

УДК 629.7.036

С. С. Василів

*Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України*

РОЗРОБКА МОДЕЛІ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ГАЗИФІКАЦІЇ ПАЛИВА В СПІНОВІЙ ДЕТОНАЦІЙНІЙ ХВИЛІ

Розглянуто задачу створення моделі ракетного двигуна для дослідження газифікації палива у спіновій детонаційній хвилі. На основі аналізу існуючих конструкцій запропоновано розробку з покращеними параметрами. Наведено результати комп'ютерного моделювання поля течії компонентів у порожнинах.

Ключові слова: детонаційний двигун, спінова детонація, конструкторські рішення.

Рассмотрена задача создания модели ракетного двигателя для исследования газификации топлива в спиновой детонационной волне. На основе анализа существующих конструкций предложена разработка с улучшенными параметрами. Приведены результаты компьютерного моделирования поля течения компонентов в полостях.

Ключевые слова: детонационный ракетный двигатель, спиновая детонация, конструкторские решения.

The problem of creating a model of rocket engine to research fuel gasification in spin detonation wave is studied in current work. A development with improved parameters is proposed, using the basis of existing structures analysis. The results of computer simulation of the flow field components in the cavities are given.

Key words: detonation rocket engine, spin detonation, design solutions.

Вступ. Упродовж усієї історії ракетного двигунобудування вчені і конструктори намагаються постійно покращувати характеристики двигунних установок. У розвинених країнах нині проводять дослідження з використання в реактивних двигунах детонаційного горіння. В Україні здійснювалися подібні експерименти наприкінці 80-х рр. Було створено стендове обладнання і декілька моделей твердопаливних двигунів із шнуровими подовженими зарядами. Для газоподібних або рідких компонентів експерименти поки не проводяться, хоча теоретичні напрацювання в даному напрямі наявні.

Дефлаграційне горіння відбувається при дозвукових швидкостях, воно описується циклом Брайтона, який має місце при постійному тиску. Детонаційне горіння відбувається при надзвукових швидкостях, а машини, які його зможуть використовувати, будуть працювати згідно з циклом Хампрі – при постійному об'ємі [1].

Як бачимо з діаграм на рис. 1 і 2, цикл Хампрі відбувається при вищому тиску і меншій ентропії. Термодинамічний ККД по циклу Брайтона визначиться співвідношенням

$$\eta_{\text{Брайтона}} = 1 - \frac{T_A}{T_B}.$$

Дане співвідношення справедливе у припущенні, що

$$\frac{T_A}{T_B} \approx \frac{T_D}{T_C},$$

ККД по циклу Хампрі:

$$\eta_{\text{Хампрі}} = 1 - k \frac{T_A}{T_B} \left[\frac{\frac{1}{T_{C'}^k} - 1}{\frac{T_C}{T_b} - 1} \right]$$

Комплекс $k \left[\frac{\frac{1}{T_{C'}^k} - 1}{\frac{T_C}{T_b} - 1} \right]$ завжди менший за 1, відповідно і $\eta_{\text{Хампрі}} > \eta_{\text{Брайтона}}$.

