УДК 629.76/.78; 629.78; 629.76 https://doi.org/10.15407/itm2023.01.068

С. С. ВАСИЛІВ, К. В. ТЕРНОВА

КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ШЛЯХОМ ВДУВА ПРОДУКТІВ ДЕТОНАЦІЇ В НАДЗВУКОВУ ЧАСТИНУ СОПЛА

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Ляшко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: ternovayakaterina@gmail.com

Для рішення задачі керування і стабілізації супутників на орбіті в нештатних ситуаціях пропонується використовувати детонаційний ракетний двигун, що дає можливість активного маневрування для уникнення зіткнення з елементами космічного сміття. Мета роботи – дослідження нового способу керування вектором тяги ракетного двигуна впливом детонаційної ударної хвилі на потік газу в соплі.

Проведено чисельне моделювання детонаційної хвилі в надзвуковому потоці в соплі. Моделювання проводилося в нестаціонарній плоскій постановці при різних кутах нахилу детонаційного газогенератора, що ініціює детонаційну ударну хвилю, по відношенню до осі камери згоряння за допомогою прикладного програмного пакету SolidWorks. За прототип вибрано двигун 11Д25 третього ступеня ракети-носія «Циклон-3». Результати моделювання використані для попередньої оптимізації місця розташування детонаційного газогенератора на стінці сопла. Було виявлено, що вплив детонаційної хвилі на основний потік газу в соплі викликає два силових фактори: перший обумовлений реактивною силою при викиданні продуктів детонації в сопло і зоною підвищеного тиску на тій стінці, де розміщено детонаційний газогенератор, а другий – зміною розподілу тиску по поверхні сопла. Для підвищення випливу ударної хвилі вектор вдуву продуктів детонації необхідно орієнтувати паралельно потоку основного газу сопла або під деяким кутом. Моделюванням показано недоліки і переваги вдуву продуктів детонації під різними кутами. Проведено експериментальні дослідження впливу детонаційної хвилі на надзвуковий потік в соплі. Розроблено систему фіксації проходження ударної детонаційної хвилі за допомогою установки Теплера. Створена спеціальна модель сопла з вдувом та газогенератор для ініціювання детонаційної хвилі, що взаємодіяла з надзвуковим потоком повітря. Виявлено характер відриву детонаційною хвилею основного потоку від стінок сопла при його роботі в режимі перерозширення. Результати досліджень можуть знайти застосування в ракетно-космічній промисловості для маневрування верхнього ступеня ракети, для уникнення зіткнення з елементами космічного сміття.

Ключові слова*: вдув, детонаційний двигун, закритична частина, керування вектором тяги, сопло.*

To solve the problem of satellite control and stabilization in emergencies, it is proposed to use a detonation rocket engine, which enables active maneuvering to avoid a collision with space debris. The goal of this work is to study a new way of rocket engine thrust vector control by acting with a detonation shock wave on the gas flow in the nozzle.

A detonation wave in a supersonic flow in a nozzle was numerically simulated. The simulation was conducted in a non-stationary plane formulation at different angles of inclination of the detonation gas generator that initiates a detonation shock wave to the combustion chamber axis with the use of SolidWorks application software for the 11D25 engine of the Cyclone-3 third stage. The simulation results were used to pre-optimize the location of the detonation gas generator on the nozzle wall. It was found that the effect of the detonation wave on the main gas flow in the nozzle is caused by two force factors: the first is due to the reactive force produced by the detonation product injection into the nozzle and a high-pressure zone on the wall where the detonation gas generator is mounted, and the second is due to a change in pressure distribution over the nozzle surface. In order to increase the effect of the shock wave, the detonation products must be injected parallel to the main gas flow in the nozzle or at some angle. The simulation showed the drawbacks and advantages of detonation product injection at different angles. The detonation wave effect on a supersonic nozzle flow was studied experimentally. A system was developed to record the shock detonation wave propagation using a heat meter. A special nozzle model and a gas generator were developed to initiate a detonation wave interacting with a supersonic air flow. It was found out how the detonation wave separates the main flow from the nozzle walls in the overexpanded mode. The results may be used in the space-rocket industry to provide upper stage maneuvering to avoid a collision with space debris.

