

# Проектування системи відсічки тяги носіїв з твердопаливними двигунами

М. О. Бондаренко<sup>1</sup>

Received: 9 August 2025 / Revised: 3 September 2025 / Accepted: 18 September 2025

**Анотація.** У статті розглянуто систему відсічки тяги для носіїв з твердопаливними двигунами, що застосовується для точного припинення тяги без відділення головної частини ракети. Попри наявність різних підходів до припинення роботи твердопаливного двигуна, залишається недостатньо вивченим вплив конфігурації відсічних сопел на залишковий імпульс післядії та стійкість режиму горіння після активації системи. Метою дослідження є зменшення імпульсу післядії за рахунок використання системи реверсу тяги з відсічними соплами, розташованими на передньому днищі корпусу. Для досягнення цієї мети проаналізовано варіанти геометрії розміщення сопел, напрямки потоку, тиск у камері згорання до та після відсічки, а також коефіцієнти тяги для основного і відсічного каналів. Встановлено, що при розміщенні сопел під кутом  $40^\circ$  до осі носія та правильному підборі площі критичного перерізу імпульс післядії зменшується до рівня, що забезпечує стабільне припинення тяги без погіршення точності траєкторії. Такий ефект пояснюється компенсацією основної тяги за рахунок спрямованої реактивної сили від газового потоку крізь сопла відсічки. На відміну від методів гасіння заряду або відкриття кільцевих щілин, запропоноване рішення не потребує переміщення соплового блока чи впорскування холодоагенту, що спрощує конструкцію й підвищує надійність. Результати можуть бути використані під час проектування систем із носіями спеціального призначення, де важливо зберегти цілісність конструкції й досягти високої точності траєкторії після завершення активного ділянки польоту.

**Ключові слова:** відсічка тяги, імпульс післядії, твердопаливний двигун, реверсивне сопло, точність траєкторії.

## Вступ

Сучасний розвиток носіїв із твердопаливними двигунами (НТД) вимагає удосконалення не лише маршових режимів, але й систем керування їхньою роботою, зокрема – систем відсічки тяги. Актуальність наукових досліджень у цій галузі зумовлена зростаючими вимогами до точності траєкторії, живучості конструкції, гнучкості управління польотом та безпечного завершення роботи двигуна в екстрених або штатних режимах [1].

Відсічка тяги НТД є важливим функціональним елементом у складі комплексів спеціального призначення та інших класів керованих носіїв, оскільки вона дозволяє реалізувати:

- регулювання дальності польоту, що критично для підвищення точності влучання;
- розділення ступенів або відключення двигуна за аварійною командою без шкоди для конструкції ракети;
- мінімізацію імпульсу післядії, що впливає на точність наведення та захист корисного навантаження.

Результати досліджень у сфері відсічки тяги знаходять безпосереднє практичне застосування у:

- проектуванні маршових двигунів з підвищеним рівнем безпеки та адаптивністю до зовнішніх умов;
- розробці технологій реверсу тяги та гасіння заряду, що дозволяють знизити теплові та механічні навантаження на елементи ракети;
- оптимізації компоновки вузлів відсічки в умовах обмеженого простору та вагових обмежень.

Ураховуючи складність нестационарних процесів, що супроводжують відсічку тяги, а також брак достовірної теоретичної та експериментальної бази для деяких типів корпусів (наприклад, з намотуванням корпусу типу “кокон”), подальші наукові дослідження у цьому напрямі є необхідними для підвищення надійності та ефективності сучасних ракетних систем.

✉ М.О. Бондаренко  
m.bondarenko@ff.dnu.edu.ua

<sup>1</sup> Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара, Дніпро, Україна

### Аналіз літературних даних та постановка проблеми

Проблематика керування тягою у НТД знайшла відображення у працях як вітчизняних, так і зарубіжних фахівців. Ґрунтовні теоретичні основи розроблено в багатьох наукових журналах [2]–[7], де розглянуто загальні підходи до теорії та розрахунку НТД. У цих роботах закладено фундаментальні принципи моделювання процесів горіння, побудови двигунів і аналізу тягових характеристик.

Однак вказані джерела не розглядають детально специфіку нестационарних процесів, що супроводжують відсічку тяги, зокрема в умовах змінного тиску, часткової деградації заряду або повторного відновлення горіння. Причиною цього є обмеженість експериментальної бази на момент створення праць, а також орієнтація загальних підходів проектування переважно на стаціонарні режими роботи двигунів.

У зарубіжних наукових журналах [8]–[11] наведено результати оглядових та експериментальних робіт із вузлами відсічки тяги. Особливу увагу приділено методам реверсу тяги, гасіння заряду відкриттям допоміжного критичного перетину, а також впорскуванню холодоагенту в камеру згорання. У цих роботах описані як успішні рішення, так і технічні обмеження. Проте детальний аналіз демонструє, що:

- відсічка за допомогою реверсу супроводжується великими збурювальними силами і значним тепловим навантаженням на конструкцію ракети. Ці ефекти не усуваються повністю в жодному з описаних варіантів, що робить метод потенційно небезпечним;
- відсічка за допомогою гасіння через відкриття допоміжного перетину вимагає значного конструктивного ускладнення та не забезпечує гарантованого припинення горіння в умовах атмосферного тиску на малих висотах;
- метод впорскування холодоагенту, хоч і позбавлений вищезгаданих недоліків, суттєво ускладнює систему подачі, потребує точного дозування та багатоступінчастого розрахунку теплових і гідравлічних процесів. Відомі методики не дають універсального критерію для визначення маси холодоагенту залежно від геометрії заряду, що ускладнює проектування.