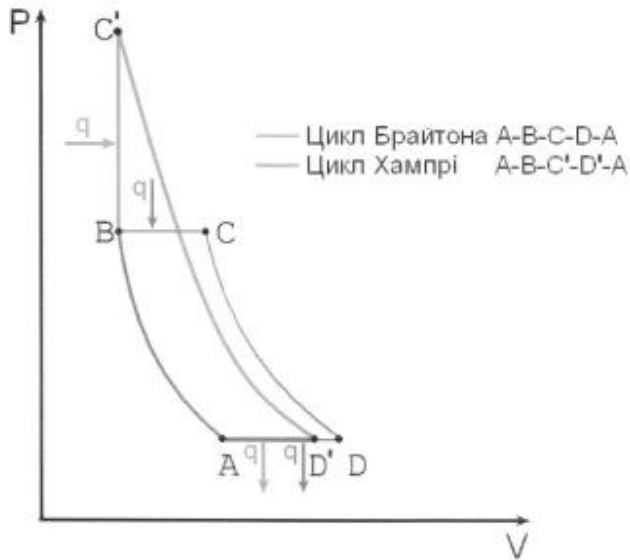


Рис. 1. P-V діаграма для порівняння циклів Брайтона і Хампрі

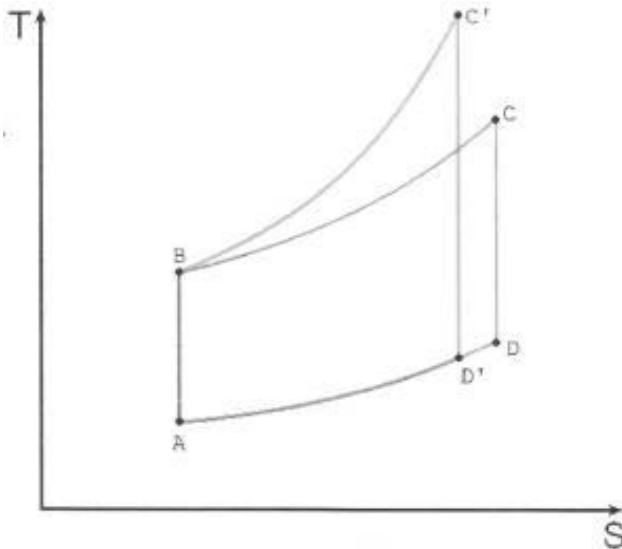


Рис. 2. T-S діаграма для порівняння циклів Брайтона і Хампрі

Багато робіт присвячено ідеї створення пульсуючого детонаційного двигуна. На сьогоднішній день проведено чимало експериментів, побудовано багато моде-

лей таких двигунів. Основним їхнім недоліком є необхідність заповнення камери згорання та ініціація детонаційної хвилі кожного наступного циклу, а це спричиняє обмежену частоту роботи та зниження надійності. Цього недоліку позбавлені двигуни із газифікацією палива в спіновій детонаційній хвилі. Принцип їхньої роботи полягає в подачі суміші в кільцеву камеру згорання та ініціації детонаційної хвилі в тангенціальному напрямку.

Газифікація палива в спіновій детонаційній хвилі є найбільш перспективною, однак роботи хоча й почалися ще в середині минулого століття, дотепер перебувають лише на етапі експериментів. Ще в 60-х рр. здійснені експерименти показали, що при ініціації детонаційної хвилі в кільцевому каналі можна отримати стійку постійну детонацію. Основними критеріями, виявленими в той час, були розміри каналу, які мали бути більшими за розміри детонаційної комірки (див. таблицю). Аналіз аварій на підприємствах і чисельні експерименти з різними газовими сумішами й різними умовами реакції показали, що розмір детонаційної комірки залежить від початкового тиску, коефіцієнта стехіометричного співвідношення компонентів, а також від наявності обмежуючих поверхонь [2].

Таблиця

Довжина детонаційної комірки при початковому тиску 1 атм.

№ з/п	Газова суміш	Довжина детонаційної комірки, мм
1	H ₂ +повітря	15,9
2	CH ₄ +2O ₂	4,5
3	C ₂ H ₂ +повітря	13,6
4	C ₂ H ₂ +2,5O ₂	0,6
5	C ₂ H ₄ +повітря	39
6	C ₂ H ₆ +повітря	88
7	C ₃ H ₈ +повітря	72

Як свідчать експерименти, проведені на сучасних моделях, стабільність хвилі залежить також від якості перемішування компонентів. Дослідниками випробувано багато схем сумішоутворення і в деяких експериментах отримано стабільне горіння в детонаційній хвилі, однак при дуже вузьких параметрах режиму роботи. Хоча вченими проведена чимала кількість досліджень у цьому напрямі, утім багато питань залишаються відкритими.

Постановка завдання. Розглядається завдання створення діючої моделі детонаційного ракетного двигуна із газифікацією палива у спіновій детонаційній хвилі. Конструкція має бути модульною для можливості проведення експериментів зі зміною як геометрії камери згорання, так і компонентів палива та їхніх витрат. Окрім того, необхідною умовою є також безпека проведення експерименту. Конструкторські рішення базуються на аналізі публікацій іноземних авторів з урахуванням вимог технологічності конструкції, її надійності та міцності.

Результати. Для вибору проектних параметрів моделі був проведений аналіз існуючих конструкцій, що використовуються в інших країнах. Діаметри камер згорання коливаються в межах від 40 до 330 мм [3–5]. Тривалість експериментів зазвичай не перевищує декількох секунд. Це обумовлено відсутністю системи терморегуляції, яка ускладнила б модель і не дозволила б виготовити її по модульному принципу. Компоненти палива в таких експериментах зазвичай водень і повітря, або суміш водню, кисню і аргону чи азоту.

Недоліками існуючих конструкцій є недосконалість пристроїв подачі компонентів палива і сумішоутворення в кільцевій детонаційній камері. Окрім цього модель, описана в [5], має недостатньо надійні елементи конструкції та неопти-

мальні габаритні параметри. Зокрема, це колектор окислювача і колектор пального, утворені внутрішнім і зовнішнім кільцем, верхньою й нижньою платформою та з'єднані за допомогою болтів із герметизуючими прокладками. При дефектах прокладок або поверхонь деталей, на яких вони розмішуються, при недотриманні технології складання кільцевої детонаційної камери згорання виникає імовірність змішування компонентів палива в колекторі окислювача або в колекторі пального, що може призвести до вибуху та руйнування конструкції. Розміщення колектора пального за межами габаритного розміру камери знижує і її габаритно-масові характеристики, і двигуна в цілому.