Keywords: *injection, detonation engine, overcritical area, thrust vector control, nozzle.*

Вступ. В 2021 р. Росія випробувала засоби знищення космічних цілей та збила супутник «Космос 1408», який був виготовлений на ПО «Південмаш» та запущений ракетою-носієм «Циклон-3» 16 вересня 1982 р. В результаті ураження ракетою системи А-235 утворилося близько 1500 уламків, які вдається зафіксувати, та тисячі малих, які радари не в змозі бачити. Спрогнозувати рух таких об’єктів можна лише, якщо їх розмір перевищує роздільну здатність наземних засобів спостереження. Оскільки така техніка зазвичай має військове призначення, то про їх параметри точних даних немає, однак можна говорити про порядок – близько 10 см. Однак для знищення космічного апарата чи верхнього ступеня ракети буде достатньо об'єкта розміром менше міліметра, якщо його швидкість становитиме порядок декілька кілометрів за секунду. Крім того до ракет-носіїв висуваються більш жорсткі умови з безпеки та екологічності запусків. Тому в майбутньому для вирішення задачі виведення на орбіту ракети-носії будуть оснащуватись радіолокаційними станціями та системами керування для уникнення зіткнення з малими елементами космічного сміття. Для цього необхідні радіолокаційні станції на борту ракети та швидкодіючі органи керування. Оскільки газодинамічні системи керування є найбільш швидкими порівняно з іншими, а найбільш швидкоплинним є процес детонації, то його застосування в ракетних двигунах дозволяє наблизитися до реалізації системи керування космічним ступенем ракети з можливістю активного маневрування для уникнення зіткнення з елементами космічного сміття.

Мета роботи – дослідження нового способу керування вектором тяги ракетного двигуна впливом детонаційної ударної хвилі на потік газу в соплі.

Постановка задачі. В світовій практиці для вирішення задачі керування і стабілізації супутників на орбіті в нештатних ситуаціях існують пропозиції парирувати одиночні нерозрахункові збурюючі моменти не головною керуючою системою, а іншою допоміжною. Ведуться пошуки і дослідження в цьому напрямку. В даній роботі показано, що таку задачу можна вирішити на основі детонаційного ракетного двигуна.

Більшість сучасних та перспективних верхніх ступенів ракет-носіїв повинні виводити на навколоземні орбіти у різні точки простору по декілька космічних апаратів різної маси. При послідовному розвантаженні космічного ступеня від об'єктів різних мас виникає його масова асиметрія, тому на окремих ділянках польоту на ступінь діятимуть додаткові детерміновані збурюючі моменти, величина яких може в кілька разів перевищувати допустимі. При цьому масово-центрувальні характеристики та динамічні якості цих ступенів, як об'єктів керування, можуть змінюватися в широкому діапазоні протягом польоту. Космічні ступені ракети-носія в більшості випадків мають великий діаметр і малу довжину і, як об'єкти керування, характеризуються власною динамічною та структурною нестійкістю, у зв'язку з чим суттєво зростають вимоги до швидкодії виконавчих органів системи керування, до точності величини та часу дії керуючих зусиль [1 – 3]. Для керування вектором тяги ракетного двигуна застосовують різні способи. Характеристики деяких систем керування вектором тяги (СКВТ) наведені в таблиці 1 [4].