Крім того, в жодному з джерел не розглянуто в повному обсязі умови відсічки без відділення головної частини носія, що є особливо актуальним для ряду носіїв із інтегрованою конструкцією. Виникають нерозв'язані проблеми:

- нестабільність процесу горіння на низькому тиску;
- формування вторинної осьової тяги змінного напрямку;
- можливість повторного займання заряду після припинення горіння.

Основною причиною існування цих проблем є:

- відсутність математичних моделей, які з необ-

хідною точністю описують нестационарне горіння в умовах змінного тиску;

- обмеженість експериментальних даних для типових конструкцій з намотуванням корпусу типу “кокон” та асиметрично розташованими зарядами;
- технічна складність автономного тестування вузлів відсічки, зокрема у системах з інтегрованим корпусом.

Таким чином, критичний аналіз літератури дозволяє констатувати, що попри наявність окремих технічних рішень, відсутній систематизований підхід до проектування та оцінювання ефективності систем відсічки тяги у НТД. Зокрема, залишається нерозв'язаним комплекс проблем, пов'язаних з нестационарними режимами горіння, тепловими й динамічними навантаженнями на конструкцію, а також забезпеченням надійного припинення тяги в різних умовах експлуатації. Ця проблема потребує подальших досліджень, спрямованих на створення уніфікованих інженерних рішень і математичних моделей, що дозволяють прогнозувати поведінку систем відсічки та забезпечити їх безвідмовну роботу в сучасних та перспективних ракетних комплексах [12].

### Мета і задачі дослідження

Мета дослідження – обґрунтування та аналіз підходів до реалізації відсічки тяги у НТД з урахуванням конструктивних, аеродинамічних і теплотехнічних обмежень, а також виявлення переваг та недоліків існуючих методів з точки зору їх надійності, ефективності та застосовності в сучасних ракетних системах.

Для досягнення поставленої мети були сформульовані такі задачі дослідження:

1. Провести систематизацію основних методів відсічки тяги у НТД, включаючи реверс тяги, гасіння заряду відкриттям додаткового критичного перетину та впорскуванням холодоагенту.
2. Проаналізувати фізичні принципи та конструктивні реалізації кожного з методів з урахуванням нестационарних процесів горіння та теплового впливу.
3. Визначити обмеження і критичні умови роботи систем відсічки, які впливають на їх ефективність і безпечність.
4. Встановити основні проблеми, що залишаються нерозв'язаними при реалізації відсічки тяги, зокрема для двигунів, що зберігають конструктивну цілісність після завершення роботи.
5. Сформулювати рекомендації щодо напрямів подальших досліджень у галузі проектування систем відсічки тяги НТД.

### Область використання та загальні положення

Відсічка тяги НТД використовується для вирішення ряду задач, пов'язаних з керуванням руху ракети.

До таких задач відносяться:

- регулювання швидкості ракети у кінці активної ділянки польоту для забезпечення заданої дальності та точності;
- надійне відділення ступенів носія;
- аварійне відключення двигунів носія по сигналам системи керування.

У відповідності до призначення до систем відсічки тяги НТД пред'являються вимоги, з яких найбільш загальними являються:

мінімальний час спрацювання, забезпечуючи мінімум імпульсу післядії:

$$I_{n.d.} = \int_{\tau_{виск}}^{\infty} p(t) dt, \quad (1)$$

де:  $I_{n.d.}$  – імпульс післядії;

$\tau_{виск}$  – момент спрацювання системи відсічки;

$p(t)$  – тиск у камері згоряння як функція часу;

- відсутність збурювальних сил при відсічці та шкідливого теплового впливу на носій;
- можливість виконання відсічки у будь який проміжок часу;
- незалежність відсічки тяги від зовнішніх умов.

В якості принципу дії системи відсічки тяги використовуються нестационарні процеси реверсу тяги та гасіння заряду твердого ракетного палива (ТРП).

### Відсічка тяги у двигуні твердого палива за допомогою реверсу

Реверс тяги досягається відкриттям додаткових відсічних сопел, що створюють тягу, направлену протилежно тязі двигуна, рівну їй, чи дещо більшу по величині (Рис. 1) [7]. При цьому по закінченню перехідного процесу двигун продовжує роботу на новому стаціонарному рівні тиску  $p_{відс} > p_{сп}$ , а результуюча тяга двигуна підкорюється залежності:

$$F_{\Sigma} = F_0 \frac{p}{p_0} \left( 1 - \frac{n K_{тяги}^{відс} \cos \alpha \mu_{відс} S_{відс}}{K_{тяги} S_{кр}} \right), \quad (2)$$

де:  $F_0$  – початкова тяга двигуна до активації системи відсічки;

$p$  – тиск у камері згоряння після відкриття сопел відсічки;

$p_0$  – тиск у камері згоряння до відкриття сопел відсічки;

$n$  – кількість сопел відсічки;

$K_{тяги}^{відс}$  – коефіцієнт тяги для відсічних сопел;

$\alpha$  – кут нахилу осі відсічних сопел відносно повздовжньої осі ракети;

$\mu_{відс}$  – поправочний коефіцієнт ефективності відсічки;

$S_{відс}$  – площа критичного перерізу одного відсічного сопла;

$K_{тяги}$  – коефіцієнт тяги основного сопла;

$S_{кр}$  – площа критичного перерізу основного сопла.

