УДК 629.7.036 https://doi.org/10.15407/itm2020.04.029

С. С. ВАСИЛІВ, Г. О. СТРЕЛЬНИКОВ

КЕРУВАНННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГУНА ВДУВОМ ПРОДУКТІВ ДЕТОНАЦІЇ В НАДЗВУКОВУ ЧАСТИНУ СОПЛА

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпро, Україна, 49005; e-mail: gl_konstruktor@ukr.net

При рішенні нетрадиційних задач керування польотом ракети, зокрема для умов ударного впливу ядерного вибуху, необхідні нетрадиційні підходи до організації керування вектором тяги ракетного двигуна. Було розглянуто різні схеми газодинамічних систем керування вектором тяги, що парирують ударний вплив на ракету. При цьому з'ясовано, що динамічні характеристики традиційних газодинамічних систем керування вектором тяги не дозволяють вирішити задачу парирування ударного впливу на ракету. Показано, що відповідні динамічні характеристики можуть забезпечити збурення надзвукового потоку вдувом в сопло продуктів детонації з головною ударною хвилею, що поширюється у надзвуковому потоці. Саме такий випадок збурення надзвукового потоку в соплі ракетного двигуна досліджується в даній роботі.

З метою виявлення принципів створення керуючих зусиль та забезпечення збурення надзвукового потоку вдувом в сопло продуктів детонації з головною ударною хвилею, що поширюється у надзвуковому потоці, проведено комп'ютерне моделювання течії в соплі. За основу було взято сопло двигуна 11Д25 розробки ДП КБ «Південне», що використовується на третьому ступені ракети-носія «Циклон-3». Схема керування вектором тяги орієнтована на використання детонації основних компонентів палива.

Числовим моделюванням отримано еволюцію детонаційної хвилі в надзвуковому потоці сопла камери згорання. Згідно характеру розповсюдження збурення в соплі, бокова сила від збурення має знакозмінний характер зі стабілізацією збурення за знаком і величиною при підході до критичного перетину сопла. Значення відносної бокової сили досягається на рівні, достатньому для парирування великих збурюючих моментів малої тривалості. Таким чином виявлено силові фактори, що можуть використовуватись для реалізації керування вектором тяги ракетного двигуна. Подальші дослідження необхідно зорієнтувати на пошук оптимального розміщення місця вдуву продуктів детонації з метою запобігання взаємної компенсації силових факторів.

Ключові слова: *детонація, ракетний двигун, вдув газу, надзвукова частина, сопло, ударна хвиля.*

For solving non-traditional problems of rocket flight control, in particular, for the conditions of impact of a nuclear explosion, non-traditional approaches to the organization of the thrust vector control of a rocket engine are required. Various schemes of gas-dynamic thrust vector control systems that counteract impact actions on the rocket were studied. It was found that the dynamic characteristics of traditional gas-dynamic thrust vector control systems do not allow one to solve the problem of counteracting impact actions on the rocket. Appropriate dynamic characteristics can provide a perturbation of the supersonic flow by injecting into the nozzle the detonation products with the main shock wave propagating in the supersonic flow. This way to perturb the supersonic flow in a rocket engine nozzle is investigated in this paper.

In order to identify the principles of producing control forces and provide a perturbation of the supersonic flow by injecting into the nozzle the detonation products with the main shock wave propagating in the supersonic flow, a computer simulation of the nozzle flow was performed. The nozzle of the 11D25 engine developed by Yuzhnoye State Design Office and used in the third stage of the Cyclone-3 launch vehicle was taken as a basis. The thrust vector control scheme relies on the use of the main fuel component detonation.

The evolution of the detonation wave in the supersonic flow of the combustion chamber nozzle was simulated numerically. According to the nature of the perturbation propagation in the nozzle, the lateral force from the perturbation has an alternating character with the perturbation stabilization in sign and magnitude when approaching the critical nozzle section. The value of the relative lateral force is sufficient for counteracting large disturbing moments of short duration. Thus, the force factors that can be used to control the rocket engine thrust vector are identified. Further research should focus on finding the optimal location of the detonation product injection in order to prevent mutual compensation of force factors.

