

## МОДЕЛЮВАННЯ ВДУВУ ПРОДУКТІВ ДЕТОНАЦІЇ В НАДЗВУКОВУ ЧАСТИНУ СОПЛА

*Анотація.* Актуальність тематики даної роботи визначається необхідністю розробки системи уникнення зіткнення ракети з елементами космічного сміття. Мета роботи - чисельне моделювання процесу вдуву продуктів детонації в сопло ракетного двигуна. Отримано залежності відносної бокової сили від кута вдуву продуктів детонації в камеру згорання з плином часу. Розглянуто структуру потоку за картинами розподілу швидкості в соплі. Розроблена схема може використовуватись для маневрування верхнього ступеня перспективної ракети-носія, для уникнення зіткнення її з елементами космічного сміття.

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

**Постановка проблеми.** Тенденції сучасного ракетобудування передбачають використання кластерних запусків. Більшість сучасних та перспективних верхніх ступенів ракет-носіїв повинні виводити на навколоземні орбіти у різні точки простору по декілька космічних апаратів різної маси. Дана схема приваблива максимальним використанням потенціалу ракети-носія, хоча і має недоліки. 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. Це зумовлює необхідність в керуючих зусиллях, які мають порядок тяги маршових двигунів верхніх ступенів, що не завжди енергетично вигідно [1]. Окрім того, можлива аварійна ситуація через невідстикування одного з космічних апаратів. Такі випадки відомі.

На сьогодні задача виведення на орбіту космічного апарату ускладнюється проблемою космічного сміття. Тому в найближчому майбутньому на систему керування буде покладена не тільки задача керування польотом, дотримання програмної траєкторії руху, а й маневри ухилення від космічного сміття [2].

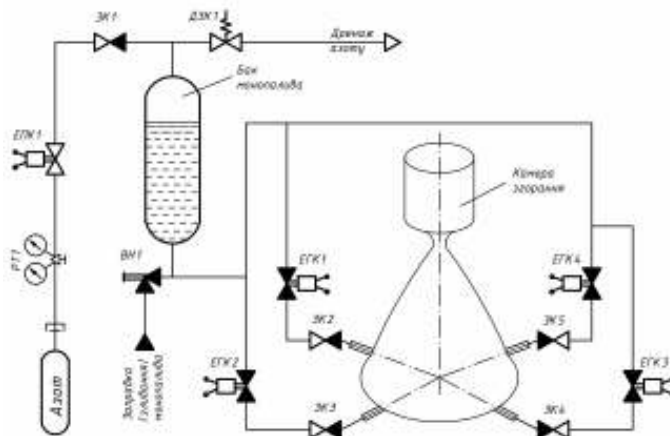
Для підвищення надійності керування польотом ракети та її стабілізації на орбіті необхідно, щоб задачі парирування одиночних не розрахункових збурюючих моментів виконувала допоміжна система керування космічним ступенем ракети. Космічні ступені ракет-носіїв в більшості випадків мають великий діаметр і 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 [3, 4]. Парирувати одиночні нерозрахункові збурюючі моменти пропонується не головною керуючою системою, а іншою допоміжною.

**Мета роботи** – чисельне моделювання процесу вдуву продуктів детонації в сопло ракетного двигуна для створення альтернативних способів керування вектором тяги ракетного двигуна верхнього ступеня.

Найбільшою швидкістю при керуванні літальним апаратом характеризується газодинамічна система. Принцип її роботи засновано на вдуві в надзвукову частину сопла рідини чи газу, який взаємодіє з основним потоком.

Детонація – це процес вибухового перетворення, зумовлений проходженням ударної хвилі по вибуховій речовині та ініціацією хімічних реакцій відразу за нею. Він протікає з постійною для даної вибухової речовини і для даного її стану надзвуковою швидкістю, яка лежить в діапазоні 1,2 – 9 км/с. На відміну від горіння детонація мало залежить від зовнішнього тиску і температури [7]. Тому застосування детонації в ракетних двигунах дозволяє наблизити характеристики органів керування до необхідного рівня, що дозволило б реалізувати системи керування космічним ступенем ракети з можливістю активного маневрування для уникнення зіткнення з елементами космічного сміття.

В роботах [8, 9] проведено чисельне моделювання, в ході якого було визначено, що поперечний вдув продуктів детонації доцільно розміщувати на зрізі сопла. Дана стаття є продовженням досліджень і зорієнтована на вивчення структури потоку в соплі під час його збурення детонаційною хвилею. Схема системи керування вектором тяги вдувом продуктів детонації рідкої вибухівки в надзвукову частину сопла проілюстрована на рис.1.