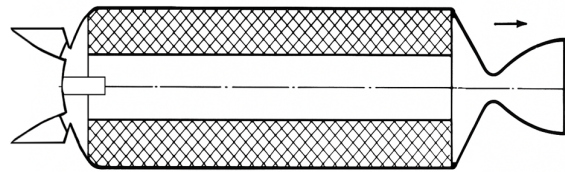


Рис. 1. Двигун із реверсивними соплами відсічки тяги. (Джерело: розробка автора)

Основними недоліками відсічки за допомогою реверсу тяги є значні сили, що заважають руху носія та теплові впливи на елементи носія, що виникають після відкриття відсічних сопел.

### Відсічка тяги у двигуні твердого палива за допомогою гасіння

Гасіння паливного заряду НТД можливо досягти за допомогою різкого зменшення тиску у камері згоряння нижче рівня граничного тиску стійкого горіння  $P_{сп}$  [14]. Це можливо досягти за допомогою відкриття допоміжного критичного перетину для витікання продуктів горіння (Рис. 2) чи подачею в камеру двигуна охолоджуючої речовини (холодоагенту). Гасіння заряду у камері НТД відкриттям допоміжного критичного перетину засновано на використанні явища припинення горіння ТРП при швидкому зниженні тиску через нестационарність процесу змінення швидкості горіння палива. Для припинення горіння необхідно збільшити сумарну площу критичного перетину сопла та відсічного пристрою настільки, щоб відповідний йому стаціонарний тиск  $P_k$  знизився до рівня  $P_k < P_{сп}$ .

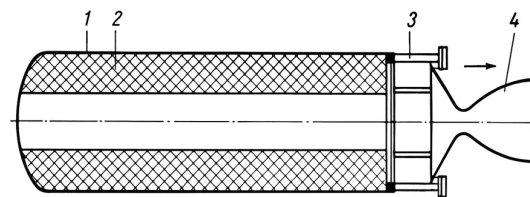


Рис. 2. Схема НТД з системою відсічки тяги за допомогою відкриття допоміжного критичного перетину: 1 – корпус РДТП; 2 – заряд ТРП; 3 – направляючі стержні; 4 – відповідний сопловий блок. (Джерело: розробка автора)

В якості пристрою для відкриття додаткового критичного перетину сопла у цій системі відсічки тяги можливо використовувати наступне:

- сопло зі ступінчастим регулюванням критичного перетину;

- спеціальні відсічні пристрої з отворами потрібної площі для виходу газів;
- відкидний чи відвідний на певну відстань сопловий блок двигуна.

З закордонних даних відомі результати випробувань по відсічці тяги системою Bolt Extrusion Thrust Termination (BETT) [15], в якій відвідний за допомогою піроболтів сопловий блок відводиться на 0.2 м від корпусу двигуна, відкриваючи при цьому додатковий критичний перетин у вигляді кільцевої щілини. За допомогою такої системи досягнуто припинення горіння заряду через 15 мс після спрацювання системи в двигуні тягою  $11.3 \times 10^4$  Н та тиском у камері 4.8 МПа в умовах висоти польоту 30 км.

При використанні для відсічки тяги сопла двигуна з регульованим критичним перетином, імпульс післядії визначається як:

$$I_{n.d.} = K_p S_{кр} \int_{\tau_{виск}}^{\infty} p(t) dt, \quad (3)$$

де:  $I_{n.d.}$  – імпульс післядії;

$K_p$  – коефіцієнт тяги сопла (безрозмірна величина, враховує розширення струменя);

$S_{кр}$  – площа критичного перерізу сопла;

$p(t)$  – тиск у камері згорання як функція часу;

$\tau_{виск}$  – момент спрацювання системи відсічки;

При використанні відсічного пристрою для зниження імпульсу післядії цей пристрій виконується таким чином, щоб тяга, що виникає при його відкритті, повністю нейтралізувалась, або була б направлена проти тяги двигуна. При повній нейтралізації тяги відсічного пристрою:

$$I_{n.d.} = K_p S_{кр}^* \int_{\tau_{виск}}^{\infty} p(t) dt, \quad (4)$$

де:  $S_{кр}^*$  – приведена ефективна площа критичного перерізу відсічних сопел, що створюють реактивну силу, направлену проти основної тяги.

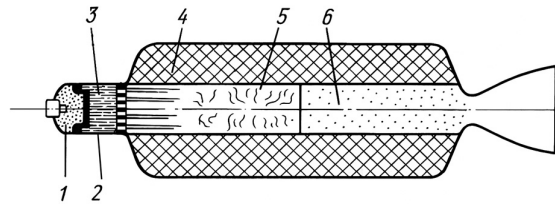
Недоліком систем відсічки тяги НТД, основаних на припиненні горіння заряду відкриттям допоміжного критичного перетину є збільшення ваги конструкції, та можливість несанкціонованого повторного запуску двигуна в наслідок нагріву поверхні горіння заряду випромінюванням від нагрітих частин двигуна після відсічки. Це явище можливо, коли тиск навколишнього середовища, що оточує двигун більше, ніж критичний тиск стійкого горіння  $P_{кр}$ , що використовується в двигуні ТРП, тобто, для повністю надійної відсічки необхідно виконання умови  $P_H < P_{кр}$ , що виконується на висоті польоту ракети  $H > 15 \dots 20$  км. Цього недоліку позбавлені системи відсічки тяги НТД, основані на гасінні заряду ТРП подачею до камери двигуна холодоагенту, але для підвищення надійності може знадобитися повторна подача холодоагенту, що ще більше ускладнить конструкцію двигуна та ракети.

### Відсічка тяги у двигуні твердого палива за допомогою подачі холодоагенту

Впорскування до камери НТД холодоагенту призводить до комплексного впливу на робочий процес двигуна, який призводить до припинення горіння паливного заряду (Рис. 3).