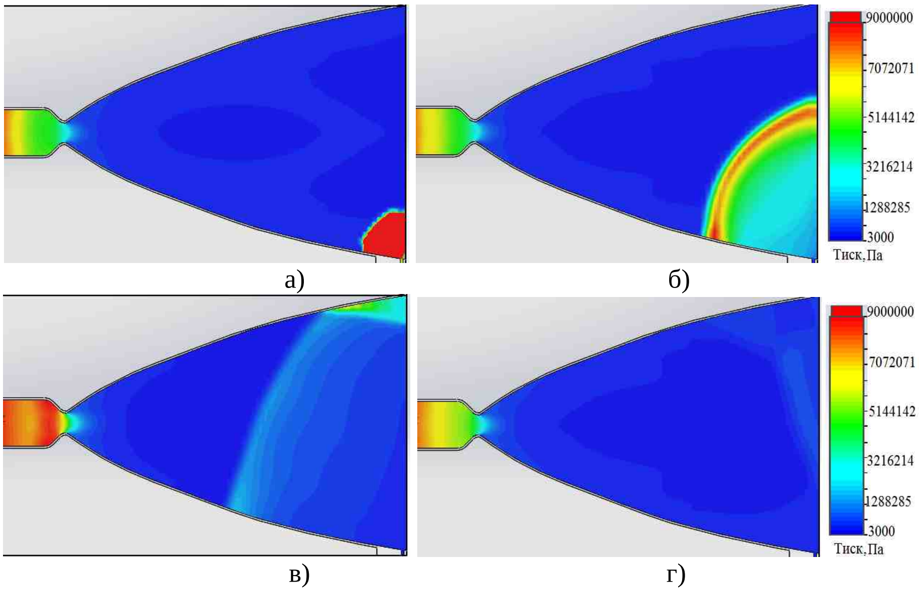
Схема вдуву продуктів детонації базується на газодинамічній системі керування вектором тяги з врахуванням особливостей детонаційного процесу.

В [5] описано імпульсний вдув газу в надзвуковий потік та вказано, що такий спосіб не дозволяє отримати бокову силу. Однак в більш пізній публікації [6] автори приходять до висновку, що обчислювальний алгоритм сильно занижував розрахункові значення коефіцієнту підсилення. Нестаціонарний режим навпаки сприяє більш глибокому проникненню інжектованого газу в основний надзвуковий потік. Вплив імпульсного вдуву також розглядався в багатьох публікаціях інших авторів. В [7] описано ефект покращення динамічних характеристики органів керування, заснованих на імпульсному вдуві газу. Вказано, що витрата робочого тіла знижується при цьому на 15 %.

Таблиця 1 – Характеристики основних СКВТ

Тип СКВТ	Максимальний кут відхилення вектора тяги φ_{max}	$\overline{P}_y = {P_y}/{P_o}$, %
Газові керма (для 4-х кермів)	±6	±10
Висувні щитки	± 7(до ±18)	± 12(до ±30)
Інтерцептори	± (14 – 18)	± (24 – 30)
Дефлектор, поворотний насадок	до ±20	до ±30
Поворотне сопло на опорному шарнірі	до ±12	до ±20
Поворотне сопло в кардановому підвісі	± 6(до ±20)	± 10,5(до ±34)
Інжекція рідини	± 4	± 7
Інжекція гарячих газів	± 10	± 17
Примітка. P_o – осьова тяга двигуна; P_y – бічна сила, створювана СКВТ.		

Моделювання впливу детонаційної хвилі на надзвуковий потік в соплі проводилося в нестаціонарній плоскій постановці при кутах до осі камери згоряння 90^0, 60^0, 45^0, 30^0 та паралельно осі – 0^0. Місце розташування детонаційного газогенератора знаходилося близько зрізу сопла. За прототип вибрано двигун 11Д25 третього ступеня ракети-носія «Циклон-3». Моделювання проводилося в прикладному програмному пакеті SolidWorks. Розв’язок рівнянь Нав’є–Стокса в цьому пакеті проводиться методом кінцевих об’ємів. Чисельним моделюванням було виявлено, що вплив детонаційної хвилі на основний потік газу в соплі викликає два силових фактори [8, 9]. На рис. 1 проілюстровано еволюцію поля тиску при вдуві продуктів детонації під кутом 90^0 до осі камери згоряння з плином часу.