ВН 1 – вентиль; РТ 1 – редуктор тиску; (ЗК 1 – ЗК 5) – зворотні клапани;  
ЕПК 1 – електропневмоклапан; ДЗК 1 – дренажно-запобіжний клапан;  
(ЕГК 1 – ЕГК 4) – електрогідроклапани

Рисунок 1 – Пневмогідросхема системи керування вектором тяги на рідкій вибухівці

Моделювання проводилося в нестационарній плоскій постановці при кутах до осі камери згорання  $90^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $30^\circ$  та паралельно осі,  $-0^\circ$ . 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 ньому реалізується методом кінцевих об'ємів. Чисельним моделюванням було виявлено, що вплив детонаційної хвилі на основний потік газу в соплі викликає два силових фактори [8,9]. Для перпендикулярного вдуву перший силовий фактор обумовлений реактивною силою при викиданні продуктів детонації в сопло та зоною підвищеного тиску на тій стінці, де розміщено детонаційний газогенератор. Оскільки газогенератор знаходиться на зрізі сопла, то продукти детонації досить швидко покидають сопло. В цей час ударна хвиля досягає протилежної стінки і, відбиваючись, створює зону підвищеного тиску на ній. Це другий силовий фактор, який обумовлений зміною розподілу тиску по поверхні сопла. Його вплив проявляється стрибком значення бокової сили в протилежну сторону до значення близько 100 % (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, на якій розміщено детонаційний газогенератор, зона підвищеного тиску також зменшується. Це знижує компенсацію впливу ударної хвилі на протилежній стінці, що і відображається стрибком відносної бокової сили до значення близько 60 %. При вдуві продуктів детонації з кутом

меншим від  $90^{\circ}$  ударна хвиля не досягає протилежної стінки сопла. Для кутів  $30^{\circ}$ ,  $45^{\circ}$  та  $60^{\circ}$  графіки бокової сили подібні (рис. 2) і обумовлені лише створенням реактивної сили виходом продуктів детонації з газогенератора та локальним підвищенням тиску на стінці сопла на тій же стороні, де розміщено газогенератор.

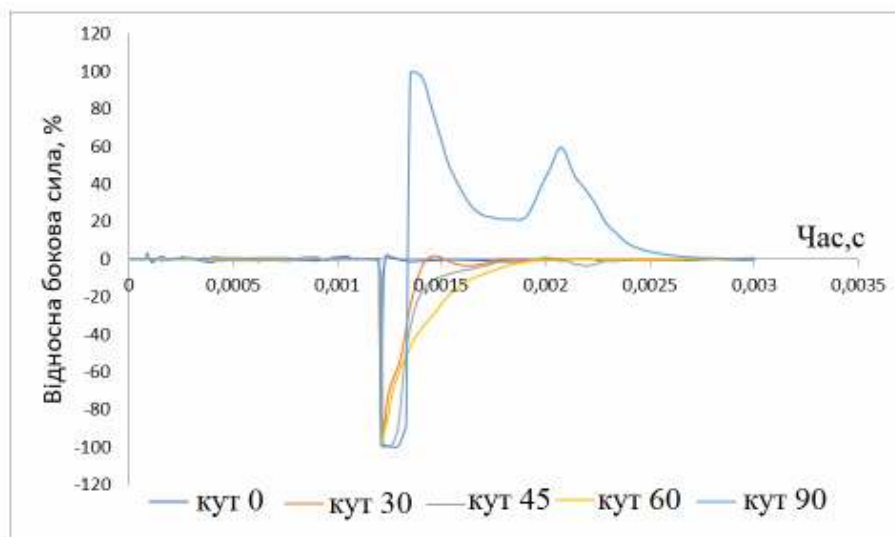
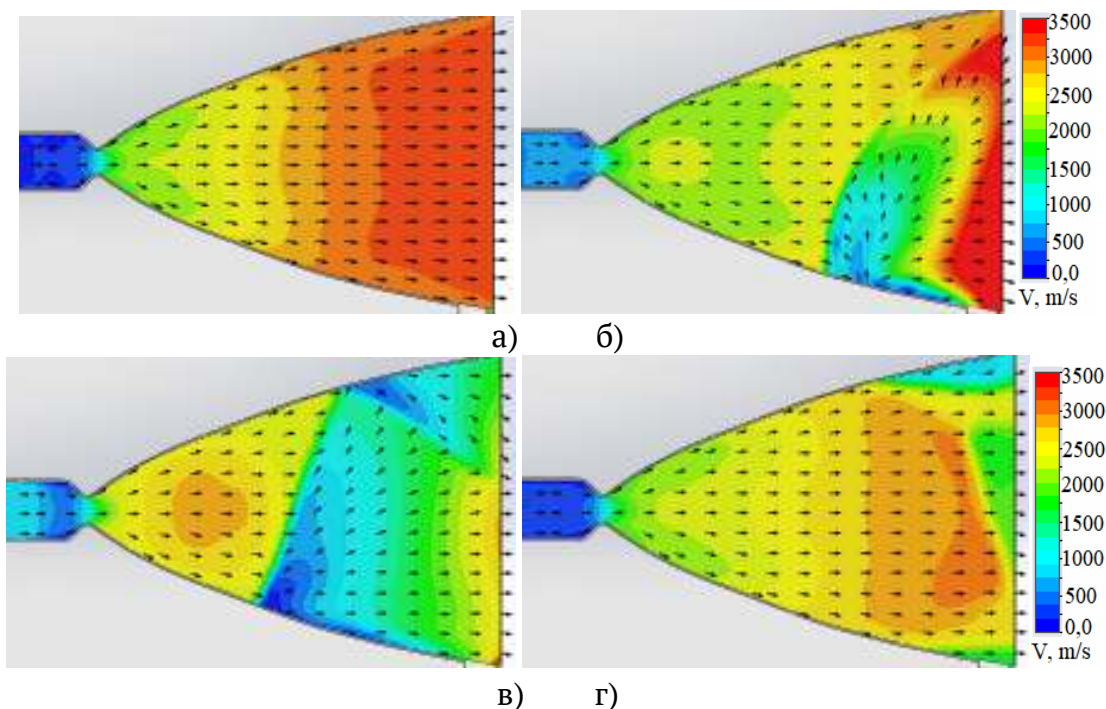