До основних етапів цього впливу відносяться:

1. Зниження температури продуктів згорання в наслідок нагріву та випаровування холодоагенту.
2. Різке падіння тиску в результаті охолодження газів.
3. Безпосереднє впливання холодоагенту на палаючу поверхню заряду.
4. Охолодження нагрітих елементів конструкції двигуна.



**Рис. 3.** Схема НТД з системою відсічки тяги за допомогою холодоагенту: 1 – піротехнічний привод системи подачі рідини; 2 – камера системи подачі; 3 – холодоагент; 4 – заряд ТРП; 5 – зона охолоджених продуктів горіння та парів холодоагенту; 6 – зона неохолоджених продуктів горіння. (Джерело: розробка автора)

В якості холодоагенту у цій системі відсічки тяги НТД можливе використання як рідинних, так і твердих холодоагентів [16]. В якості перших використовуються рідини з високою теплою пароутворення. Найбільш ефективним в цьому відношенні є вода. З ціллю розширення температурного діапазону експлуатації використовуються суміш води зі спиртом чи етиленгліколем, чи сам етиленгліколь.

Для подачі охолоджуючої рідини до камери НТД використовуються гідравлічні форсунки з піротехнічним приводом. В якості твердих холодоагентів знаходять використання солі, що мають у своєму складі велику кількість кристалізаційної води (наприклад кристалогідрат сульфату алюмінію  $Al_2(SO_4)_3 \times 18H_2O$ ).

Для розпилення твердого холодоагенту використовуються пірофорсунки з зарядом вибухової речовини (Рис. 4). При подачі холодоагенту в газовому середовищі камери НТД виникають дві характерні зони:

- зона суміші охолоджених продуктів згорання ТРП та парів холодоагенту;
- зона неохолоджених продуктів горіння.

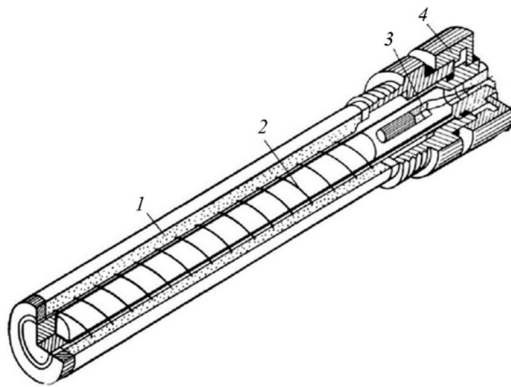
Ці зони розділені між собою поверхнею контактного розриву. Внаслідок того, що частинки холодоагенту починають випаровуватися лише після переходу до

зони неохолоджених продуктів горіння, вказана поверхня зміщується в сторону сопла, а охолоджена область з часом займає весь вільний об'єм камери двигуна. Загальна кількість холодоагенту, необхідного для надійного зупинення горіння паливного заряду, залежить від енергетичних характеристик палива, секундної витрати холодоагенту, тиску у камері двигуна, конструкції системи подачі холодоагенту, та від величини тисків  $P_{cp}$  і  $P_{кр}$  для даного НТД та ТРП, що використовується. Необхідна кількість охолоджуючої речовини складається з її витрати на кожен з згаданих трьох етапів впливу на робочий процес НТД. Сумарна кількість холодоагенту, виражена через еквівалентну кількість води дорівнює:

$$m_{ха}^{\Sigma} = m_{ха}^c + m_{ха}^n + m_{ха}^{де}, \quad (5)$$

де  $m_{ха}^c, m_{ха}^n, m_{ха}^{де}$  – маса холодоагенту, необхідна відповідно для охолодження продуктів згорання (газів), поверхні горіння заряду (палива) та попередження самостійного повторного запуску двигуна.

За оцінками автора, для гасіння заряду суміші палива з високим вмістом алюмінію при використанні  $Al_2(SO_4)_3 \times 18H_2O$  потрібно приблизно 3,6 кг холодоагенту на 1 см<sup>2</sup> палаючої поверхні. З ціллю мінімізації кількості холодоагенту, час його подачі до камери РДТТ повинен бути значно менше часу релаксації камери двигуна та приблизно співпадати з часом релаксації прогрітого шару палива з тиском у двигуні  $P_k$ .



**Рис. 4.** Пірофорсунка системи відсічки тяги НТД: 1 – пресований твердий холодоагент; 2 – шнуровий заряд; 3 – детонатор; 4 – корпус пірофорсунки. (Джерело: розробка автора)

Для підвищення надійності відсічки великих НТД балістичних носіїв на високоенергетичному паливі передбачається повторна подача холодоагенту після гасіння заряду.

У ряді випадків доцільним є комбінований метод відсічки тяги, при якому гасіння заряду досягається відкриттям допоміжного критичного перетину, а охолодження поверхні горіння та нагрітих елементів кон-

струкції двигуна – подачею деякої кількості холодоагенту. При проектуванні НТД з відсічкою тяги доцільно використовувати паливо з високим значенням  $P_{кр}$ .

Наприклад, палива, у яких як зв'язувальні матеріали використовують поліуретан або фторовуглецеві полімери. Для надійності відсічки велике значення мають вибір матеріалів для ТЗП та сопла з низьким коефіцієнтом випромінювання та конфігурації заряду твердого палива.

### Конструктивні схеми систем відсічки тяги

З початку 1990-х років в Україні проводились роботи по розробці відсічки тяги переважно до твердопаливних двигунів. Особливість їх полягала у тому, що корпуси вказаних двигунів виконувались за допомогою цільної намотки по схемі “кокон” [17].

