

УДК 621.452.2, 621.43.019.4

DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.33.2025.49-54>

Ю.М. Мельник^{1*}, В.Д. Ніколюк²

¹ Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», м. Харків, Україна

² Міністерство оборони України, м. Київ, Україна

ЧИСЕЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У МОДЕЛЬНОМУ ПУЛЬСУЮЧОМУ ДЕТОНАЦІЙНОМУ ДВИГУНІ ДО БПЛА

Представлено результати чисельного моделювання термогазодинамічних процесів у модельному пульсуючому детонаційному двигуні за новою будовою. Пульсуючий детонаційний двигун живиться стисненою пально-повітряною сумішшю через обертовий клапан та забезпечує ініціювання детонації за допомогою детонаційної труби. Виявлено можливість створення підвищеного тиску у детонаційній камері, що відкрита з однієї сторони, за рахунок подачі стисненого горючого газового заряду та застосування обертового клапана. В умовах проведених розрахунків отримано на момент закриття обертового клапана підвищений тиск у переддетонаційній камері близько 0,145 МПа та тиск у детонаційній камері близько 0,13 МПа. Виявлено особливості детонаційного згорання у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна, що полягають у загасанні детонації під час виходу детонаційної хвилі з ініціюючої детонаційної труби у переддетонаційну камеру з подальшим реініціюванням детонації у детонаційній камері. Наявність реініціювання детонації підтверджується за розподілом тиску у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна. Реініціювання детонації відбувається через 700 мкс від початку закриття обертового клапана. За результатами числових досліджень підтверджено реалізацію двигуна такого типу.

Ключові слова: детонація, двигун, чисельне дослідження, газодинамічні процеси.

Постановка проблеми

Висока ефективність ударних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) щодо точного ураження цілей та відносно низька їх вартість зумовили інтенсивний розвиток та масове застосування БПЛА в російсько-Українській загарбницькій війні. На початку другої активної фази війни у 2022–2023 рр. переважно застосовувались цивільні БПЛА, які у готовому стані поставлялись до України з незначною їх доробкою під засоби ураження в Україні. З 2024 року в Україні розпочалось масове виробництво власних БПЛА. Разом з тим українські виробники БПЛА стикнулись з проблемою комплектації таких виробів агрегатами та деталями, що переважно виробляються за кордоном. Одним із таких основних агрегатів БПЛА є двигун.

Широке різноманіття БПЛА, яке викликано різноманітними бойовими задачами, що вони виконують, зумовлює використання двигунів до БПЛА різних типів (електричні, поршневі, газотурбінні тощо). Організація виробництва типових двигунів до БПЛА

потребує значних фінансових витрат, витрат часу та може бути економічно недоцільною через відсутність конкурентних переваг. Цю проблему можна вирішити шляхом розвитку двигунів в Україні, що можуть бути конкурентоздатними на світовому ринку. Як напрям вирішення цієї проблеми в роботі пропонується розвиток пульсуючих детонаційних двигунів, що можуть бути застосовані на БПЛА середньої маси.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

У США розробку пульсуючих детонаційних двигунів здійснює компанія NASA's Marshall Space Flight Center за виробничої підтримки компаній United Technology Research Corp. of Tullahoma та Adroit Systems Inc. of Seattle [1]. Ці компанії розробили малорозмірний пульсуючий детонаційний двигун для наземних випробувань у 2005 році. Двигун працює на суміші водню з киснем та створює детонаційні імпульси з частотою 100 Гц. У подальшому було розроблено двигун на обертовій детонації, який станом

Article history: Income 21 April 2025; Revised 11 September 2025; Accepted 01 October 2025; Print 05 December 2025

Мельник Ю.М., ORCID ID: 0009-0003-2918-9505, Ніколюк В.Д., ORCID ID: 0000-0002-6063-692X

* Corresponding author yurii.melnyk@mit.khpi.edu.ua

© Мельник Ю.М., Ніколюк В.Д.