На рис. 3 зображено варіант розробленої моделі.

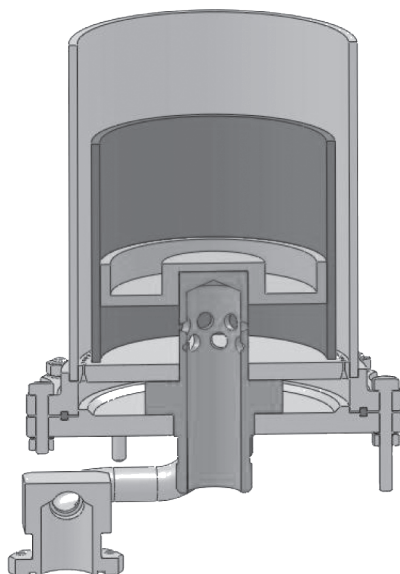


Рис. 3. Варіант № 1 конструкції моделі детонаційного ракетного двигуна

Діаметр камери згорання становить 146 мм, а ширина каналу – 8 мм. Ці розміри були вибрані з огляду на існуючу статистичну інформацію і технологічні можливості. Деталі, що утворюють колектор пального, зварюються в одну деталь, що суттєво знижує ризик змішування компонентів палива у внутрішніх порожнинах за межами камери згорання і, відповідно, ризик вибуху моделі. Зовнішня стінка і центральне тіло можуть змінюватись. На відміну від існуючих моделей у розроблюваній колектор окислювача знаходиться всередині центрального тіла і таким чином майже вдвічі зменшує зовнішній діаметр моделі при тій же камері згорання. Розмір щілинної форсунки може змінюватись, забезпечуючи різне значення коефіцієнта стехіометричного співвідношення і витрат компонентів. Тиск на вході в модель – від 2 до 10 атм. Така модель може бути використана для повторення експериментів, а також для подальших досліджень поведінки детонаційного горіння.

Оскільки подача компонентів палива здійснюється на дозвукових швидкостях, має місце вплив шорсткості поверхні на процес сумішоутворення. З одного боку, чим більшими є нерівності поверхні (чим гірша механічна обробка), тим більше утворюватиметься вихрових потоків, що сприятиме кращому перемішуванню. З іншого боку, детонаційний фронт, контактуючи з такою поверхнею, створюватиме складну дифракційну картину стрибків ущільнення, а розгалужена поверхня камери згорання буде інтенсивніше прогріватись. Описати аналітично цей процес складно, а чисельні експерименти на обчислювальних машинах не враховують усіх факторів, що можуть мати місце в експерименті.

Для покращення сумішоутворення, а також для проведення досліджень описаних вище проблем пропонується ще одна модель. Розміри камери згорання в неї такі ж, як і в попередньої, однак виконання колекторів змінене. З метою покращення сумішоутворення кільцева детонаційна камера згорання дооснащена кільцевою форкамерою із засобами нерозповсюдження детонаційного горіння в порожнину форкамери. Колектори подачі компонентів палива до форсунок розміщені у внутрішньому об'ємі кільцевої камери згорання, вони виготовлені у вигляді збірної конструкції з надійно розділеними порожнинами. Зокрема, колектори виготовлено як зварну деталь – розподільвач, що має форму тіла обертання з центральним входним каналом для пального, а бокові поверхні слугують стінкою колектора окислювача.

Для підвищення якості робочого процесу в детонаційній камері двигуна форсуночну головку виготовлено щільною двокомпонентною, із внутрішнім частковим перемішуванням компонентів палива. Крім того, на її поверхнях виконано турбулізатори струменів, що утворюють зустрічні потоки компонентів і перемішують їх у двох системах вихорів.