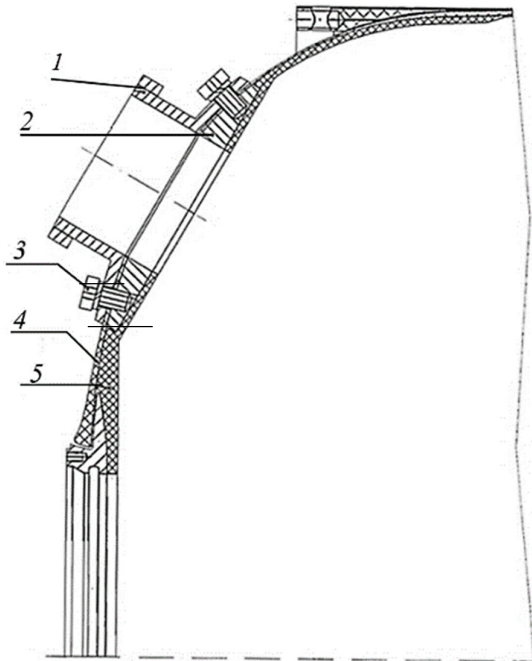
За оцінками автора, найбільш доцільно приймати кут нахилу осі сопел протитяги до осі двигуна (ракети), що знаходиться у районі 40°. При кутах менших ніж 40°, швидко збільшується розмір по довжині двигуна. При кутах більших ніж 40° збільшується діаметр критичного перерізу сопел відсічки та погіршуються умови їх компоновки на днищі корпусу чи колекторі (центральному розподільчому пристрої), збільшується вага конструкції [4]–[7]. Нижче розглянуто декілька варіантів конструкції вузла відсічки.

1. Вузол відсічки з закріпленням сопел у пластиковій оболонці переднього днища корпусу двигуна. Розглянуто два варіанти. У першому варіанті (Рис. 5) оболонка днища затиснута між металевими фланцями 1 та 2, закріпленими між собою. На фланці формуються посадкові місця під вкладиш критичного перерізу і вихідного розтрубу. У другій конструкції (Рис. 6) фланці замотуються у силову оболонку при її виготовленні.

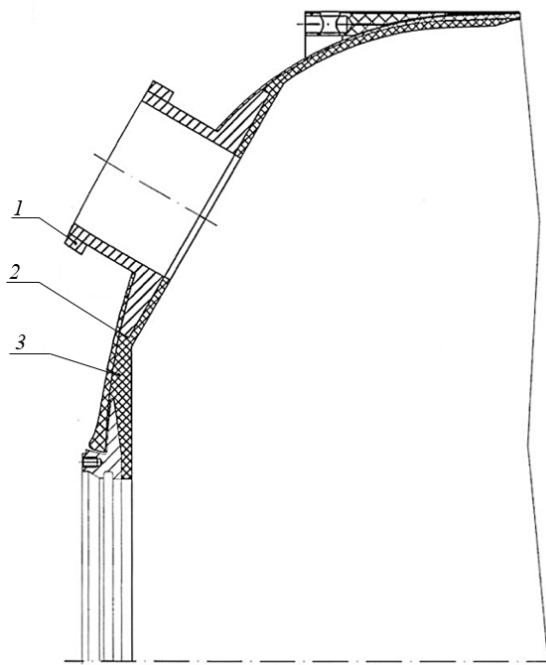
2. Вузол відсічки розташовується на центральному газовому колекторі, який закріплюється за допомогою шпильок на передньому фланці корпусу, що виконує одночасно функцію передньої кришки двигуна (Рис. 7). Газовий колектор представляє собою сферичну оболонку з привареними до неї фланцями кріплення до корпусу та установки відсічних сопел. В передній частині оболонки вварений фланець для кріплення кришки з піропатронами запуску двигуна, запальником, системою виміру тиску в камері згорання.

3. Вузол відсічки для пластикового корпусу (Рис. 8). Конструкція розміщується на передньому металевому днищі у форму сферичного сегменту з периферійним фланцем – розпірним шпангоутом, при цьому пластиковий корпус виконується у вигляді “півкокону”. Корпус та переднє днище з'єднуються між собою штифто-болтовим з'єднанням.

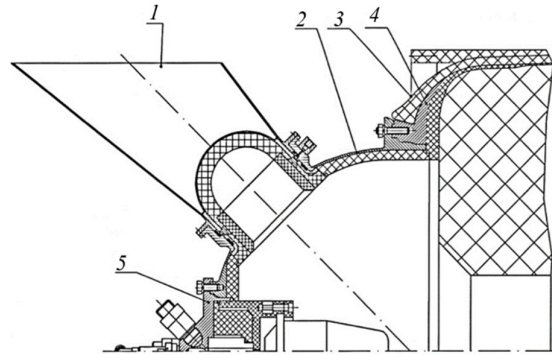
4. Вузол відсічки для металевого корпусу (Рис. 9). Переднє днище з циліндричною частиною корпусу з'єднуються між собою шпоночним з'єднанням.