а) t = 0,00001 с; б) t = 0,00005 с; в) t = 0,0005 с; г) t = 0,0015 с

Рис. 1 – Еволюція поля тиску при вдуві продуктів детонації під кутом 90° до осі камери згоряння з плином часу

Перший силовий фактор обумовлений реактивною силою при викиданні продуктів детонації в сопло та зоною підвищеного тиску на тій стінці, де розміщено детонаційний газогенератор (рис. 1, а), 1, б)). Це відображається на графіку відносної бокової сили (рис. 2) скачком до значення близько - 100 %. Через деякий час ударна хвиля досягає протилежної стінки і відбиваючись від неї, створює зону підвищеного тиску (рис.1, в)). Цей другий силовий фактор обумовлений зміною розподілу тиску по поверхні сопла, вплив проявляється скачком значення бокової сили в протилежну сторону до значення близько +100 % на рис. 2. Його напрямок співпадає з напрямком вдуву продуктів детонації, і зворотній до першого. Втрачаючи інтенсивність, ударна хвиля з часом «виноситься» потоком з сопла. При цьому на стінці, де розміщено детонаційний газогенератор, зона підвищеного тиску також зменшується. Це знижує компенсацію впливу ударної хвилі на протилежній стінці, що і відображається скачком відносної бокової сили до значення близько +60 % на рис. 2.

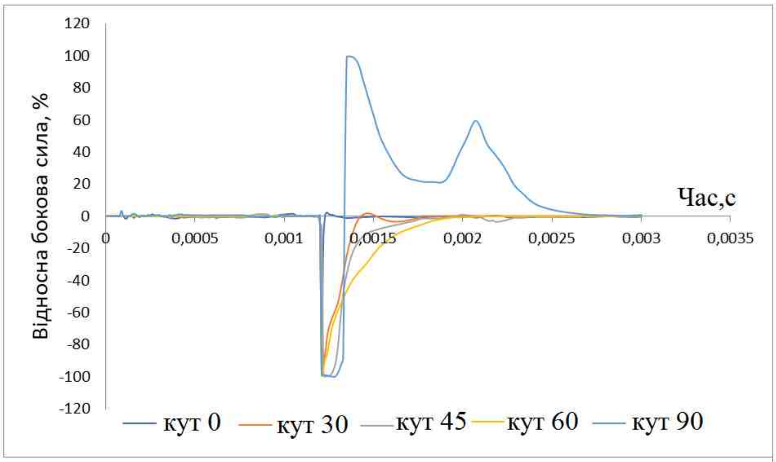


Рис. 2 – Залежність відносної бокової сили від часу

Для усунення цієї взаємокомпенсації вектор вдуву продуктів детонації необхідно орієнтувати паралельно потоку основного газу сопла або під деяким кутом (рис. 3) [10].

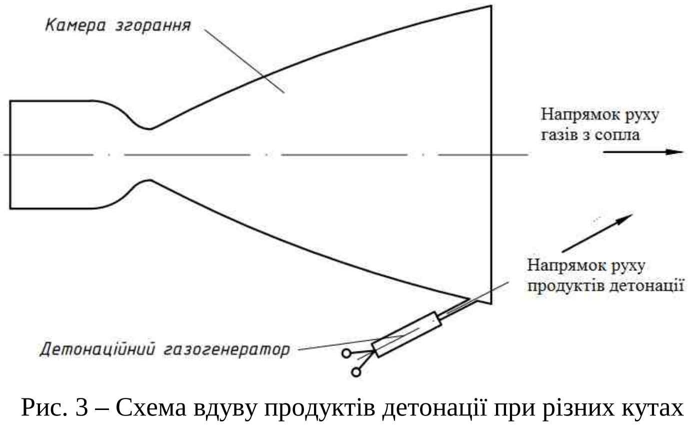


Рис. 3 – Схема вдуву продуктів детонації при різних кутах

Окрім усунення взаємокомпенсації, ця схема дозволяє в процесі роботи детонаційного газогенератора створювати додатковий імпульс, який підвищуватиме питомий імпульс тяги двигуна в цілому. Однак інтенсивність ударної хвилі і, відповідно, її вплив на основний потік будуть в цьому випадку найнижчими.

