

УДК 629.7.036

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771332017119369>

С. С. Василів¹, молодший науковий співробітник,
М. Д. Коваленко², завідувач відділом, д. т. н.,
В. О. Грушко³, провідний інженер

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСІВ У ДЕТОНАЦІЙНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНАХ

En

The article focuses on the problems of the detonation engines specific characteristics increasing. The schemes that are known have several disadvantages, so despite the seventy years history they are still at the experimentation stage.

To improve the performance of detonation engines the solutions are suggested. The new scheme provides the initiation of the engine in pulse detonation tubes using rotating detonation wave. It is distributed in channel located between the spray head and a circular tubular combustion chamber. The advantage of the new scheme is the fact that batch filling of the combustion chamber is not needed anymore, initiation of detonation of each cycle and a high part of fuel detonates in the axial direction.

Experimental studies were conducted in order to test the operability of the scheme. For this purpose, two models and test-banch were developed.

Also, one of the tasks of the experiments was to test the possibility of passing deflagration and detonation fronts through the mesh barriers. For this purpose, the mesh is installed between the main channel and offshoot. Moments of launches including the velocity of fronts are illustrated in the figures.

The results showed that the detonation and deflagration are distributed through offshoot, but their speed drops more than 2 times. This result is expected, and described in publications. The mesh cell size that blocks deflagration and detonation fronts in a mixture of propane air is determined. Thus, the workability of the proposed scheme of detonation rocket engine with initiation impulses rotating detonation wave was confirmed experimentally.

Ru

Предложена схема детонационного ракетного двигателя с инициацией импульсов ротационной детонационной волной. Разработаны физические модели и испытательный стенд для подтверждения ее работоспособности. Приведены результаты экспериментальных исследований в виде иллюстраций и значений скорости фронтов. Из них можно сделать вывод о работоспособности предложенной схемы. Выявлено размер ячейки сетки, которая блокирует распространение дефлаграционное и детонационного фронтов для данных условий эксперимента.

Вступ

Існує три основних схеми детонаційних двигунів:

1. зі стаціонарною детонаційною хвилею (CDWE),

¹ Інститут технічної механіки НАН України і Державного космічного агентства України

² Інститут технічної механіки НАН України і Державного космічного агентства України

³ Інститут технічної механіки НАН України і Державного космічного агентства України

2. пульсуючі детонаційні двигуни (*PDE*),

3. ротаційні детонаційні двигуни (*RDE*).

Кожна із них має свої переваги і недоліки, які поки не дозволяють використовувати процес детонації у літальних апаратах [1].

Перша схема працює тільки для «бідних» сумішей пального із окиснювачем, тому і питомий імпульс установок, побудованих за нею, нижчий ніж у рідинних ракетних двигунах (РРД), що працюють за тих же умов. Головним недоліком пульсуючого детонаційного двигуна є циклічність його роботи, зв'язане із цим обмеження частоти і надійності елементів конструкції. Для схеми ротаційного детонаційного двигуна виявлено не оптимальну конфігурацію ударних хвиль, за якими протікає процес хімічних реакцій і втрачається частина енергії [2]. Із метою усунення описаних недоліків установок із процесом детонації було розроблено схему (рис. 1) і відпрацьовано окремі технічні рішення.

Постановка задачі

Метою статті є експериментальні дослідження працездатності розробленої схеми камери згорання детонаційного двигуна за ініціацією імпульсів ротаційною детонаційною хвилею.