Keywords*: detonation, rocket engine, gas injection, supersonic portion, nozzle, shock wave.*

Вступ. Вимоги до ракетних двигунів спонукають розробників до пошуку нових можливостей покращення характеристик виробів та зниження їх вартості. Реалізація нових схем починається з всебічного аналізу їх працездатності та ефективності в порівнянні з аналогами. В результаті такого підходу кожен наступний двигун має кращі енергомасові характеристики, більш стійкі до впливу зовнішніх факторів. При цьому мають розширені можливості з точки зору управління процесами в камері згорання та вектором тяги.

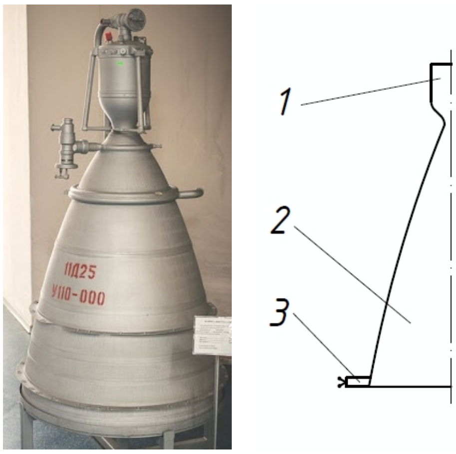
1 Постановка задачі. Несиметричне збурення надзвукового потоку локальною перешкодою на стінці сопла ракетного двигуна використовується в газодинамічних системах керування вектором тяги двигуна в системі керування польотом ракети. Перешкода на стінці сопла для створення бокової управляючої сили може бути різною, зокрема – вдув газу, впорскування рідини, тверда перешкода або їх комбінація. Вказані випадки збурення надзвукового потоку газу перешкодою на стінці досліджувались з 60-років минулого століття різними авторами як теоретично, так і експериментально [1]. Було досліджено механізми збурення надзвукового потоку, розроблено різні конструкції газодинамічних систем керування вектором тяги ракетного двигуна, методи їх розрахунку. Досліджено статичні і динамічні характеристики таких систем керування вектором тяги.

При рішенні нетрадиційних задач керування польотом ракети, зокрема, для умов ударного впливу ядерного вибуху, необхідні нетрадиційні підходи до організації збурення потоку в соплі ракетного двигуна. Було запропоновано різні схеми газодинамічних систем, що парирують ударний вплив, наприклад [2]. При цьому з'ясовано, що динамічні характеристики традиційних газодинамічних систем керування вектором тяги не дозволяють вирішити задачу парирування ударного впливу на ракету. Відповідні динамічні характеристики може забезпечити збурення надзвукового потоку вдувом в сопло продуктів детонації з головною ударною хвилею, що поширюється у надзвуковому потоці. Саме такий випадок збурення надзвукового потоку в соплі ракетного двигуна досліджується в роботі.

Тенденції сучасного ракетобудування передбачають використання кластерних запусків космічних апаратів. Така схема приваблива максимальним використанням потенціалу ракети-носія, однак має і свої недоліки. Перш за все це кількість апаратів і відповідно складність врахування масової асиметрії в процесі відстикування кожного з них. Це зумовлює необхідність в керуючих зусиллях, які мають порядок тяги маршових двигунів верхніх ступенів, що не завжди енергетично вигідно. Окрім того, при не відстикуванні одного з космічних апаратів, виникає аварійна ситуація, яка не дозволяє продовжувати політ і вивести на орбіти решту елементів корисного навантаження. Відомі випадки, коли через позаштатний режим роботи верхнього ступеня ракетиносія не виконувалось завдання польоту. Для підвищення надійності керування польотом ракети та її стабілізації на орбіті необхідно, щоб задачі парирування нерозрахункових збурюючих моментів виконувала допоміжна система керування космічним ступенем ракети. Критерію швидкодії найбільше відповідає схема керування вектором тяги вдувом газу в надзвукову частину сопла. Однак відомо, що генерація газів відбувається більш ефективно при детонації [3, 4]. Тому авторами пропонується схема управління вектором тяги ракетного двигуна вдувом продуктів детонації в надзвукову частину сопла (рис. 1). Принципова відмінність цієї схеми від існуючих полягає в способі отримання газу для вдуву та його взаємодії з основним потоком.