Рисунок 2 – Залежність відносної бокової сили від часу

Структуру потоку можна оцінити за картинами розподілу швидкості по соплу. Для кута  $90^{\circ}$  та для інших варіантів вони принципово різняться, тому проаналізуємо два випадки -  $90^{\circ}$  та  $45^{\circ}$  (рис. 3, 4).

В обох випадках вихід продуктів детонації ініціює ударну хвилю великої інтенсивності, яка переміщується проти надзвукового потоку, гальмуючи його. При цьому за ударною хвилею росте тиск і, відповідно, на стінці з'являється бокова сила. За векторами швидкості на зрізі сопла можна судити, що крім розподілу тиску бокову силу також створює змінений потік газу з сопла, тобто це невід'ємні частини одного процесу. Для кута вдуву  $90^{\circ}$  також видно відбиття ударної хвилі від протилежної сторони. Там також гальмується потік, підвищується тиск і створюється бокова сила, але оскільки вона на протилежній стінці сопла, то і напрям її протилежний. Вона компенсує імпульс, отриманий камерою від початкового розповсюдження ударної хвилі і виходу маси з газогенератора. З часом інтенсивність ударної хвилі знижується, швидкість зменшується і потік «виносить» її з сопла. В обох випадках видно зниження швидкості на зрізі і, відповідно, тяги. Тобто є зниження питомого імпульсу. Його можна компенсувати реактивною силою від викиду маси з газогенератора зі швидкістю, що лежить в діапазоні 5 - 7 км/с. Але тоді вихід продуктів детонації потріб-