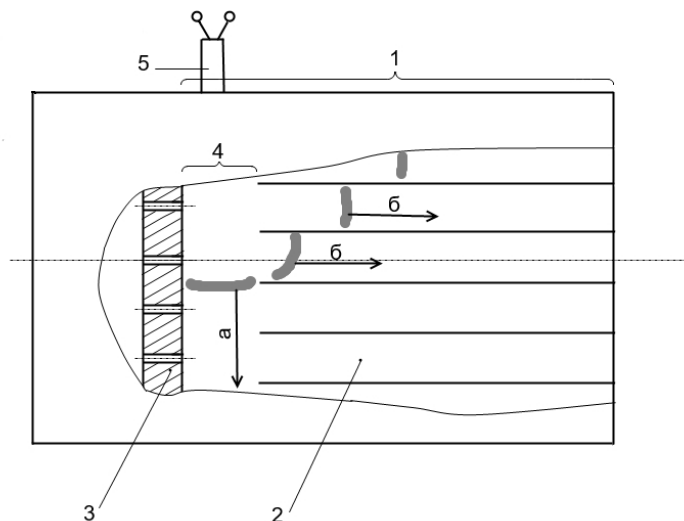


Рис. 1. Схема детонаційного ракетного двигуна із ініціацією імпульсів ротаційною детонаційною хвилею

Позначення на схемі:

1 – камера згорання, 2 – імпульсна трубка, 3 – форсуночна головка,

4 – канал розповсюдження ротаційної детонаційної хвилі,

5 – ініціатор ротаційної детонаційної хвилі:

а – напрямок розповсюдження ротаційної детонаційної хвилі,

б – напрямок розповсюдження детонаційної хвилі у імпульсній трубці

Принцип роботи двигуна наступний: через форсуночну головку компоненти палива поступають у камеру згорання, де заповнюють канал розповсюдження ротаційної детонації та імпульсні трубки. Після ініціації детонаційна хвиля розповсюджується у каналі та ініціює детонацію у імпульсних трубках. За фронтом детонації спостерігається зона розрідження, тому суміш компонентів палива знову почне заповнювати канал і трубки до приходу ротаційної детонаційної хвилі. Таким чином усуваються недоліки пульсуючого двигуна за меншими втратами енергії ніж у ротаційного.

Методика проведення досліджень

Для перевірки працездатності схеми було проведено експериментальні дослідження та розроблено фізичні моделі і стенд для їх випробувань.

Відомо, що для детонаційних двигунів треба добре перемішати компоненти палива. Здійснити це безпосередньо у камері згорання важко, оскільки швидкість детонації висока. Для існуючих моделей *RDE* частота обертання детонаційної хвилі становить декілька кілогерц [3]. Компоненти не встигають перемішуватись за той час, поки фронт обійде коло. Тому логічно було б перед подачею компонентів палива у камеру згорання перемішати їх у форкамері. Суміш після цього потрібно подавати через спеціальний вогнеспинювач. Це необхідно для запобігання горінню суміші у форкамері. Є багато різновидів вогнеспинювачів, що використовуються у технологічному обладнанні. Однак у літературі немає інформації про їх використання у детонаційних двигунах.

Характерними режимами роботи описаної схеми двигуна є процес детонації у ротаційному каналі і перехід фронту у імпульсну трубку, а також дефлаграційне горіння, яке не повинно відбуватись у форкамері. Для вибраних компонентів палива повітря-пропан розмір детонаційної комірки становить 72 мм [4]. Тому випробування проводилися на двох моделях – діаметром 30 мм і 80 мм. Для них підбором вхідного тиску вибиралися об'ємні співвідношення компонентів у діапазоні 2,2 - 9,5% для реалізації горіння і 3,0 - 7,0% для детонації.

Моделі виготовлялись за однією схемою (рис. 2), але за різних діаметрів. Вони являють собою трубу, закриту з одного кінця, і за відгалуженням, розміщеним під 90° відносно неї. У закритому кінці розміщена двохкомпонентна форсунка і електросвіча (рис. 3). Основна труба імітує канал розповсюдження ротаційної детонації, а відгалуження – імпульсну трубку. Відкритий кінець закривається заглушкою, яка у разі детонації руйнувалася. Газова суміш подавалася у трубу і виходила через відгалуження, таким чином гарантувалося заповнення об'єму всієї моделі. Електросвічою суміш запалювалася і, розганяючись на спіралі Шолкіна, переходила у детонацію.

