et Appliquées*. **1**, 347.
17. Landau L. D., Lifshitz E. M. (1987). *Fluid Mechanics* -2nd ed. Butterworth-Heinemann, Oxford. Sec. 129.
18. Lee J. H. S. (2008). *The Detonation Phenomenon*. Cambridge Univ. Press, 388. [www.cambridge.org/9780521897235](http://www.cambridge.org/9780521897235)
19. Roy G. D. (2006). *Combustion Processes in Propulsion: control, noise and pulse detonation*. Elsevier Inc., 439.
20. von Neumann J. (1942). *Collected Works Theory of detonation waves*. O.S.R.D. Rept. 549, Vol. 6. Editions A. J. Taub. New York: Macmillan.
21. Wintenberger E., Austin J. M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. (2003). An analytical model for the impulse of a single-cycle pulse detonation tube. *J. Propulsion and Power*, **19**, 22—38.
22. Wintenberger E., Austin J. M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. (2002). Impulse of a single-pulse detonation tube. *Technical report, Graduate Aeronautical Laboratories. California Institute of Technology*. Report FM00-8.
23. Zel'dovich Y. B. (1940). On the theory of the propagation of detonations in gaseous systems. *J. Exp. and Theor. Phys.*, **10**, 542—568. Available in translation as NACA TM 1261. (1950).

Received 19.03.2020

Revised 20.06.2021

O. E. Zolotko<sup>1</sup>, Associate Professor, Ph.D. in Tech.  
E-mail: alexaur61@gmail.com

O. V. Zolotko<sup>1</sup>, Associate Professor, Ph.D. in Tech.  
O. V. Sosnovska<sup>1</sup>, Researcher

E-mail: arushsuzana@gmail.com

O. S. Aksyonov<sup>1,2</sup>, Postgradual student, Engineer  
I. S. Savchenko<sup>1</sup>, Student

<sup>1</sup> Oles Honchar Dnipro National University  
72 Gagarina Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

<sup>2</sup> Yangel Yuzhnoye State Design Office

3 Kryvorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

## THE STAGE DEORBITING WITH A DECELERATION PULSE DETONATION ENGINE

The article discusses the issues related to reducing the amount of space debris from rocket stages. The main ways to remove the separable part of a rocket from a space orbit are: the use of a deceleration detonation propulsion system; gasification of fuel residues and the use of a gas-reactive deceleration pulse system; continuation of the work of the main propulsion system after the separation of stages; the use of a harpoon to capture the rocket stage and the use of sail for its further braking; the use of anti-missile or combat lasers to destroy a stage on the orbit followed by the stage fragments' burning in the Earth's atmosphere.

To select the optimal method for removing from the orbit the separated part of a space rocket, the arithmetic progression method was applied. It has certain advantages over the classical hierarchy analysis method and has no inherent disadvantages of this method. A ranked row of solutions was obtained according to the five most significant performance criteria, and its stability was proved.

A new deceleration detonation propulsion design scheme is proposed. Detonation burning of residual fuel components provides the maximum possible value of the deceleration thrust impulse. Using the example of the second stage of the "Zenit" launch vehicle, we analyzed the nature of the dependence of the entry angle into the atmosphere on the important characteristic parameters: the deceleration speed impulse, the entry speed into the Earth's atmosphere of the separated launch vehicle stage, the required value of the specific thrust impulse of the deceleration propulsion system. A new analytical formula has been obtained, which connects the thrust and specific thrust impulse values of the detonation engine with the determined detonation process parameters. The results of the computational experiment were compared with the results of calculating the specific thrust impulse using the new formula for oxygen-based fuel compositions, known experimental data, and numerical simulation data of other authors. The data obtained in this study make it possible to evaluate the design parameters of the deceleration detonation engine at the stage of analyzing technical proposals.

**Keywords:** ways to remove the separable part of a rocket, deceleration detonation propulsion system, deceleration detonation propulsion design scheme, the arithmetic progression method, specific thrust impulse.