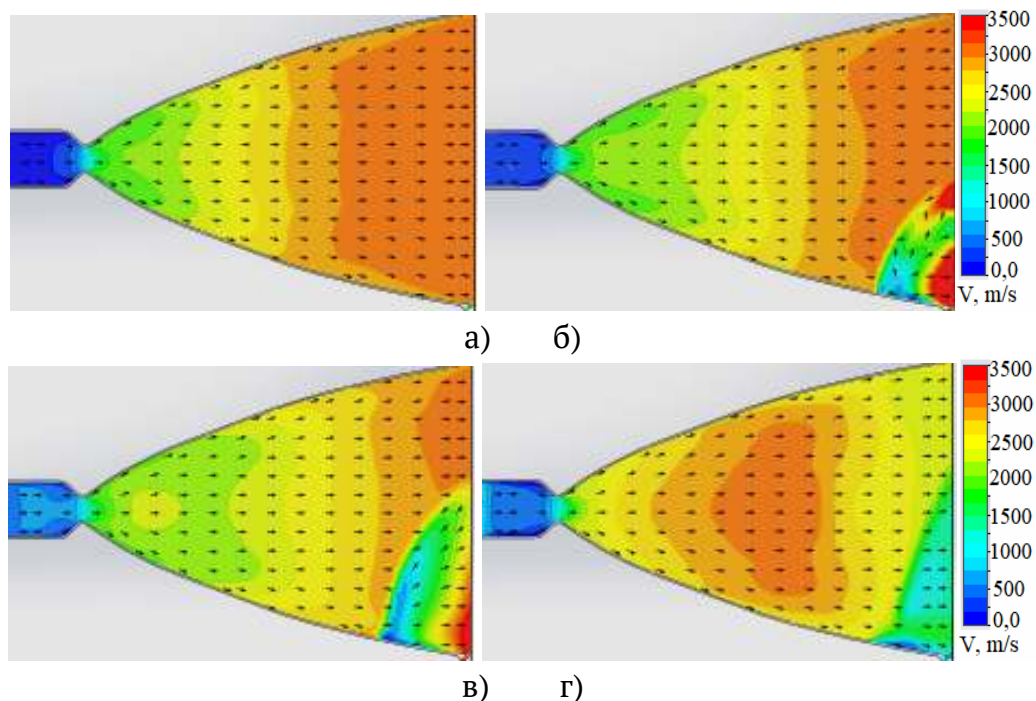
но орієнтувати по осі камери згорання. Для створення бокової сили можна використовувати тільки вплив ударної хвилі на надзвуковий потік.



а) до детонаційного вдуву; б) 0,0001с після вдуву;

в) 0,0003с після вдуву; г) 0,001с після вдуву

Рисунок 3 – Розподіл швидкості по соплу при куті вдуву  $90^\circ$



а) до детонаційного вдуву; б) 0,0001с після вдуву;

в) 0,0005с після вдуву; г) 0,001с після вдуву.

Рисунок 4 – Розподіл швидкості по соплу при куті вдуву  $45^\circ$

Однак, моделювання такого випадку показало дуже мале значення імпульсу бокової сили, оскільки через знаходження виходу газогенератора на краю сопла процес взаємодії відбувається за зрізом. Тому наступним кроком в дослідженні може бути оптимізація місця розміщення газогенератора, орієнтованого паралельно осі сопла.

### **Висновки**

Розроблено схему системи керування вектором 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 до осі камери згорання. Розроблена схема вдуву продуктів детонації в сопло може використовуватись для маневрування верхнього ступеня перспективної ракети-носія, для уникнення зіткнення її з елементами космічного сміття.

### **ЛІТЕРАТУРА**

1. Коваленко Т.А. Космические ступени как объект управления / Т.А. Коваленко, Ю.Д. Шептун // Информационные технологии в управлении сложными системами: сборник докладов. – 2011. – С. 210 – 213.
2. Василів С.С. Застосування детонації для керування напрямком вектору тяги ракетного двигуна / С. С. Василів, Г. О. Стрельников, Н. С. Прядко // Журнал «InterConf» (78). – 2021. – С. 272 – 282.
3. Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун. – Днепропетровск : ДНУ, 2010. – 264 с.
4. Ракета как объект управления / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун / под ред. С. Н. Конюхова. – Днепропетровск : Арт – Пресс, 2004. – 544 с.
5. Ерохин Б.Т. Теоретические основы проектирования РДТТ / Б.Т. Ерохин. – М. : Машиностроение, 1986. – 206 с.
6. Шишков А.А. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива / А. А. Шишков, С. Д. Панин, Б. В. Румянцев. – М.: Машиностроение, 1988. – 240 с.
7. Физика взрыва / под ред. Л.П. Орленко. - М. : Физматлит, 2002. – 823 с.
8. Василів С.С. Спосіб управління вектором тяги ракетного двигуна вдувом продуктів детонації в надзвукову частину сопла / С. С. Василів // Abstracts of VII International Scientific and Practical Conference. (November 02-06, 2020). – London, Great Britain, 2020. – P. 691 – 693.

9. Василів С. С. Керування вектором тяги ракетного двигуна вдувом продуктів детонації в надзвукову частину сопла / С. С. Василів, Г. О. Стрельников // Технічна механіка. – 2020. – №4. – С. 29 – 34.