Модель розміщувалася на стенді, пневмогідролічна схема якого зображена на рис. 4. Він працює наступним чином: за допомогою компресо-

Прилади та методи контролю

ра повітря під тиском подається у ресивер окиснювача, об'ємом 420 л. Значення тиску контролюється манометром МН1. Пропан із балону через вентилі ВН2 і ВН3 та редуктор РТ1 подається у ресивер пального об'ємом 80 л. Контроль тиску здійснюється за показниками манометрів МН2 і МН3. Спрацюванням електропневмоклапанів ЕПК1 і ЕПК2 через зворотні клапани ЗК1 і ЗК2 компоненти палива подаються в модель.

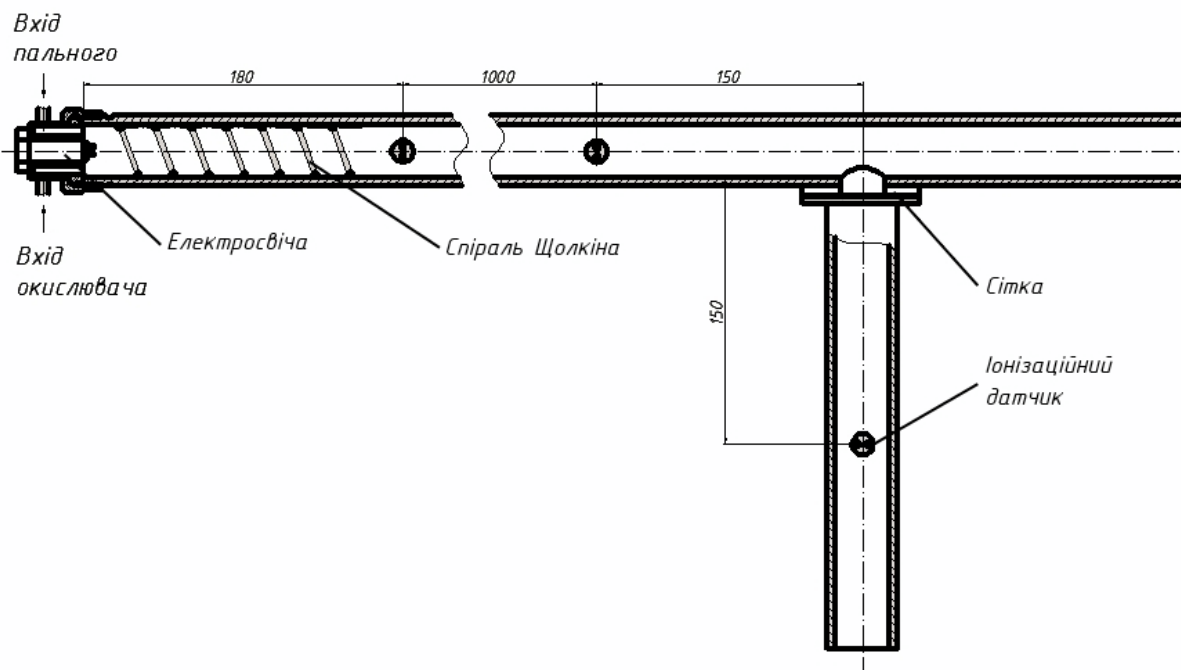


Рис. 2. Схема моделі

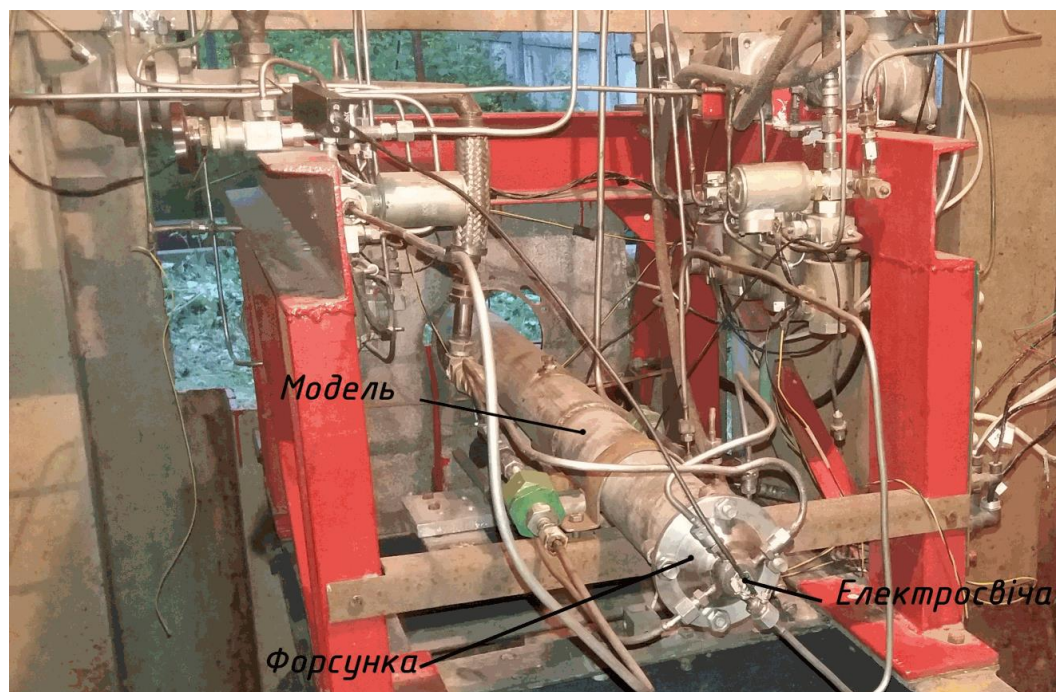


Рис. 3. Модель на стенді

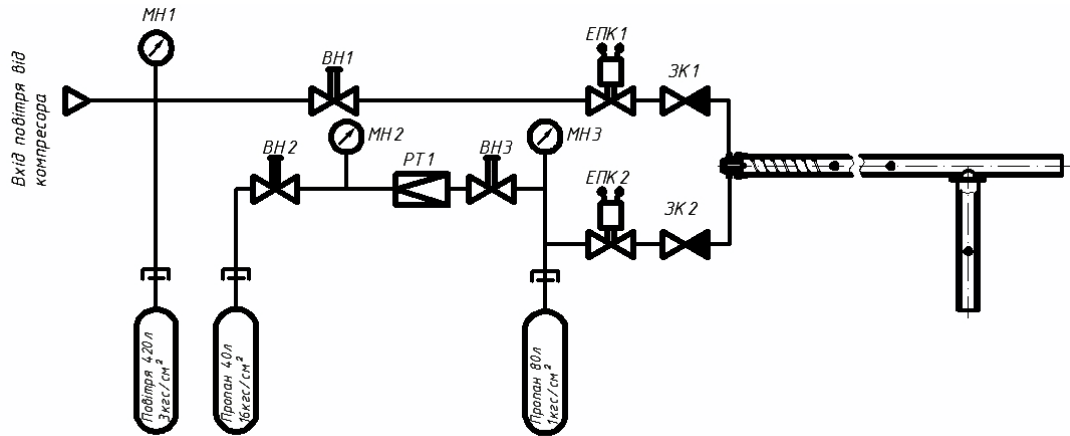


Рис. 4. Пневмогідралічна схема випробувального стенду

Зворотні клапани не дозволяють детонаційній хвилі потрапляти до магістралі і до ресивери із компонентами палива. Швидкість розповсюдження замірялася за допомогою іонізаційних датчиків і аналого-цифрового перетворювача та реєструвалася на комп'ютері.