ISSN (Online): 2708-5228 / ISSN (Print): 2312-4458

Ліцензія відкритого доступу / Open print license

на 2023 рік безперервно працював протягом 10 хвилин. Залучення провідних розробників світу до таких робіт свідчить про потенційну важливість створення детонаційних двигунів.

Порівняння характеристик пально-повітряних детонаційних двигунів з застосуванням першого та другого законів термодинаміки зроблено в роботі [2]. Порівняння теплової ефективності здійснювалось між детонаційним двигуном на обертовій детонації та пульсуючим детонаційним двигуном. За результатами аналізу виявлено, що пульсуючий детонаційний двигун має перевагу на дозвукових швидкостях, з поступовим наближенням до ефективності двигуна на обертовій детонації зі зростанням швидкості.

Чисельне дослідження пульсуючого детонаційного двигуна здійснено в роботі [3]. Дослідження проводилось з застосування програмного продукту ANSYS. У якості паливної суміші розглянуто стехіометричну суміш водню з повітрям, запалювання якої відбувається в умовах атмосферного тиску. Розглянуто особливості розповсюдження продуктів детонації у разі їх виходу з детонаційної труби через сопло з кутом розкриття 6,5 град. Детонаційна труба мала внутрішній діаметр 36 мм та довжину 1520 мм. Довжина сопла склала 460 мм. За результатами розрахунку виявлено, що під час виходу продуктів детонації через сопло відбувається зниження швидкості руху газового потоку з 1900 м/с до 1225 м/с. Хоча застосування водню робить двигун екологічно чистим, але через складність зрідження такого палива його застосування ускладнено на літальних апаратах.

Аналіз тенденцій розвитку пульсуючих детонаційних двигунів проведено в роботі [4]. Відмічається, що теплова ефективність і співвідношення тяги/маси детонаційного двигуна мають переваги в порівнянні з традиційними реактивними двигунами. Зокрема, теплова ефективність детонаційного двигуна досягає 49% у порівнянні з 29% для двигунів з ізобаричним згоранням.

Враховуючи потенційну перспективність розвитку детонаційних двигунів, в даній роботі запропоновано пульсуючий детонаційний двигун нової будови та представлено результати чисельного моделювання термогазодинамічних процесів у такому двигуні.

Мета досліджень

Метою роботи є чисельне дослідження термогазодинамічних процесів у модельному пульсуючому детонаційному двигуні за новою будовою з виявленням особливостей стиснення горючої суміші та ініціювання детонації у такому двигуні.

Виклад основного матеріалу

Будова та принцип роботи модельного пульсуючого детонаційного двигуна. Модельний пульсуючий детонаційний двигун забезпечує підвищення детонаційної чутливості пально-повітряної суміші шляхом стиснення цієї суміші у камері згорання перед ініціюванням детонації. Для вирішення задачі зростання тиску у камері згорання пульсуючого детонаційного двигуна необхідно забезпечити швидке нагнітання стисненої горючої газової суміші у камеру згорання за короткий час. Умова зростання тиску полягає в тому, що масова витрата газу на вході в детонаційну камеру перевищує масову витрату газу на виході з камери. При цьому необхідно забезпечити швидке закриття детонаційної камери за такий час, щоби під час закриття тиск у камері не знизився до зовнішнього тиску. Цей час повинен бути меншим, ніж характерний час вирівнювання тиску у об'ємі. Для досягнення цієї мети пропонується наступна будова модельного пульсуючого детонаційного двигуна, елементи газодинамічного тракту якого представлено на рис. 1.

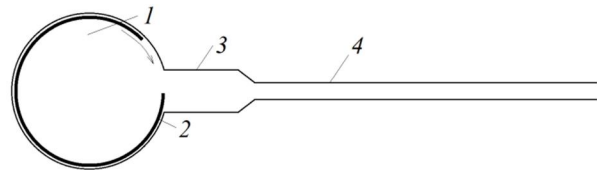


Рис. 1. Елементи газодинамічного тракту модельного пульсуючого детонаційного двигуна:

- 1 – камера змішування; 2 – обертовий клапан;
3 – переддетонаційна камера; 4 – детонаційна камера