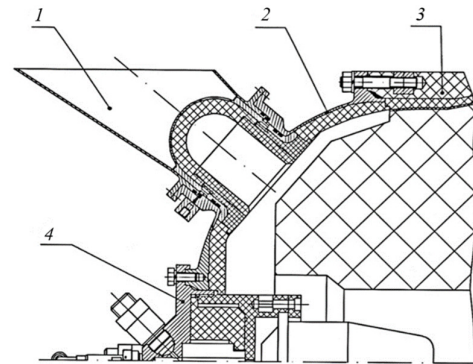
**Рис. 5.** Конструкція переднього днища корпусу з збірними фланцями під сопла відсічки: 1 – зовнішній фланець; 2 – внутрішній фланець; 3 – болт; 4 – силова оболонка днища; 5 – теплозахисне покриття. (Джерело: розробка автора)



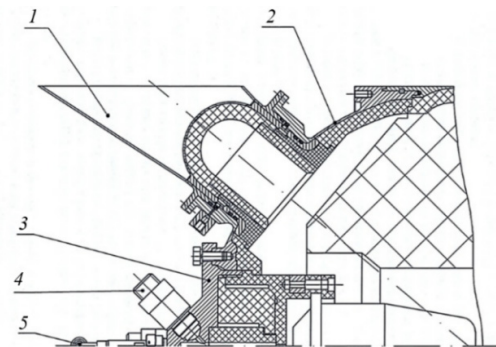
**Рис. 6.** Конструкція переднього днища корпусу з намотаними фланцями під сопла відсічки: 1 – фланець; 2 – силова оболонка днища; 3 – теплозахисне покриття. (Джерело: розробка автора)



**Рис. 7.** Конструкція пластикового корпусу з центральним газовим колектором та соплами відсічки: 1 – сопло відсічки; 2 – газовий колектор; 3 – силова оболонка днища; 4 – вкладений фланець днища; 5 – кришка люку колектора з системами запуску та замірювання. (Джерело: розробка автора)



**Рис. 8.** Типова конструкція сопла відсічки для пластикового корпусу з металевим днищем: 1 – сопло відсічки; 2 – переднє днище з фланцями для установки сопел відсічки; 3 – корпус типу “пів-кокон”; 4 – кришка люку колектора з системами запуску та замірювання. (Джерело: розробка автора)



**Рис. 9.** Типова конструкція сопла відсічки для металевого корпусу: 1 – сопло відсічки; 2 – переднє днище з фланцями для установки сопел відсічки; 3 – кришка люку переднього днища; 4 – система запуску; 5 – система вимірювання. (Джерело: розробка автора)

У випадку розташування сопел відсічки тяги на пластиковому днищі (варіант 1) має місце перетин силових ліній армованого матеріалу на значній площі, що приводить до зменшення несучої здатності конструкції та викривленню деформуючих характеристик корпусу.

Крім того, відсутня теоретична база розрахунку корпусу типу “кокон” з отворами під відсічні сопла, та відсутність будь яких експериментальних даних по таким корпусам. Схема розташування сопел відсічки тяги на центральному газовому колекторі (варіант 2) виключає вплив елементів відсічки тяги на несучу здатність корпусу та дозволяє проводити автономне відпрацювання цього вузла. Однак в цій схемі збільшуються габарити та маса двигуна, що є суттєвим недоліком. Найбільш прийнятними варіантами з розглянутих є варіант 3 (пів-кокон) та варіант 4 (металевий).

### Відсічка тяги без відділення головної частини

При проектуванні НТД можуть бути задані умови, коли головна частина не відділяється від корпусної частини. При цьому двигун повинен зберегти свою механічну цілісність після команди на відсічку тяги довгий проміжок часу на новому режимі роботи (зниженому по тиску).

Теоретично можливо не відділяти маршовий двигун після спрацювання відсічки тяги, якщо при цьому буде гарантовано гасіння заряду твердого палива. При цьому буде виключений вплив значних збурювальних сил та тепловий вплив на елементи ракети, що виникає після відкриття відсічних сопел.

Відсічка тяги без одночасного відділення головної частини створює наступні технічні проблеми:

1. Тривалий тепловий вплив продуктів горіння двигуна на елементи ракети, котрий може працювати на низькому внутрішньокамерному тиску, та при низькій швидкості горіння палива до повного його вигорання.

2. При роботі двигуна при низькому тиску (5–6 кг/см<sup>2</sup>) можливе нестабільне горіння палива, що утворює сили, які впливають на конструкцію та траєкторію польоту ракети.

3. Необхідно забезпечити функціонування (без руйнування) маршового двигуна при тривалому (нештатному) часі роботи, що потребує додаткового теплозахисного покриття на корпус, відмови від типової конструкції сопел відсічки (необхідно виконати сопла відсічки як звичайні сопла з фланцем, вкладишем критичного перерізу, теплоізоляційними прокладками та раструбами з вуглепластику, замість застосування покриття з оксиду цирконію і т. д.).

При деяких високо динамічних робочих процесах НТД, до яких відносяться робота НТД при тиску в камері, який швидко змінюється, вимкненні тяги НТД, так само, як і при низькочастотній чи високочастотній

нестійкості, швидкість горіння ТРП не підкорюється загальноприйнятим стаціонарним залежностям, та визначається не тільки миттєвими параметрами тиску у камері, початковою температурою заряду, швидкістю руху газів вздовж поверхні горіння, але і всіма попередніми процесами горіння [12].

Один з характерних недопустимих режимів аномального горіння за рахунок вищесказаних факторів виникає через зменшення тепловідводу до незадіяного палива. Як тільки кількості підведеного тепла стає недостатнім для нормального ходу екзотермічних реакцій, горіння припиняється. Після цього заряд знову може відновити горіння на певний проміжок часу, потім згаснути, і цей цикл може повторюватися.