В роботі [10] проведене попереднє моделювання, в ході якого було визначено, що пристрій поперечного вдуву продуктів детонації доцільно розміщувати на зрізі сопла. Моделювання, результати якого наводяться в даній статті, проводилося з метою визначення впливу детонаційної хвилі на надзвуковий потік при кутах менших за 90^0.

Детонація може відбуватися у вибухових речовинах з різним агрегатним станом. Наприклад, суміш горючих газів з газоподібним киснем може як горіти, так і детонувати [11]. Тверді вибухові речовини застосовують в промисловості давно, а останнім часом широкого використання в гірничій промисловості набули емульсії та рідкі вибухівки [12]. З огляду на зручність застосування рідин, доцільно використовувати рідку вибухівку для системи керування вектором тяги вдувом продуктів детонації в надзвукову частину сопла.

Для випадків вдуву під кутами 30^0, 45^0 та 60^0 залежності бокової відносної сили від часу суттєво відрізняються (рис. 2). Ударна хвиля в потоці не досягає протилежної стінки, а, втрачаючи інтенсивність, поступово «виноситься» ним із сопла. При цьому зусилля створюється завдяки притоку маси та взаємодії ударної хвилі з стінкою сопла.

Весь час процесу менший, ніж при вдуві під кутом 90^0. Варто зауважити, що результати в плоскій постановці можуть використовуватись для якісної оцінки явища взаємодії детонаційної хвилі з надзвуковим потоком. Кількісна оцінка в плоскій постановці носить приблизний характер і може використовуватись для попередньої оптимізації місця розташування детонаційного газогенератора на стінці сопла. З графіка рис. 2 можна зробити висновок, що найбільший керуючий імпульс створюється при вдуві під кутом 60^0. Для інших випадків він менший і залежить від відстані до критичного перетину сопла.

Паралельний вдув створює бокову силу, але дуже малої тривалості, оскільки розповсюдження ударної хвилі відбувається вже за зрізом сопла. Збільшення імпульсу можливе для нього лише при розташуванні ближче до критичного перетину. Це може бути наступним кроком в дослідженні впливу детонаційної хвилі на надзвуковий потік в соплі ракетного двигуна.

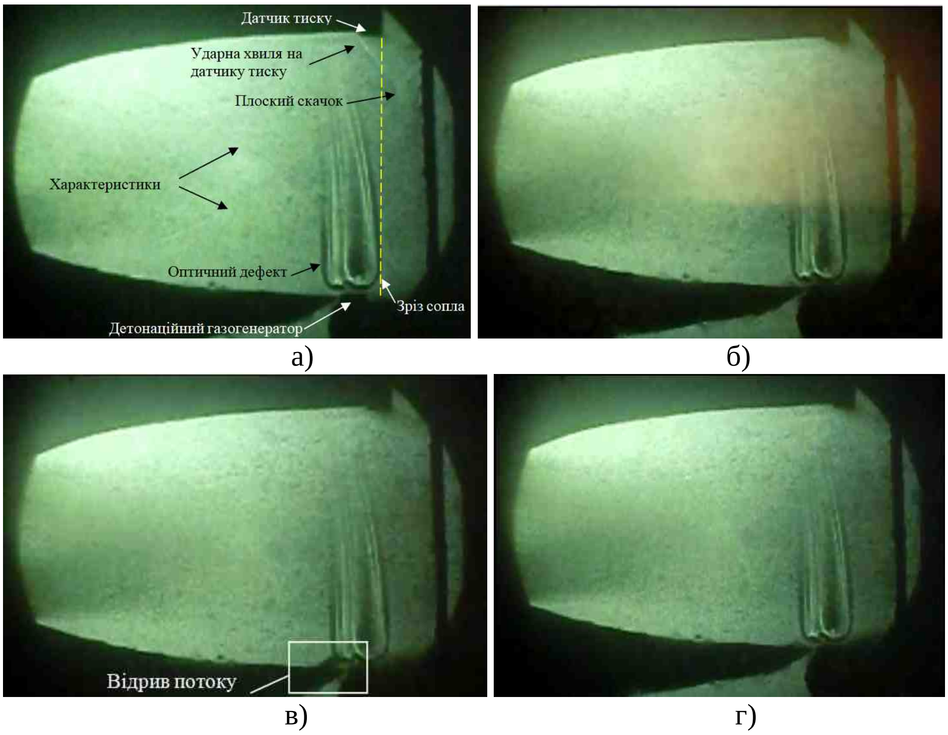
Для дослідження структури потоку при впливі детонаційної хвилі на надзвуковий потік в соплі були проведені експериментальні дослідження. В плоску модель сопла, виготовлену з плексигласу, подавалося повітря з тиском 8,5 кгс/см^2. Модель закріплювалася на стенді, за допомогою якого можна керувати процесом постачання повітря в модель, а також компонентів палива в детонаційний газогенератор (рис. 4). Гази, потрапляючи в детонаційний газогенератор, змішувались. Горіння ініціювалося за допомогою електросвічі. Фронт полум’я проходив через спіраль Щолкіна і, розганяючись, переходив в детонаційну хвилю. Оскільки температура продуктів детонації сягала більше 2000 °С, то суттєво змінювалась провідність газу. Датчики іонізації були під’єднані до аналого-цифрового перетворювача E14-440, який дозволяв реєструвати дані з частотою 400 кГц. Детонаційна хвиля виходила з газогенератора і взаємодіяла з надзвуковим потоком повітря, що мав число Маха $M = 1{,}5 \; \ldots \; 2$. За допомогою установки Теплера на матовий скляний екран проєктувалося зображення, що створювалося точковим джерелом світла, промені якого проходили через прозорі плексигласові пластини та потік повітря в соплі. Наявність ударних хвиль створювала зміну густини повітря і, відповідно, різні показники заломлення повітря.