За цією будовою передбачається, що у камері змішування 1 горюча газова суміш перебуває під підвищеним тиском стосовно зовнішнього середовища, а обертовий клапан 2 виходить на фіксовану частоту обертання. Під час перебування вікна клапана напроти входу переддетонаційної камери 2 відбувається наповнення переддетонаційної 3 та детонаційної 4 камер стисненим газом. А за час закриття обертового клапана 2 тиск газової суміші залишається збільшеним стосовно зовнішнього тиску. Після закриття обертового клапана 2 здійснюється ініціювання детонації у переддетонаційній 3 та детонаційній 4 камерах, з подальшим виходом продуктів детонації з пульсуючого двигуна. Джерело ініціювання детонації на рис. 1 не представлено. Далі процес повторюється.

Параметри модельного пульсуючого детонаційного двигуна та умови моделювання. Виходячи з визначеної будови пульсуючого детонаційного

двигуна у програмному продукті ANSYS було створено відповідну модель. Геометрія моделлю двигуна представлено на рис. 2. Згідно з моделі, створено рухоме вікно 1 клапана, яке рухається навколо камери 2 зі стисненою горючою сумішшю. Під час знаходження вікна між камерою 2 та переддетонаційною камерою 3 відбувається виток стисненої горючої суміші з камери 2 у камеру 3 та детонаційну камеру 5. Для ініціювання детонації передбачено ініціатор 4. Передбачається застосування методу ініціювання детонації шляхом переходу детонації з ініціатора 4 в переддетонаційну камеру 3, тобто з труби малого діаметру в трубу великого діаметра. На практиці як ініціатор детонації планується застосування пульсуючої компресійно-детонаційної установки, що описана в роботах [5–8].

Приймалось, що довжина детонаційної камери дорівнює 1 м, а її діаметр складає 40 мм. Розмір переддетонаційної камери складає: діаметр – 80 мм, довжина камери – 0,1 м.

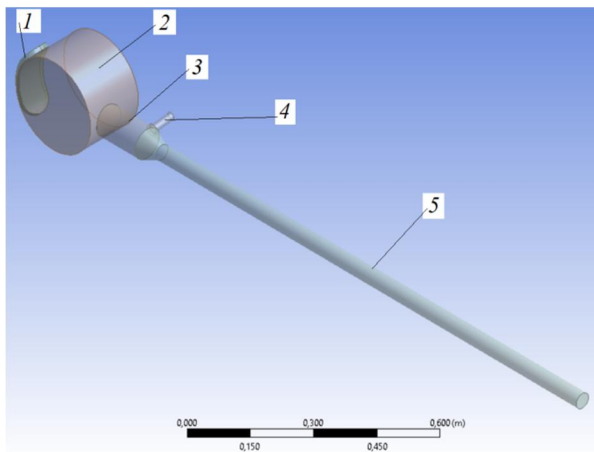


Рис. 2. Газодинамічний тракт модельного пульсуючого детонаційного двигуна у програмному продукті ANSYS:

- 1 – вікно обертового клапана; 2 – камера зі стисненою горючою сумішшю; 3 – перед-детонаційна камера; 4 – ініціатор детонації; 5 – детонаційна камера

Частота обертання клапана дорівнювала робочій частоті системи ініціювання детонації, яка дорівнює 44 Гц. Діаметр обертового клапана дорівнював 0,22 м, а максимальна довжина вікна обертового клапана по дузі дорівнювала 122 мм. В моделі приймалось, що нагнітання повітря відбувається через бокову поверхню камери зі стисненою горючою сумішшю, що має температуру 303 К. Відповідно, на цій поверхні задавалась гранична умова наявності постійного абсолютного тиску у газі, який дорівнює 0,182 МПа. Як початкові умови приймалось, що переддетонаційна та детонаційна камери заповнені газом під абсолютним тиском 101325 Па.