Результати досліджень

Першим етапом була перевірка можливості детонації розповсюджуватись у відгалуженні. Експерименти проводились на моделі діаметром 80 мм.



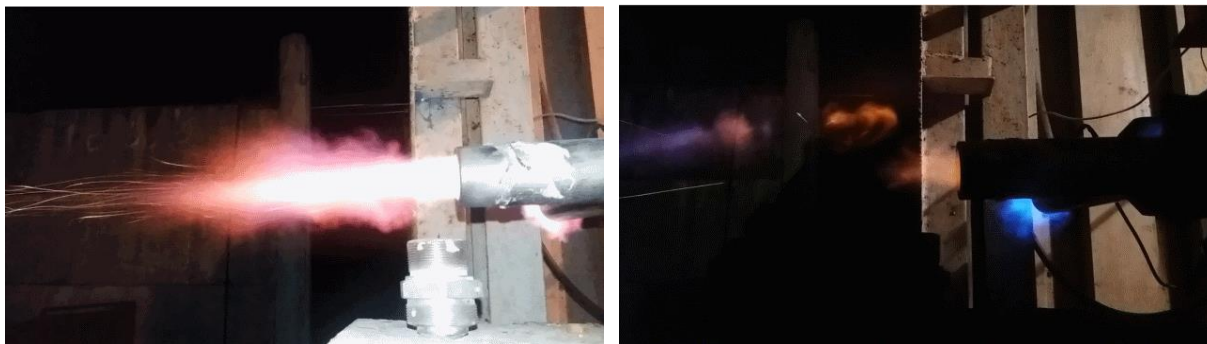
а)

б)

Рис. 5. Випробування моделі із відгалуженням:

- а) швидкість у каналі 952 м/с, у відгалуженні – 414 м/с.
Дефлаграційне горіння;
- б) швидкість у каналі 1769 м/с, у відгалуженні – 625 м/с.
Детонація

Другим етапом була перевірка можливості дефлагації і детонації проходити крізь сітчасті перешкоди у даній геометрії каналу. Експерименти проводилися на моделях із діаметрами 30 мм (рис. 6 ... рис. 8) і 80 мм (рис. 9 ... рис. 11).



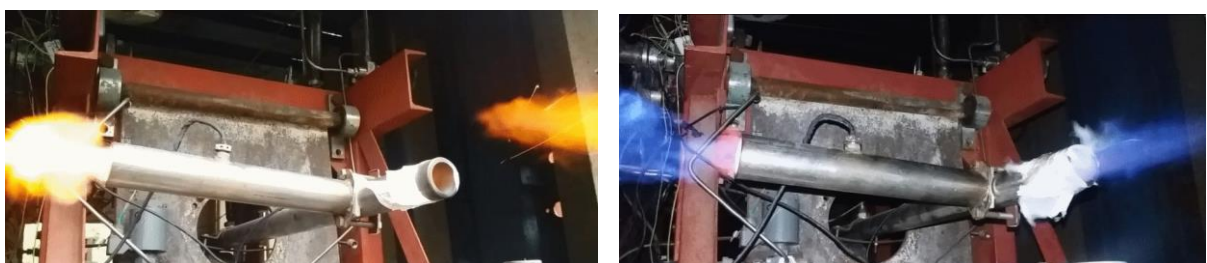
а)

б)

Рис. 6. Випробування моделі $\varnothing 30$ мм із сіткою, розмір комірки якої 0,25 мм:

а) швидкість у каналі 658 м/с, у відгалуженні – 302 м/с;