а) б)

Рис. 4 – Модель сопла з вдувом продуктів детонації (а) та стенд для її випробувань (б)

Ця структура відображалася на екрані та фіксувалася за допомогою швидкісної відеокамери з частотою до 1000 кадрів за секунду. Детонаційний газогенератор було розміщено знизу. За газогенератором (далі по потоку) була можливість розмістити датчик тиску для реєстрації впливу детонаційною хвилею на потік за зрізом сопла. На протилежному боці сопла також закріплено датчик тиску, який дозволяв реєструвати ударну хвилю при досягненні нею протилежної стінки.

В одному з експериментів був значний надлишок пропану, який після ініціації горіння електроіскрою продовжив горіти в повітрі в соплі моделі. Це призвело до оплавлення поверхонь плексигласових пластин та появи оптичного дефекту. Штуцер датчика тиску був втоплений в потік на глибину від 1,5 мм до 2 мм, тому на ньому з'явився косий стрибок ущільнення (рис. 5). Детонаційний газогенератор розміщувався в рівень з профілем сопла, тому з протилежної сторони такої ударної хвилі немає. Повітря з ресивера подавалося з початковим абсолютним тиском $8{,}5 \cdot 10^5$ Па. При цьому система постачання за допомогою електропневмоклапанів дозволяла провести декілька запусків детонаційного газогенератора. В одному з останніх запусків газогенератора сопло працювало в режимі перерозширення, бо тиск на вході в сопло був близько $2{,}3 \cdot 10^5$ Па. Жовтувате забарвлення зверху до половини кадру – це фіксація світла від детонації (рис. 5, б)). Поки процесор камери опитав пікселі матриці донизу, процес завершився на середині кадру. На наступному кадрі (рис. 5, в)) з'являється потемніння перед детонаційним газогенератором. Так проявляється зрив потоку, а темна зона – це волога, яка конденсується, оскільки на зрізі температура повітря становить близько 160 К [13]. Атмосферне повітря заходить у відривну зону та створює вихор. Конденсована волога знижує оптичні властивості, тому цю зону добре видно.