2 Вибір об'єкту досліджень. Детонаційний процес характеризується швидкоплинністю, а відтак хвилевою імпульсною природою впливу на середовище, в якому він відбувається або з яким контактує [5]. Тому при виході в сопло ракетного двигуна детонаційна хвиля рухатиметься з надзвуковою швидкістю. Цілком ймовірно, що швидкість її може бути вищою за швидкість потоку продуктів горіння двигуна. Це залежить від речовини чи суміші, що детонує в газогенераторі. З огляду на цей фактор місце вдуву доцільно розмістити на зрізі сопла. Окрім того близьке розміщення місця вдуву може привести до її проникнення в дозвукову частину камери згорання. Це може негативно вплинути на стійкість процесу горіння [6].

Мета досліджень – дослідження взаємодії продуктів детонації, що вдуваються через отвір в стінці сопла, з основним потоком. За основу було взято сопло двигуна 11Д25 (рис. 1, де а) – двигун з соплом, б) – схема розміщення детонаційного газогенератору на його соплі), що використовується на третьому ступені ракети-носія «Циклон-3».



а) б)

1 – камера згорання; 2 – сопло; 3 – детонаційний газогенератор;

Рис. 1 – Двигун верхнього ступеню

3 Результати досліджень. Числове моделювання проводилося в нестаціонарній постановці. В камері згорання задавався тиск продуктів горіння – $9{,}17 \cdot 10^6$ Па з температурою 3456 К, на зрізі сопла 3040 Па, 1003 К. Оскільки в літературі немає інформації про параметри детонації суміші несиметричного диметилгідразину (НДМГ) з азотним тетроксидом, то для моделювання було використано дані детонації НДМГ з газоподібним киснем [6].

Стехіометрична суміш газоподібного несиметричного диметилгідразину з киснем характеризується наступними параметрами газової детонації [6]:

швидкість детонаційної хвилі – D=2476 м/с;

число Маха – M0=8,41;

перепад тиску – $p_1/p_2 = 42{,}2$;

температура – T=3846 К;

рівноважний показник адіабати – 1,175.

Тиск за фронтом детонації вибраний 10^7 Па. А тиск компонентів палива в детонаційному газогенераторі рівний $2{,}37 \cdot 10^5$ Па.

На рис. 2 наведено отримані при числовому моделюванні картини розподілу статичного тиску в камері згоряння на обраних відрізках часу ^{2} = (0 – 0,017) с (рис. 2).

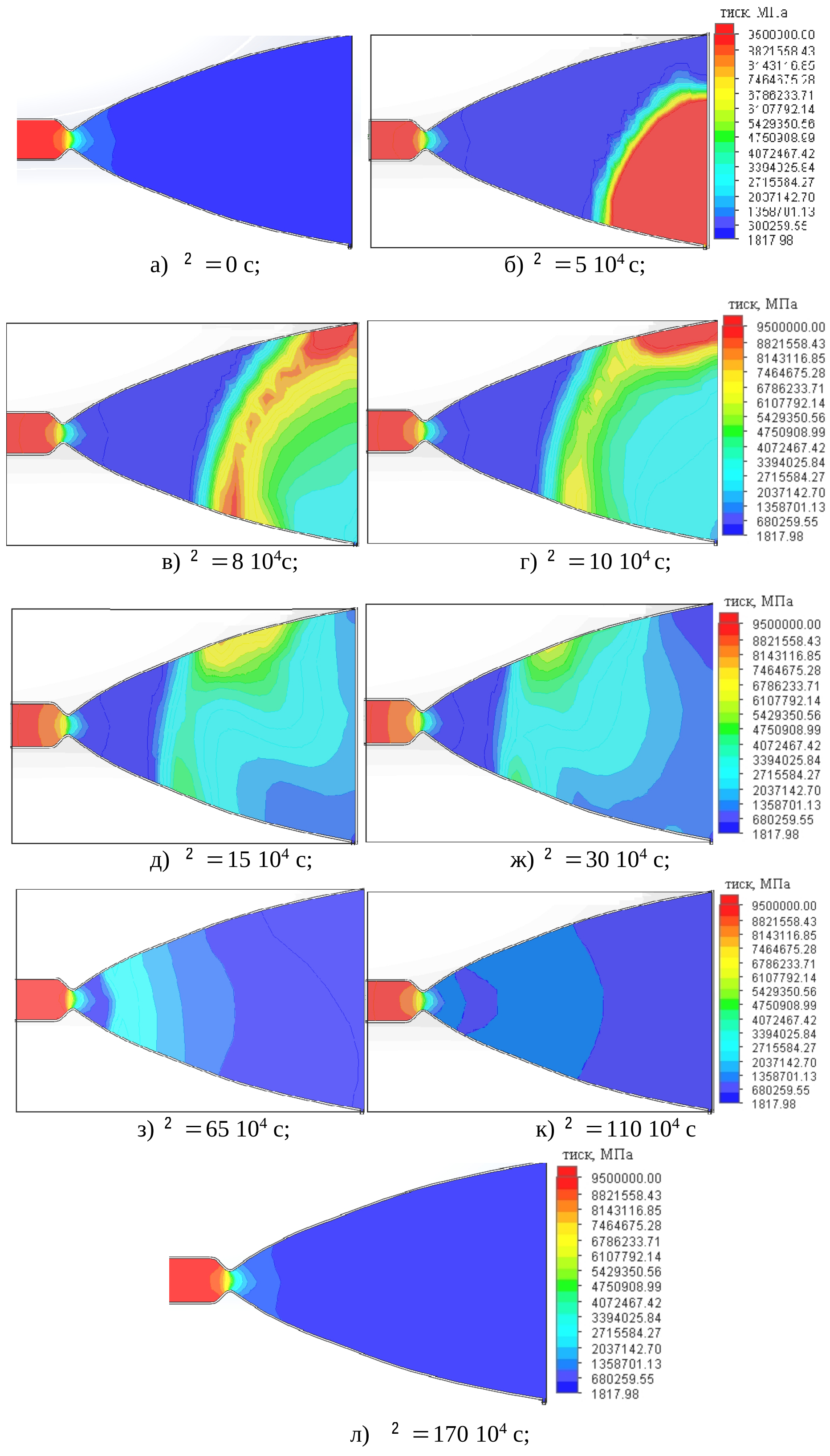


Рис. 2 – Картини розподілу тиску по соплу з плином часу.

Одержані картини розповсюдження детонаційної хвилі в соплі показують, що ударна хвиля рухається проти основного потоку в соплі. При цьому найбільший тиск і відповідно керуючі зусилля наблюдається на протилежній стінці (при впливі на неї ударної хвилі). Разом з тим, виявлено імпульс від масопідводу. Тобто виникає ситуація, коли один вплив компенсує інший.

Детонаційна хвиля від отвору інжекції (рис. 2, б)) розповсюджується навер по збігаючому потоку, досягаючи критичного перетину сопла (рис. 2. з)), де практично втрачає швидкість, проникаючи у трансзвукову область сопла (рис. 2, ж)). На початковій стадії хвиля розповсюджується від джерела збудження в бік протилежної стінки (рис. 2, б) – 2, г)).

Таким чином, сила від збудження надзвукового потоку детонаційною хвилею має знакозмінний характер: від позитивної сили, що направлена в бік джерела збудження, до її від'ємного за знаком значення при переході ударної хвилі на протилежну стінку сопла.

Виходячи з часу розповсюдження хвилі і габаритів сопла, середня швидкість хвилі повз сопла проти основного потоку становить приблизно 150 м/с. Однак вихід продуктів детонації з високою швидкістю та тиском також створюють зусилля. Тобто виникає ситуація, коли від вдуву виникають два силові фактора, які мають різний напрямок. На рис. 3 проілюстровано залежність бокової сили від часу.

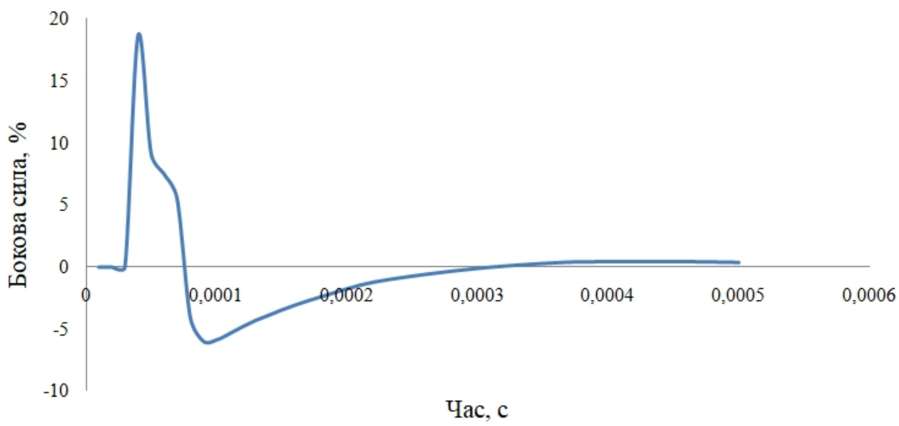


Рис. 3 – Залежність бокової сили від часу.

Перший стрибок до значення 18,6 % від тяги камери обумовлений виходом продуктів детонації з високою швидкістю та тиском. Тривалість його не висока у зв'язку з швидкоплинністю процесу детонації та малими розмірами детонаційного газогенератора.

Другий стрибок в протилежному напрямі викликаний впливом ударної хвилі на надзвуковий потік в соплі. По мірі зниження інтенсивності ударної хвилі значення бокової сили падає до нуля.

Наступним кроком до вивчення впливу детонаційної хвилі на надзвуковий потік в соплі ракетного двигуна може бути оптимізація місця розміщення з метою усунення одного з силових факторів для запобігання їх взаємної компенсації.

Висновки. Комп'ютерне моделювання розповсюдження збурення надзвукового потоку в соплі ракетного двигуна показало наступне.

Збурення розповсюджується від джерела (генератора) в сторону протилежної стінки сопла і проти направлення основного потоку, досягаючи критичного перетину сопла. Згідно характеру розповсюдження збурення в соплі, бокова сила від збурення має знакозмінний характер за знаком і величиною зі стабілізацією збурення при підході до критичного перетину сопла.

Значення відносної бокової сили досягається на рівні достатньому для парирування великих збурюючих моментів малої тривалості. Подальші дослідження необхідно зорієнтувати на пошук оптимального розміщення місця вдуву продуктів детонації з метою запобігання взаємної компенсації силових факторів.

1 *Коваленко Н. Д.* Возмущения сверхзвукового потока при массотеплоподводе. Киев: Наукова думка, 1980. 220 с.

2 Патент України на винахід 108677 Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун з його застосуванням /Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Шептун Ю. Д., Коваленко Г. М., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П. заявл. 08.07.13, а2013 08511. Опубл. 25.05.2015; бюл №10.

3 *Быковский Ф. А., Ждан С. А.* Непрерывная спиновая детонація. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013 423 с.

4 Импульсные детонационные двигатели / под ред. д.ф.-м.н. *С.М. Фролова.* М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. 592 с.

5. *Tsuboi, E. Seiichiro, A. K. Hayashi, T. Kojima.* Front Cellular Structure and Thrust Performance on Hydrogen-Oxygen Rotating Detonation Engine. Journal of Propulsion and Power. 2017. № 33(1). P. 100–111. https://doi.org/10.2514/1.B36095

6 Коваленко Н. Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. Днепропетровск: ИТМ НАН и НКА Украины, 2003. 412 с.

7 *Васильев А. А.* Характеристики горения и детонации гидразина и его метилпроизводных. Физика горения и взрыва. 2000. Т. 36, №◦3. С. 81–96.

Отримано 20.11.2020,
в остаточному варіанті 02.12.2020