Деяке значення в цьому механізмі має тепловіддача до палива від нагрітих елементів конструкції. Поява вторинних піків тиску може призвести до резонансного горіння. Резонансний ефект виникає між коливаннями тиску в камері та залежної від тиску швидкості горіння. Результатом є низькочастотні коливання тиску з великою амплітудою та поява вібраційних впливів на вузли ракети. Природа цих коливань, так само, як і коливань у камері НТД пов'язана з кінцевим часом перетворення палива в продукти згоряння. Всі ці процеси, що виникають у двигуні, не піддаються розрахунковим методам та можуть бути виявлені тільки в експерименті.

Проблема відсічки тяги може мати ряд проблем ще через те, що практично всі заряди твердого палива маршових двигунів несиметричні по своїй довжині. Так, передня частина заряду, що прилягає до області розташування сопел відсічки, представляє собою гладкий канал, в задній частині, що прилягає до основного сопла, розташовані щілини, тобто процеси можливого гасіння, повторного відновлення горіння, коливальні процеси вказаних областях будуть проходити по різному, що також може вплинути не тільки на величину, але і на напрямок сумарної осьової складової тяги. Урівняти цю тягу ні теоретично ні практично неможливо. Обов'язково залишиться осьова складова частина тяги по напрямку руху чи в протилежному напрямку, що буде впливати на корпус ракети до самого кінця її польоту. Крім цього має місце ряд змін внутрішньокамерних умов двигунної установки, та нестабільність її роботи при низькому тиску, а також вплив зовнішніх умов. Ця складова частина може мінятися як по величині, так і по напрямку, через це неможливо забезпечити відсічку тяги [13], [18].

Крім того, продукти згоряння із струменю передніх сопел будуть спричиняти тривалий тепловий вплив на елементи ракети та двигун.

Додатково проблемним є конструкторське виконання сопел протитяги, які працюють тривалий час, забезпечуючи осьову складову тяги, приблизно рівну осьовій тязі основного сопла. Результати проведених проектно-конструкторських робіт показали неможливість компоновки цих сопел на передньому днищі двигуна.

Також слід зазначити, що після спрацювання сопел протитяги та зменшенні тиску в камері і на зрізі сопла в залежності від зовнішніх факторів, стрибок ущільнення може увійти в сопло. В цьому випадку взагалі неможливо попередньо уявити значення тягових характеристик двигуна.

З вище вказаних умов, втілити використання відсічки тяги без відділення головної частини неможливо та не є доцільним.

## Висновки

У результаті проведеного аналізу методів відсічки тяги у НТД встановлено, що жоден із наявних підходів – реверс тяги, гасіння заряду відкриттям допоміжного критичного перерізу чи впорскування холодоагенту – не є універсальним рішенням і має конструктивні та експлуатаційні обмеження.

Метод реверсу тяги забезпечує швидке зниження осьової тяги, проте супроводжується значними збуреннями, тепловим навантаженням на конструкцію носія та ускладненням компоновки. Гасіння заряду за допомогою відкриття додаткового критичного перерізу є ефективним лише на великих висотах ( $H > 20$  км), де атмосферний тиск не перевищує критичний тиск стійкого горіння. У протилежному випадку існує ризик повторного відновлення горіння заряду. Впорскування холодоагенту дозволяє досягти надійного припинення горіння незалежно від висоти польоту, однак вимагає складної системи подачі, високої точності дозування та значної маси охолоджуючої речовини (до 3.6 кг на 1 см<sup>2</sup> палаючої поверхні).

Проведений технічний аналіз конструктивних рішень показав, що реалізація вузлів відсічки тяги у корпусах типу “кокон” ускладнюється через вплив сопел на міцність намотаного корпусу, а також відсутність теоретичних і експериментальних даних. Найбільш

перспективними з конструктивної точки зору є рішення з розміщенням сопел на металевому передньому днищі або на центральному газовому колекторі.

Підтверджено, що реалізація відсічки тяги без відділення головної частини носія не є доцільною через низку негативних ефектів: нестабільне горіння при низькому тиску, можливість повторного відновлення горіння заряду, поява осьової тяги змінного напрямку, ускладнення тепловідведення та резонансні коливання тиску. Такі режими суттєво ускладнюють забезпечення точності польоту та можуть призвести до пошкодження конструкції.

Таким чином, подальші дослідження у галузі відсічки тяги НТД мають бути зосереджені на:

- експериментальній перевірці моделей гасіння заряду;
- розробці ефективних систем подачі холодоагенту з оптимальними масо-габаритними характеристиками;
- дослідженні нестационарних процесів горіння при змінному тиску;
- адаптації конструкцій сопел та вузлів відсічки до корпусів з намотаних композиційних матеріалів.

Удосконалення систем відсічки тяги є ключовим елементом підвищення точності, безпеки та адаптивності сучасних твердопаливних ракетних комплексів.

## Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що вони не мають жодного конфлікту інтересів щодо цього дослідження, включаючи фінансові, особисті, авторські або будь-якого іншого характеру, які могли б вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