б) швидкість у каналі 881 м/с, у відгалуженні – 383 м/с



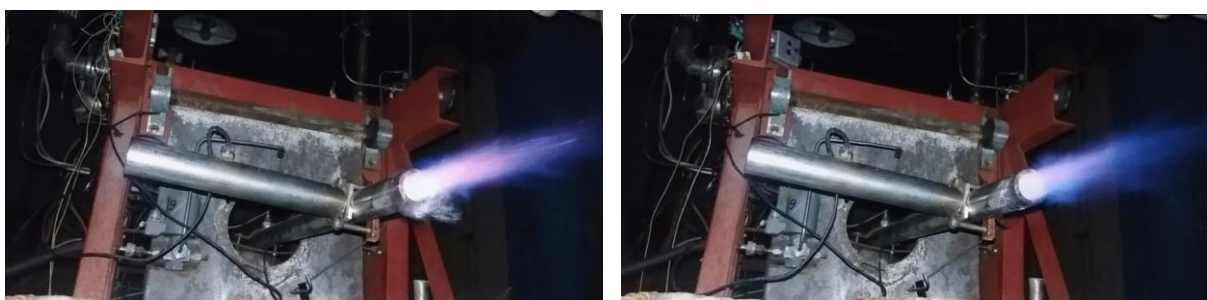
а)

б)

Рис. 7. Випробування моделі $\varnothing 30$ мм із сіткою, розмір комірки якої 0,2 мм:

а) швидкість у каналі 834 м/с, у відгалуженні – 362 м/с;

б) швидкість у каналі 952 м/с, у відгалуженні – 410 м/с



а)

б)

Рис. 8. Випробування моделі $\varnothing 30$ мм із сіткою, розмір комірки якої 0,1 мм:

а) швидкість у каналі 942 м/с, полум'я не проходить через сітку;