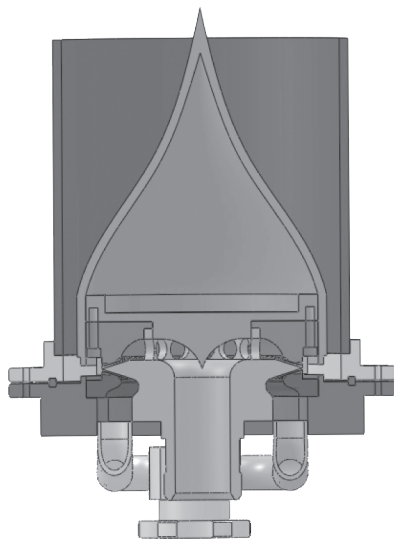


Рис. 4. Варіант № 2 конструкції моделі детонаційного ракетного двигуна

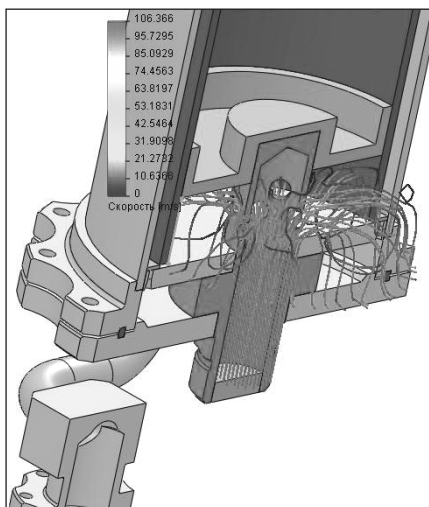
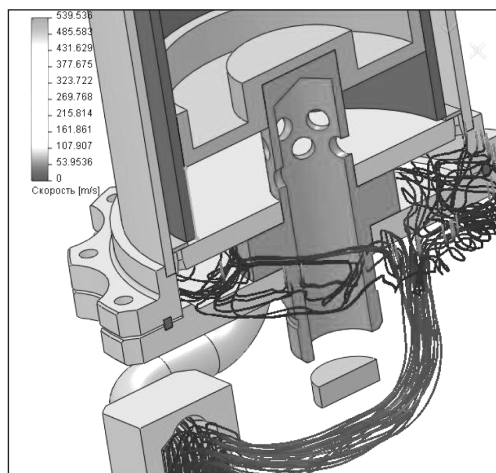
З метою підвищення технологічності дослідження та відпрацювання робочого процесу в камері згорання форсуночна головка кільцевої детонаційної камери згорання виготовлена з можливістю регулювання висоти щільних каналів газових форсунок. Колектори виконано із плавними переходами для зниження місцевого гідродинамічного опору.

Матеріалами, з яких можливе виготовлення моделей, є нержавіючі сталі, наприклад 12Х18Н10Т. Зварювальні шви при цьому необхідно виконувати електродуговим зварюванням у середовищі захисних газів.

Для першої моделі проводилося комп'ютерне моделювання поля течії компонентів у колекторах. На рис. 5 і 6 показано результати при значенні входного тиску 2 атм.

Як компоненти палива при моделюванні розглядалася пара кисень – водень у стехіометричному співвідношенні та в газоподібному стані.

Моделювання здійснювалося з метою отримання картини поля течії та швидкості потоку в колекторах. Для виконання моделювання використовувався прикладний програмний пакет SolidWorks, який базується на методі кінцевих елементів. Як можна бачити на рис. 5, геометрія колектора виконує задачу рівномірного розподілу окислювача по периметру щільної форсунки.

Рис. 5. Поле течії кисню при $P = 2$ атм.Рис. 6. Поле течії водню при $P = 2$ атм.

На рис. 6 показано поле течії пального в колекторі. Добре видно вихрові лінії, що свідчить про недостатню кількість патрубків для подачі компонента. Цей недолік можна усунути, збільшивши кількість підвідних патрубків або висоту колектора для тривалішого проходження палива до форсуночної головки, що сприяло би вирівнюванню тиску і витрат по периметру. Дана ідея була використана при конструюванні колектора пального моделі № 2.

Висновки. У даній статті розглянуто розробки фізичної моделі детонаційного двигуна з покращеними геометричними параметрами для дослідження газифікації палива в спіновій детонаційній хвилі. Конструктивні рішення прийнято на основі аналізу відомих експериментів, опублікованих у відкритих виданнях і проведених ученими різних країн до сьогоднішнього дня. Подано результати чисельного моделювання поля течії, що здійснювалося з метою визначення швидкостей витікання газів із форсунок і підтвердження можливості ініціювання спінової детонації в моделях. Дані, викладені у статті, використовуватимуться для дослідження процесів у детонаційних ракетних двигунах на обладнанні Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України.

Бібліографічні посилання

1. Импульсные детонационные двигатели / под ред. С. М. Фролова. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2006. – 592 с.
2. Нетлетон М. Детонация в газах / М. Нетлетон; пер. с англ. под ред. Л. Г. Гвоздевой. – М. : Мир, 1989. – 280 с.
3. Shank Jason C. Development and testing of a rotating detonation engine run on hydrogen and air: thesis, presented to the Faculty Department of Aeronautics and Astronautics Graduate School of Engineering and Management Air Force Institute of Technology Air University Air Education and Training Command In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science in Aeronautical Engineering / Jason C. Shank. – USAF, 2012. – 70 p.
4. Falempin F. / Continuous Detonation Wave Engine. Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft / RTO / AVT / VKI Lecture Series – MBDA, 2007. – 32 p.
5. Suchocki Alexander James. Operational space and characterization of a rotating detonation engine using hydrogen and air: thesis, presented in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Master of Science in the Graduate School of The Ohio State University / James Alexander Suchocki. – The Ohio State University, 2012. – 116 p.

Надійшла до редколегії 24.10.2014 р.