На виході з детонаційної камери приймалась гранична умова наявності абсолютного тиску, що дорівнює атмосферному. В граничних умовах приймалась стала температура стінок камери, що дорівнювала 303 К. За 1 розрахунковий крок здійснювалось обертання вікна клапана на 0,41 град. Розглядалась суміш пропану з повітрям з масовою долею пропану 0,0643. Для дослідження термогазодинамічного стану газового потоку у модельному пульсуючому двигуні з виходом його на режим з періодичною повторюваністю робочих циклів розрахунок здійснювався протягом 10 с. Процес детонації досліджувався з кроком 0,1 мс протягом 0,1 с. Теплообмін між газом та поверхнями камер не враховувався.

Результати чисельного дослідження нагнітання стисненого газового заряду в детонаційну камеру. Процес ініціювання детонації у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна супроводжується наступними процесами: газодинамічними процесами у газі, що стискається, процесами нерівноважних хімічних реакцій, процесами теплообміну. Ці процеси протікають в умовах дифузії, в'язкості, турбулентних потоків тощо [7, 8]. Виходячи з фізичних процесів, що відбуваються у задачі моделювання, в даній роботі дослідження проведено з застосуванням програмного продукту ANSYS CFX, що є CFD-пакетом для моделювання, в тому числі течії газів з урахуванням турбулентності, теплообміну, хімічних реакцій та згорання. Процес стиснення газового заряду окремо моделювався без урахування процесу згорання з застосуванням програми ANSYS Fluent.

Результати дослідження нагнітання стисненого газового заряду в детонаційну камеру представлено після розрахунку 5 циклів подавання стисненого газового заряду, щоб врахувати вплив попередніх циклів на термогазодинамічний стан газового середовища у камері зі стисненою горючою сумішшю, переддетонаційній та детонаційній камерах перед початком їх заповнення новою порцією газу. Тому в наведених нижче результатах розрахунку умовно прийнято, що заповнення переддетонаційної та детонаційної камер розпочинається з моменту часу, що дорівнює нулю, хоча фактичний час розрахунку на цей момент склав 28,4 мс.

Розподіл тиску на час $t = 1,4$ мс представлено на рис. 3.

На час $t = 1,4$ мс обертовий клапан досягає більше, ніж половину перетину переддетонаційної камери. Спостерігаємо практично рівномірне підвищення тиску у переддетонаційній камері до 0,125–0,14 МПа. В детонаційній камері зростання тиску відбувається лише з боку переддетонаційної камери на ділянці довжиною до 0,175 м, де абсолютний тиск досягає близько 0,1254 МПа.

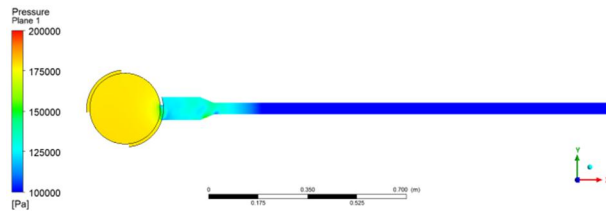


Рис. 3. Поле тиску газу у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна на час $t = 1,4$ мс

Розподіл тиску на час $t = 3,8$ мс представлено на рис. 4.

На час 3,8 мс обертовий клапан перебуває в середині його відкритого стану. Витрата газу з камери зі стисненим газом у напрямку переддетонаційної камери призводить до його незначного зниження до 0,175 МПа.

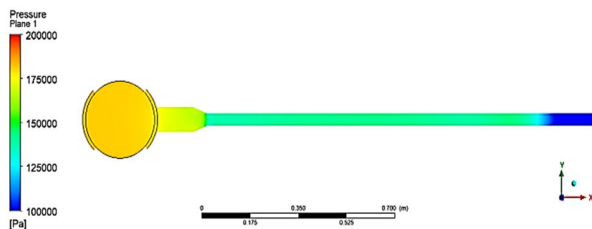


Рис. 4. Поле тиску газу у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна на час $t = 3,8$ мс

Хвиля тиску далі розповсюджується по детонаційній камері, досягнувши понад 1 м цієї камери. Середній тиск у детонаційній камері складає близько 0,15 МПа.