## Використання штучного інтелекту

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

## References

- [1] M. Bondarenko and M. Vorobei, “Modern air defense methods and countermeasures for use in operational-tactical missiles,” *Challenges and Issues of Modern Science*, vol. 2, pp. 175–183, 2024, doi: <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/188>.
- [2] A. H. Abdul Hamid, M. H. Mohamad Aliman, Z. Salleh, et al., “Transient Thermal Analysis of Solid Propellant Rocket Motor,” *Journal of Applied Engineering Design and Simulation*, Vol. 2, No. 1, pp. 1–8, 2022, doi: <https://doi.org/10.24191/jaeds.v2i1.44>.
- [3] J. M. Tizón, (2023) “Burnback Analysis of solid propellant rocket motors”, arXiv preprint arXiv:2301.04559, doi: <https://doi.org/10.48550/arXiv.2301.04559>.
- [4] G. Xu, B. Wang, P. Liu & Y. Guan, “Numerical investigation of the velocity-coupled response of propellant burning rate in a solid rocket motor”, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 161, 110118, 2025, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2025.110118>.
- [5] M. Bondarenko, V. Habrinets, & M. Vorobei, “Preliminary Design Evaluation of Solid-Propellant Rocket Engines”, *Challenges and Issues of Modern Science*, Vol. 4(2), pp. 279–279, 2025, doi: <https://doi.org/10.15421/cims.4.279>.
- [6] R. Wang, J. Li, B. Wang, et al., “Theoretical and experimental study on combustion response of aluminized solid propellant under acceleration effects”, *Acta Astronautica*, Vol. 225, pp. 186–202, 2024, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.08.042>.
- [7] A. M. Abdelraouf, O. K. Mahmoud, & M. A. Al-Sanabawy, “Thrust termination of solid rocket motor”, *In Journal of Physics: Conference Series*, Vol. 2299, No. 1, p. 012018, 2022, IOP Publishing, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2299/1/012018>.
- [8] V. R. Ghoradel, & H. Mahdavy-Moghaddam, “Simulation and Parametric Analysis of Thrust Reverser System in Solid Fuel Engines”, *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16(2), pp. 1–17, 2023, doi: <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1409>.



- [9] D. S. Ha, & H. J. Kim, “Dynamic characteristic modeling and simulation of an aerospike-shaped pintle nozzle for variable thrust of a solid rocket motor”, *Acta Astronautica*, Vol. 201, pp. 364–375, 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.09.031>.
- [10] K. Sreejith, S. Prasad, R. Bagavathiappan, *et al.*, “Design, development, static and flight tests of reverse flow multiple nozzle solid rocket motor with high burn rate propellant”, *Current Science*, Vol. 120(1), pp. 116–121, 2021, <https://www.jstor.org/stable/27310146>.
- [11] B. Bibhor & C. R. Anand, (2021, August). “Supplemented thrust reversal contraption for enhanced flight termination system (EFTS)”, In 2021 2nd International Conference on Range Technology (ICORT) (pp. 1–5). IEEE. <https://doi.org/10.1109/ICORT52730.2021.9581587>.
- [12] M. Bondarenko, V. Habrinets, and M. Vorobei, “Open-source analysis of the potential configuration and kinetic performance of the Oreshnik ballistic missile”, *Chall. issue mod. sci.*, vol. 4, no. 1, pp. 36–42, Jun. 2025, <https://doi.org/10.15421/cims.4.306>.
- [13] M. Zhu, Y. Li, X. Chen, *et al.*, “Nonlinear adaptive robust control strategy of thrust regulation for pintle solid-propellant rocket motors”, *Energy*, Vol. 329, 136741, 2025, doi: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2025.136741>.
- [14] C. Merkle and M. Summerfield, “Extinguishment of solid propellants by depressurization – Effects of propellant parameters”, in 7th Aerospace Sciences Meeting, p. 176, 1969, doi: [doi.org/10.2514/6.1969-176](https://doi.org/10.2514/6.1969-176).
- [15] C. A. Chase, “Pioneers in propulsion – A history of Pratt & Whitney’s solid rockets”, [PDF document]. Available: <https://gobluechase.files.wordpress.com/2014/08/pioneers-in-propulsion-final.pdf>.
- [16] C. Guo, Z. Wei, K. Xie, and N. Wang, “Thrust control by fluidic injection in solid rocket motors”, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 33, no. 4, pp. 815–829, 2017, doi: <https://doi.org/10.2514/1.B36264>.
- [17] M. Bondarenko and V. Habrinets, “Thrust Vector Control of Solid Propellant Operative-Tactical Rockets”, *Chall. issue mod. sci.*, vol. 1, pp. 68–73, Jun. 2023, doi: <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/14>.
- [18] J. Cha & É. J. de Oliveira, “Performance comparison of control strategies for a variable-thrust solid-propellant rocket motor”, *Aerospace*, Vol. 9(6), 325, 2022, doi: <https://doi.org/10.3390/aerospace9060325>.

## Design of a Thrust Cut-off System for Launch Vehicles with Solid Rocket Motors

Mykola Bondarenko<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine

**Abstract.** The article investigates a thrust termination system for solid-propellant vehicles motors, aimed at achieving precise shutdown of thrust without separating the vehicle’s payload section. Despite the existence of various thrust termination techniques, the influence of nozzle configuration on post-shutdown impulse and combustion stability remains insufficiently studied. The objective of the research is to minimize the residual impulse through the application of a reverse-thrust system utilizing dedicated termination nozzles mounted on the forward dome of the motor casing. To achieve this, the study analyzes nozzle geometry, flow orientation, chamber pressure before and after shutdown, and thrust coefficients for both main and termination nozzles. It is established that placing the termination nozzles at an angle of 40° relative to the motor axis and selecting an appropriate throat area enables significant reduction of post-shutdown impulse to a level that ensures stable thrust termination without degrading trajectory accuracy. This effect is attributed to the compensation of the main thrust vector by the directed reaction force produced by the termination nozzles. Unlike charge quenching or annular slit opening methods, the proposed solution does not require nozzle block displacement or injection of extinguishing agents, which simplifies the system and improves reliability. The results can be applied in the development of special-purpose vehicle systems, where structural integrity and high trajectory precision after motor burnout are critical.

**Keywords:** thrust termination, post-shutdown impulse, solid propellant motor, reverse nozzle, trajectory accuracy.