б) швидкість у каналі 967 м/с, полум'я не проходить через сітку

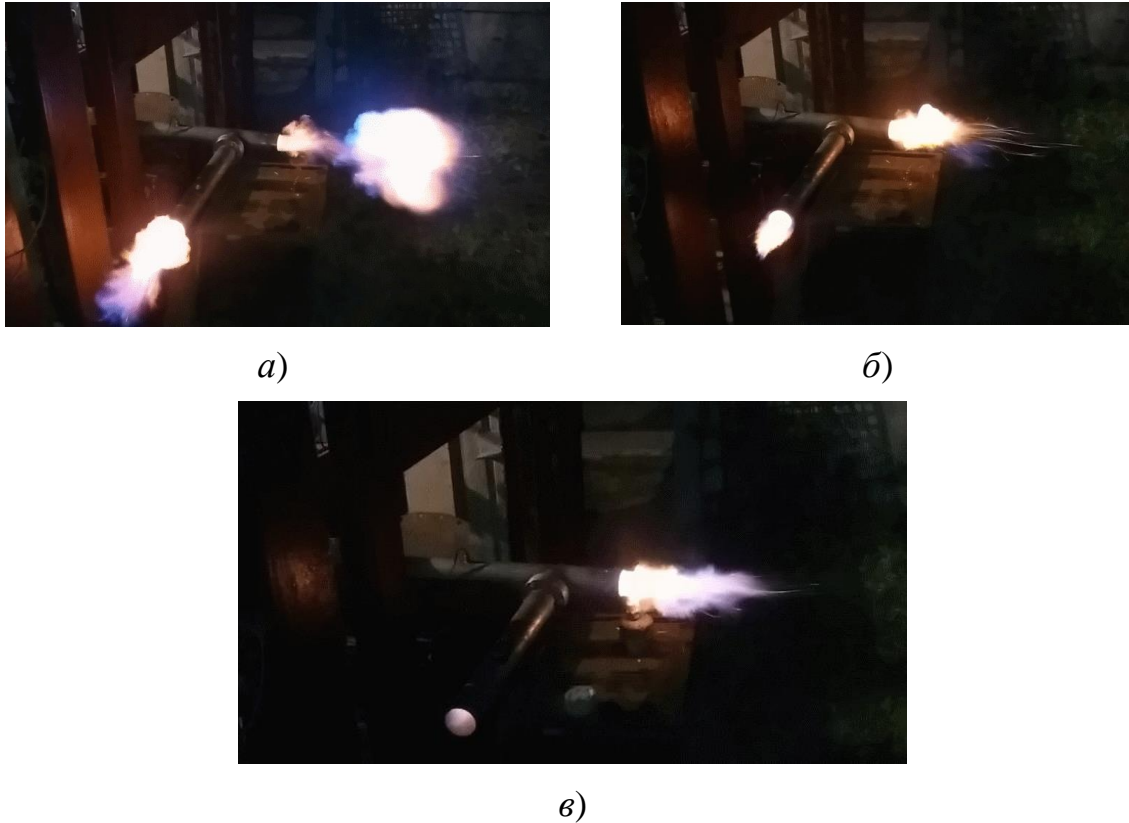


Рис. 9. Випробування моделі $\varnothing 80$ мм із сіткою, розмір комірки якої 1,2 мм:

- a) швидкість у каналі 630 м/с, у відгалуженні – 224 м/с;
б) швидкість у каналі 741 м/с, у відгалуженні – 346 м/с;
в) швидкість у каналі 1600 м/с, у відгалуженні – 566 м/с

Під час експериментів із сіткою, що має комірку 1,2 мм, на моделі із діаметром 80 мм спостерігалось також непроходження детонаційного фронту, причому у разі швидкостей більше 1700 м/с (рис. 10).



Рис. 10. Непроходження детонаційного фронту через сітку у разі швидкості 1905 м/с



а)

б)

Рис. 11. Випробування моделі $\varnothing 80$ мм із сіткою, розмір комірки якої 0,1 мм:

а) швидкість у каналі 439 м/с;

б) швидкість у каналі 714 м/с

У обох випадках полум'я не проходить у відгалуження через сітку;

Точність вимірювання швидкості детонаційного фронту у експериментах становить 0,25%, причому чим вона нижча, тим точніші заміри. Відеореєстрація здійснювалася відеокамерою зі стандартною кількістю кадрів на секунду, що не завжди дозволяло отримати зображення полум'я.

Нижча швидкість у відгалуженні пояснюється розпадом детонаційного фронту у разі розширення каналу. Його відновлення відбувається на певній відстані у відгалуженні [4]. Перехід за такої геометрії через перешкоду здійснюється у разі дефлаграційного горіння. Дослідження даного явища може бути наступною роботою.

Висновки

1. Запропоновано схему детонаційного двигуна із ініціацією імпульсів ротаційною детонаційною хвилею. Її перевагами є відсутність необхідності порційного заповнення камери згорання, ініціації детонації кожного циклу, а також висока частка палива, що детонує в осьовому напрямку, а не в потрійних конфігураціях ударних хвиль.
2. Проведені експериментальні дослідження показали працездатність запропонованої схеми детонаційного ракетного двигуна.
3. Виявлено розмір комірки сітки для описаних умов експерименту, яка блокує розповсюдження як дефлаграційного фронту так і детонаційного, що підтверджує можливість використання сітчастих перешкод для відділення форкамери від камери згорання. Причому виявилось чим вище швидкість фронту, тим менше комірка використання форкамери призведе до покращення якості сумішоутворення і підвищення характеристик детонаційного двигуна в цілому.

Список використаної літератури

1. Импульсные детонационные двигатели / под ред. д. ф.-м. н. С. М. Фролова – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. – 592 с.
2. Булат П. В. Обзор проектов детонационных двигателей. Ротационные детонационные двигатели. / П. В. Булат, Н. В. Продан // Фундаментальные исследования. – 2013. – № 10. – С. 1672 – 1975.
3. Быковский Ф. А. Непрерывная спиновая детонация / Ф. А. Быковский., С. А. Ждан – Рос. акад. наук, Сиб. отд-ние, Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева. – Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013 – 423 с.
4. Нетлетон М. Детонация в газах / пер. с англ. – М.: Мир, 1989. – 280 с.