Спостерігаємо, що закриття клапана відбулось за 2 мс, а повний час від початку відкриття до повного закриття обертового клапана склав 7,4 мс. За час закриття відбулось зниження тиску як у переддетонаційній, так і детонаційній камерах. При цьому тиск у переддетонаційній камері знизився до 0,14-0,15 МПа, а в детонаційній камері найбільше зниження тиску відбулось біля виходу з неї.

Розподілу тиску вздовж осі переддетонаційної та детонаційної камер на час 7,4 мс представлено на рис. 5.

За детальним розподілом тиску спостерігаємо наявність підвищеного тиску у детонаційній камері з середнім значенням близько 0,13 МПа, а в переддетонаційній камері середній тиск дорівнює 0,145 МПа. У порівнянні з середніми значеннями тиску на час 4,4 мс маємо зниження тиску у детонаційній камері на 3,8%, та на 20% у переддетонаційній камері. Таке зниження викликано процесом закриття обертового клапана, під час якого нагнітання газу з камери зі стисненим газом обмежується, а виток газу через детонаційну камеру не зупиняється.

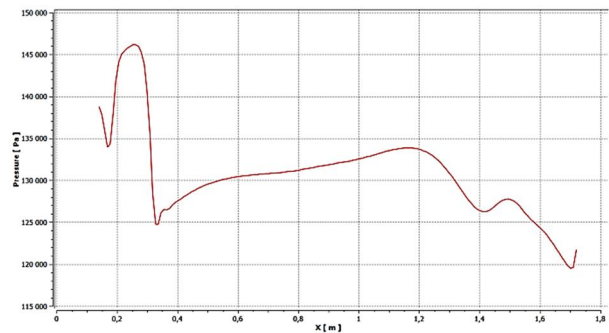


Рис. 5. Розподіл тиску газу вздовж осі переддетонаційної та детонаційної камер на час $t = 7,4$ мс

Розглянемо процес ініціювання детонації у модельному пульсуючому детонаційному двигуні. Розподіл тиску газу на час $t = 520$ мкс від початку закриття обертового клапана представлено на рис. 6.

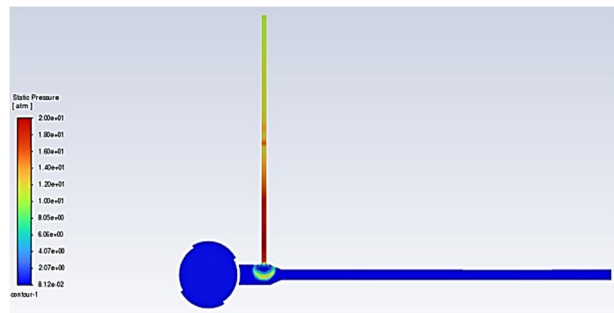


Рис. 6. Поле тиску газу у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна на час $t = 520$ мкс від початку закриття обертового клапана

Спостерігаємо, що детонаційна хвиля досягла краю детонаційної труби та почала розповсюдження по переддетонаційній камері. На довжині детонаційної труби 1 м середня швидкість детонаційної хвилі склала понад 1800 м/с. Перехід одновимірного розширення ударної хвилі, яке є характерним для руху у детонаційній трубу, у майже тривимірне розширення у переддетонаційній камері зумовлює різке зниження тиску на фронті ударної хвилі. Спостерігаємо тиск газу на фронті, що дорівнює 1,2-1,4 МПа. Між фронтом ударної хвилі та входом детонаційної труби у переддетонаційну камеру виникає значне падіння тиску до 0,2 МПа через різке розширення газового потоку. Це свідчить про зрив детонації та розповсюдження по переддетонаційній камері ударної, а не детонаційної, хвилі.

Вздовж детонаційної труби має місце поступове зниження тиску у продуктах детонації в напрямку від фронту детонаційної хвилі та закритого торця детонаційної труби з 2 МПа до 0,8-1 МПа. Такий розподіл тиску є характерним для продуктів детонації, чим підтверджується достовірність розрахунків.

Результати розрахунку тиску газу на час $t = 628$ мкс від початку закриття обертового клапана представлено на рис. 7.