а) кадр №1 t = 0,0208 с до детонації; б) кадр №2 t = 0 с в момент детонації;
в) кадр №1 t = 0,0208 с після детонації; г) кадр t = 4,844 с після детонації

Рис. 5 – Структура течії, зафіксована за допомогою приладу Теплера

Завершення збурення (рис. 5, г)) відбулось майже через 5 с від початку процесу внаслідок зниження витрат повітря в соплі і, відповідно, заходу стрибка в сопло. На картинах стрибки розмазані і непомітні, але їх добре видно на відео в динаміці.

Висновки. Показана можливість керування напрямком вектора тяги ракетного двигуна вдувом детонуючого газу в надзвукову частину сопла. Розроблено конструктивну схему керування напрямком вектора тяги ракетного двигуна впливом детонаційної хвилі на потік газу в його соплі.

Проведено чисельне моделювання процесу вдуву продуктів детонації в сопло при різних кутах нахилу детонаційного газогенератора по відношенню до осі сопла.

Створена експериментальна установка для дослідження збурення надзвукового потоку детонаційною ударною хвилею. Проведено експериментальні дослідження впливу детонаційної хвилі на надзвуковий потік в соплі.

Встановлена оптимальна геометрія (місцеположення і кут нахилу до осі сопла) вузла підводу газу, що детонує, в надзвукову частину сопла. Одержано задовільне співпадіння результатів розрахункових і експериментальних досліджень.

Результати досліджень можуть знайти застосування в ракетно-космічній техніці для маневрування верхнього ступеня ракети, для уникнення зіткнення її з елементами космічного сміття.

1. Шестьдесят лет в ракетостроении и космонавтике. Под общей редакцией *А. В. Дегтярева*. Днепропетровск: Арт-пресс. 2014. 540 с.

2. *Коваленко Т. А., Шептун Ю. Д.* Космические ступени как объект управления. Информационные технологии в управлении сложными системами: сборник докладов. 2011. С. 210–213.
3. *Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В , Шептун Ю. Д.* Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней. Днепропетровск: ДНУ. 2010. 264 с.
4. *Шишков А. А., Панин С. Д., Румянцев Б. В.* Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М.: Машиностроение. 1988. 240 с.
5. *Волков К. Н., Емельянов В. Н. , Яковчук М. С.* Моделирование поперечного вдува импульсной струи с поверхности плоской пластины в сверхзвуковой поток. Прикладная механика и техническая физика. 2017. Т. 58, №6. С. 114–125. https://doi.org/10.1134/S0021894417060116
6. *Волков К. Н., Емельянов В. Н. , Яковчук М. С.* Нестационарный поперечный вдув струи газа в сверхзвуковой сопловой поток. Теплофизика високих температур. 2020. Т. 58, №2. С. 256–265. https://doi.org/10.1134/S0018151X20020212
7. *Быков Н. В., Калугин В. Т.* Численное моделирование импульсного вдува струи в закритическую часть сопла ракетного двигателя. Комплексные проблемы развития науки, образования и экономики региона. 2015. № 1(5). С. 64–72.
8. *Василів С. С., Стрельников Г. О., Прядко Н. С.* Застосування детонації для керування напрямком вектору тяги ракетного двигуна. Журнал «InterConf». 2021. № 78. С. 272–282.
9. *Василів С. С., Стрельников Г. О. , Ігнатьєв О. Д., Прядко Н. С.* Керування газовими потоками в ракетних двигунах. Технічна механіка. 2021. №2. С. 60–77. https://doi.org/10.15407/itm2021.02.060
10. *Василів С. С., Стрельников Г. О.* Керування вектором тяги ракетного двигуна вдувом продуктів детонації в надзвукову частину сопла. Технічна механіка. 2020. №4. С. 29–34. https://doi.org/10.15407/itm2020.04.029
11. *Нетлетон М.* Детонация в газах: пер. с англ. М.: Мир. 1989. 280 с.
12. Науково-виробниче об'єднання «Павлоградський хімічний завод» URL: http://www.ric-phz.com.ua (Дата звернення 18.01.2023).
13. *Ван-Дайк М.* Альбом течений жидкости и газа. Пер.с англ. М.: Мир. 1986. 181 с.

Отримано 10.03.2023,
в остаточному варіанті 30.03.2023