#### REFERENCES

1. Kovalenko T.A. Space steps as an object of control / T. A. Kovalenko, Yu. D. Sheptun // Information technologies in the management of complex systems: a collection of reports. – 2011. – P. 210 – 213.
2. Vasiliv S.S. SDirect detonation for direct correction of the thrust vector of a rocket engine / S. S. Vasiliv, G. O. Strelnikov, N. S. Pryadko // Journal «InterConf» (78). – 2021. – P. 272 – 282.
3. Dynamic design of missiles. Problems of dynamics of rockets and their space stages / I.M. Igdalov, L.D. Kuchma, N.V. Polyakov, Yu.D. Sheptun. – Dnepropetrovsk: DNU, 2010. – 264 p.
4. Rocket as an object of control / I.M. Igdalov, L.D. Kuchma, N.V. Polyakov, Yu.D. Sheptun / ed. S.N. Konyukhova. – Dnepropetrovsk : Art - Press, 2004. – 544 c.
5. Erokhin B.T. Theoretical foundations for the design of solid propellant rocket engines / B. T. Erokhin. – M. : Mechanical engineering, 1986. – 206 p.
6. Shishkov A.A. Working processes in solid propellant rocket engines / A. A. Shishkov, S. D. Panin, B. V. Rummyantsev. – M.: Mechanical engineering, 1988. – 240p.
7. Explosion physics / ed. L. P. Orlenko. - M. : Fizmatlit, 2002. – 823 p.
8. Vasylyiv S.S. A method of controlling the thrust vector of a rocket engine by blowing detonation products into the supersonic part of the nozzle S. S. Vasiliv // Abstracts of VII International Scientific and Practical Conference. (November 02-06, 2020). – London, Great Britain, 2020. – P. 691 – 693.
9. Vasiliv S.S. Control of the thrust vector of a rocket engine by blowing detonation products into the supersonic part of the nozzle / S.S. Vasiliv, G.O. Strelnikov // Technical mechanics. – 2020. – №4. – P. 29 – 34.

Received 01.03.2023.  
Accepted 03.03.2023.

#### ***Study of the flow structure during the injection of detonation products into the supersonic nozzle***

*The gradual unloading of the space stage by undocking objects from it or an emergency situation due to the undocking of one of the spacecraft leads to mass asymmetry. In outer space there is also the problem of the collision of a space object with elements of space debris. Therefore, the relevance of the topic of this work is determined by the need to develop a system for avoiding the collision of a rocket with elements of space debris*

*and controlling the flight, observing the programmed trajectory of movement. The gas-dynamic aircraft system is characterized by the highest speed control. Injection of detonation products into the supercritical part of the nozzle was used as a gas-dynamic system. Modeling was carried out in the SolidWorks application software package. The purpose of the work is to develop alternative methods of the thrust vector control of the upper stage rocket engine. The scheme of the system for the thrust vector control of a rocket engine by the effect of a detonation wave on the gas flow in its nozzle has been developed. The simulation was carried out in a non-stationary flat model at angles to the axis of the combustion chamber of 90°, 60°, 45°, 30° and parallel to the axis, - 0°. The location of the detonation gas generator was near the nozzle section. Numerical simulation revealed that the impact of the detonation wave on the main gas flow in the nozzle causes two power factors. The first force factor is due to the reactive force when detonation products are thrown into the nozzle and on the wall of the high pressure zone where the detonation gas generator is located. The second force factor is due to the change in pressure distribution on the nozzle surface, where high pressure zone creates reflecting on it. The dependence of the relative lateral force on the injection angle of detonation products into the combustion chamber over time has been obtained. The structure of the flow according to the patterns of the velocity distribution in the nozzle during the injection of detonation products is also considered. In cases when the injection is blown at 90° and 45°, the release of detonation products initiates a shock wave of high intensity, which moves against the supersonic flow, retarding it. The developed scheme can be used for maneuvering the upper stage of a prospective launch vehicle to avoid its collision with elements of space debris.*

**Василів Степан Степанович** – к.т.н., науковий співробітник Інституту технічної механіки НАН України і ДКА України.

**Тернова Катерина Віталіївна** – к.т.н., старший науковий співробітник Інституту технічної механіки НАН України і ДКА України.

**Vasyliv Stepan Stepanovych** - Ph.D., researcher at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and DKA of Ukraine.

**Ternova Kateryna Vitaliyivna** - Ph.D., senior researcher, Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine,