

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ВПЛИВУ ПРОДУКТІВ ДЕТОНАЦІЇ НА НАДЗВУКОВИЙ ПОТІК ПОВІТРЯ

Анотація. Актуальність роботи обумовлена необхідністю підвищення швидкодії і величини керуючого імпульсу ракетних двигунів, для здійснення маневрів в атмосфері. Одним з напрямків, який розглядається в роботі, є застосування детонаційного шнурового двигуна. Оскільки при його роботі генерується ударна хвиля високої інтенсивності, то газодинамічні ефекти при її розповсюдженні також можна використати для корекції траєкторії польоту ракети. Найбільший вплив такої системи керування вектором тяги буде реалізовуватися при обтіканні поверхні ракети надзвуковим набігаючим потоком повітря. Мета роботи – оцінка параметрів взаємодії продуктів детонації з надзвуковим потоком повітря. Для досягнення мети застосовується чисельне моделювання. Визначено діапазон тиску та тривалість процесу, що дозволяє провести вибір обладнання та планування експерименту. Отримано картини розподілу швидкості та тиску в моделі з плинном часу. Результати моделювання будуть використовуватися для проведення експериментальних досліджень.

Ключові слова: детонація, шнуровий двигун, надзвуковий потік, ударна хвиля.

Постановка проблеми. Ракети різних типів, що запускаються з поверхні Землі, долають опір атмосфери. При цьому частка кінетичної енергії втрачається на подолання атмосферного впливу. Але аеродинамічний вплив можна також використовувати для керування польотом ракети [1]. Для цього необхідно мати можливість змінювати в польоті тим чи іншим способом сили, що на неї діють. Використовують або зміну вектора тяги, або поверхневі сили – ті, які можуть утворювати моменти відносно центра мас ракети. Змінюючи величину і напрямок дії цих сил, змінюють величину і напрямок вектора швидкості ракети. Ця зміна відбувається за рахунок органів керування ракети.

Існує два способи створення керуючих сил та моментів [2]:

- аеродинамічний;
- газодинамічний.

Принцип створення керуючих сил та моментів аеродинамічними та газодинамічними органами керування практично однаковий, різниця тільки у робочому тілі, що взаємодіє з рулями. У першому випадку (аеродинамічні органи керування) як робоче тіло використовується повітря, у якому відбувається політ літального апарата, а в іншому випадку (газодинамічні органи керування) – газовий потік ракетного двигуна [3]. На даний час існує велика кількість органів керування, що використовуються на сучасній ракетній техніці [4-6]. Газодинамічні системи зазвичай використовуються в ракетних двигунах з метою зміни вектора тяги [7], рідше - для створення несиметричного обтікання повітрям корпусу [8]. Але застосування детонаційного процесу для подібної схеми може мати кращі енергетичні та динамічні характеристики в порівнянні з існуючими системами. Керуюча сила в такій схемі створюється не лише за рахунок реактивної сили маси продуктів детонації, що викидаються з газогенератора, але й впливом інтенсивної ударної хвилі на картину обтікання ракети надзвуковим потоком. Тому цікаво провести оцінку працездатності та ефективності в експерименті.

Одне з головних завдань проведення експериментальних досліджень полягає у створенні наукової бази даних. Ця інформація обробляється статистичними методами, визначається похибка вимірювань. Верифікація чисельних розрахунків з експериментом дозволяє розробити модель процесу взаємодії детонаційної хвилі з надзвуковим потоком.

Мета дослідження – апріорне чисельне дослідження впливу детонаційної хвилі на надзвуковий потік в соплі.

Моделювання проводилося в прикладному програмному пакеті Solid Works. Геометричні параметри моделі проілюстровані на рис. 1 і збігаються з експериментальною моделлю. Вона являє собою плоске сопло, одна з стінок має більшу довжину за іншу і імітує поверхню ракети. Повітря, розганяючись в соплі до надзвукових швидкостей з числом Маха $M=1,3...2$, обтікає цю стінку. Розміщуючи в ній пристрої, що впливають на потік, можна дослідити їх вплив і можливість створення бокової (керуючої) сили. При застосуванні детонації для збурення потоку в ньому породжується інтенсивна ударна хвиля, яка змінює розподіл тиску по поверхні стінки. Для фіксації цього збурення з часом в стінці виготовлено отвори для датчиків тиску.

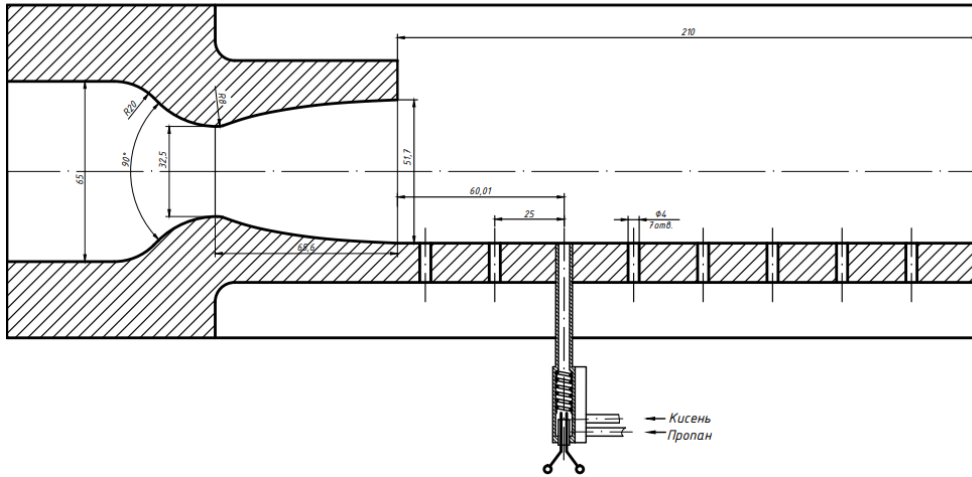


Рисунок 1 – Схема експериментальної моделі

Модель для чисельного експерименту являла собою прямокутну область, в лівому нижньому куті якої знаходилася зона постачання повітря зі швидкістю 500 м/с і атмосферним тиском на зрізі сопла. Нижня сторона була не проникною і імітувала поверхню ракети. Всі інші - проникні стінки. Тиск зовнішнього середовища рівний атмосферному. На відстані 60 мм на нижній стінці розміщено зону, через яку здійснювався вдув продуктів детонації. Оскільки в експерименті планується застосовувати компоненти палива пропан/кисень, то в моделюванні використовувалися параметри їх детонації при початковому тиску рівному атмосферному.

Моделювання проводилося в плоскій нестационарній постановці.

Для моменту часу, коли потік вирівнявся, тиск на всій області моделі майже однаковий і дорівнює атмосферному. Графік швидкості проілюстрований на рис. 2.

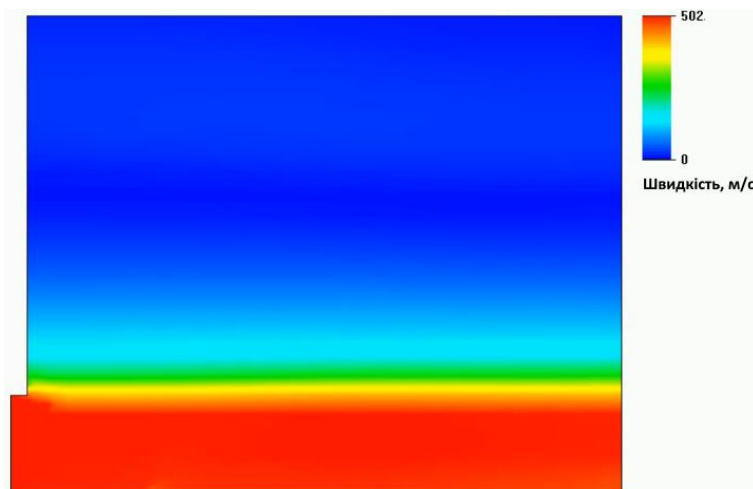
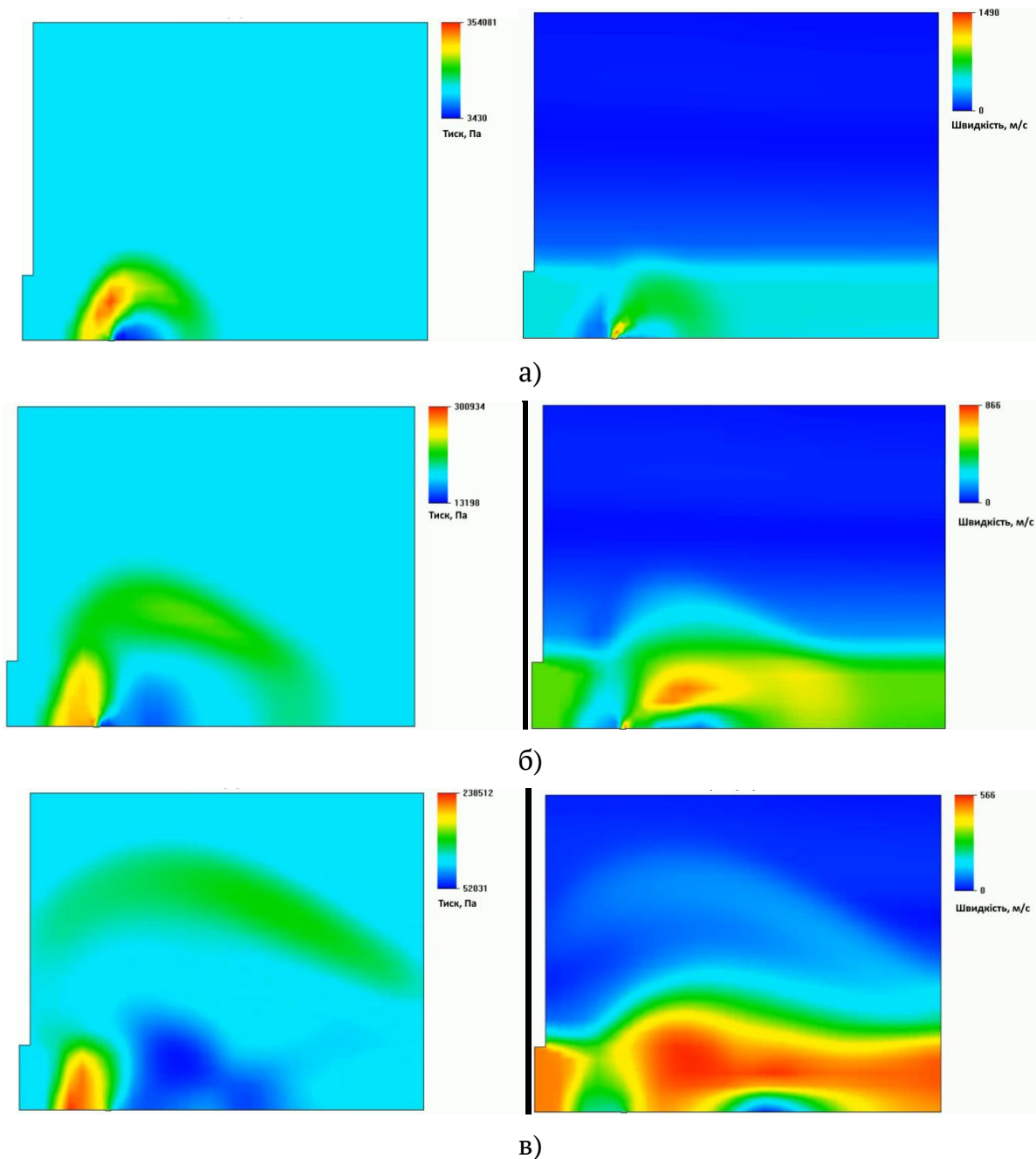
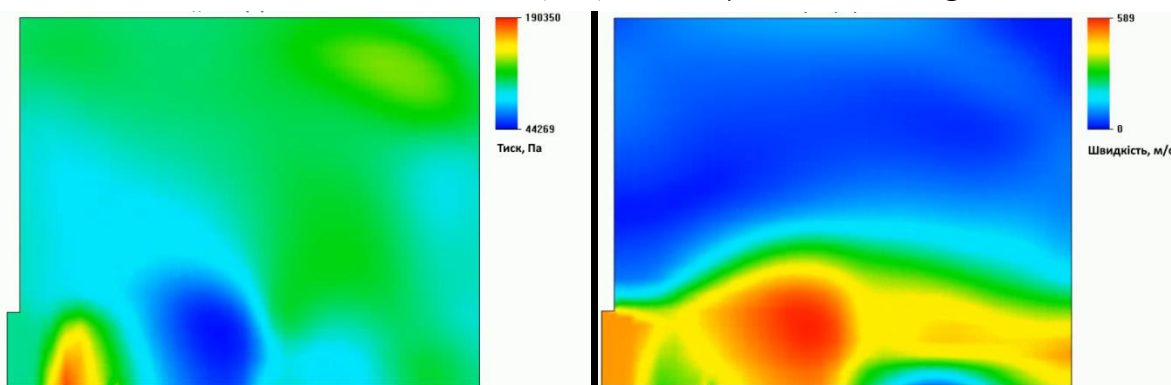


Рисунок 2 – Розподіл швидкості по розрахунковій області

В певний момент часу ініціюється детонаційна хвиля і продукти детонації вдуваються в надзвуковий потік, породжуючи інтенсивну ударну хвилю. Оскільки в моделі немає верхньої стінки, то ударна хвиля розповсюджується в навколишнє середовище, виходячи з надзвукового потоку. Еволюцію ударної хвилі в картинах тиску і швидкості проілюстровано на рис. 3.





г)

Рисунок 3 – Розподіл тиску і швидкості з плином часу: а) $t=0,0001$ с;
б) $t=0,0002$ с; в) $t=0,0004$ с, г) $t=0,0006$ с

Максимальне значення тиску на поверхні стінки - $3,5 \cdot 10^5$ Па. Детонаційна хвиля, виходячи в надзвуковий потік повітря, що обтікає ракету, породжує інтенсивну ударну хвилю. Вона змінює розподіл тиску по поверхні стінки. Продукти детонації, розширюючись створюють за газогенератором зону розрідження. Час, протягом якого відбувається процес вдуву, становить 2 мс, а відновлення потоку триває ще 3 мс. Тому для проведення експерименту необхідні датчики тиску з частотою реєстрації не менше 1 кГц. Для відео фіксації структури потоку камера повинна мати частоту більше 1000 кадрів /с.

Висновки. Проведено апріорне чисельне моделювання з метою оцінки параметрів взаємодії продуктів детонації з надзвуковим потоком повітря. Визначено діапазон тиску та тривалість процесу, що дозволяє провести вибір обладнання та планування експерименту. Отримано картини розподілу швидкості та тиску в моделі з плином часу.

ЛІТЕРАТУРА

1. 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.
2. Проектирование зенитных управляемых ракет / Под ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова. – Изд. МАИ. – 1999. – 728 с.
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. Flamm, J. D., Deere, K. A., Mason, M. L., Berrier, B. L., and Johnson, S. K., Experimental Study of an Axisymmetric Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle for

Supersonic Aircraft Application / 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 08 July 2007 - 11 July 2007, Cincinnati, OH.

5. Eilers, S.D., Wilson, M.D., Whitmore, S.A., Peterson, Z.W. Side-force amplification on an aerodynamically thrust-vectoring aerospike nozzle / J. Propuls. Power. –Vol. 28. – 2012. P. 811–819.

6. Katzmann J.S., Propst M., Tajmar M., Bach Ch. Investigation of Aerodynamic Thrust-Vector Control for Aero-Spike Nozzles in Cold Gas Experiments / Conference: Space Propulsion. – 2021. – P. 1 – 12.

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

8. Скоростная противоракета 5Я26 для системы С-225 / Эскизный проект. Том 1. Книга 6. Бортовая аппаратура управления ракеты 5Я26. Часть I. Автопилот 5А13. – КБ «Стрела». – 1971. – 411с.

REFERENCES

1. 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 с.

2. Design of anti-aircraft guided missiles / Ed. I.S. Golubeva and V.G. Svetlova - Ed. MAI - 1999. - 728 p.

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. Flamm, J. D., Deere, K. A., Mason, M. L., Berrier, B. L., and Johnson, S. K., Experimental Study of an Axisymmetric Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle for Supersonic Aircraft Application / 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 08 July 2007 - 11 July 2007, Cincinnati, OH.

5. Eilers, S.D., Wilson, M.D., Whitmore, S.A., Peterson, Z.W. Side-force amplification on an aerodynamically thrust-vectoring aerospike nozzle / J. Propuls. Power. –Vol. 28. – 2012. P. 811–819.

6. Katzmann J.S., Propst M., Tajmar M., Bach Ch. Investigation of Aerodynamic Thrust-Vector Control for Aero-Spike Nozzles in Cold Gas Experiments / Conference: Space Propulsion. – 2021. – P. 1 – 12.

7. Kovalenko N.D. The rocket engine as the executive body of the rocket flight control system / N.D. Kovalenko. - Dnipropetrovsk. : ITM NAS and SSA of Ukraine. - 2003. - 412 p.

8. High-speed anti-missile 5Y26 for the S-225 system / Sketch project. Volume 1. Book 6. On-board control equipment of the 5Я26 rocket. Part I. Autopilot 5А13. - CB "Strela". - 1971. - 411 p.

Received 26.04.2024.

Accepted 30.04.2024.

***Numerical simulation of the influence of detonation products
on a supersonic airflow process***

Currently, there is a large number of control bodies used in modern rocket technology. Gasdynamic systems are usually used in rocket engines to change the thrust vector, less often - to create asymmetric air flow around the case. But the application of the detonation process for such scheme can have better energy and dynamic characteristics compared to existing systems. The driving force in such scheme is created not only by the reactive mass force of detonation products ejected from the gas generator, but also by the effect of an intense shock wave on the pattern of supersonic flow around the rocket. Therefore, it is necessary to evaluate the performance and efficiency of the experiment.

The purpose of the study is a priori numerical study of the detonation wave effect on the supersonic flow in the nozzle.

Modeling was carried out in the Solid Works application software package.

The geometric parameters of the model coincide with the experimental model. It is a flat nozzle, one of the walls is longer than the other and imitates the surface of the rocket. Air, accelerating in the nozzle to supersonic speeds with Mach number $M=1.3...2$, flows around this wall. Setting devices affecting the flow in it, it is possible to investigate their influence and the possibility of creating a lateral (controlling) force. When detonation is used to disturb the flow, an intense shock wave is generated in it, which changes the pressure distribution on the wall surface. Some holes for pressure sensors are made in the wall to fix this disturbance over time.

A priori numerical modeling was carried out in order to estimate the parameters of the interaction of detonation products with the supersonic air flow. The pressure range and duration of the process have been determined, which allows selection of equipment and planning of the experiment. Patterns of velocity and pressure distribution in the model over time were obtained.

Key words: detonation, string engine, supersonic flow, shock wave.

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

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

Ternova Katerina Vitalivna – senior researcher, Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine, PhD.

Vasiliv StepanStepanovych – senior researcher, Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine, PhD.