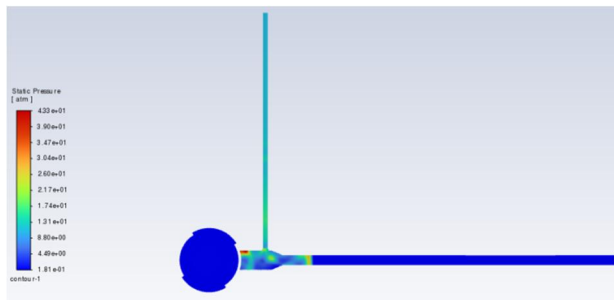


Рис. 7. Поле тиску газу у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна на час $t = 628$ мкс від початку закриття обертового клапана

Вибухове згорання палива у переддетонаційній камері зумовлює зростання тиску в ударній хвилі, що розповсюджується по детонаційній камері, до 2,6 МПа.

Результати розрахунку тиску газу на час $t = 700$ мкс від початку закриття обертового клапана представлено на рис. 8.

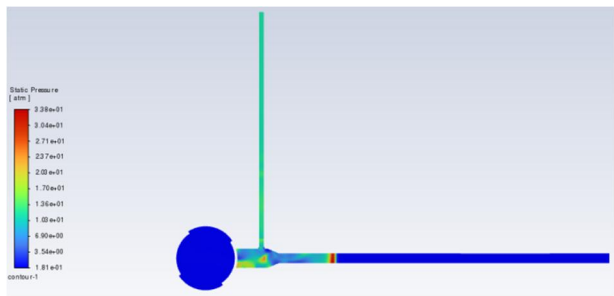


Рис. 8. Поле тиску газу у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна на час $t = 700$ мкс від початку закриття обертового клапана

На час $t = 700$ мкс спостерігаємо зростання інтенсивності ударної хвилі, що розповсюджується по детонаційній камері. Таке зростання відображається у досягненні тиску у 3,38 МПа на фронті ударної хвилі. За цими значеннями можна припустити виникнення детонаційної хвилі. Таким чином, реініціювання детонації відбулось на ділянці детонаційної камери довжиною не більше, ніж 300 мм. Також в області переддетонаційної камери мають місце локальні зростання тиску, що можуть бути пояснені наявністю складних процесів відбиття ударних хвиль від стінок цієї камери.

Висновки

Запропоновано будову пульсуючого детонаційного двигуна з живленням стисненою паливо-повітряною сумішшю через обертовий клапан та з ініціюванням за допомогою детонаційної труби, в якому

забезпечується підвищення детонаційної чутливості паливо-повітряної суміші шляхом стиснення цієї суміші у камері згорання перед ініціюванням детонації, що синхронізовано зі стисненням.

За результатами чисельного моделювання виявлено можливість створення підвищеного тиску у детонаційній камері, що відкрита з однієї сторони, за рахунок подачі стисненого горючого газового заряду та застосування обертового клапана. В умовах проведених розрахунків отримано на момент закриття обертового клапана підвищений тиск у переддетонаційній камері у понад 0,145 МПа та тиск у детонаційній камері близько 0,13 МПа.

За результатами чисельного моделювання виявлено особливості детонаційного згорання у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна, що полягають у загасанні детонації під час виходу детонаційної хвилі з ініціюючої детонаційної труби у переддетонаційну камеру з подальшим реініціюванням детонації у детонаційній камері. Наявність реініціювання детонації підтверджується за розподілом тиску у газодинамічному тракті модельного пульсуючого детонаційного двигуна.

Подальший напрям досліджень буде зосереджений на експериментальній перевірці результатів розрахунків на модельному пульсуючому детонаційному двигуні та практичним впровадженням енергосилової установки на даному типі двигуна у БпЛА та аерозольному генераторі.

Список літератури

1. NASA Validates Revolutionary Propulsion Design for Deep Space Missions - NASA: <https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/marshall/nasa-validates-revolutionary-propulsion-design-for-deep-space-missions/> [in English].
2. Braun E., Lu F., Wilson D. Detonation engine performance comparison using first and second law analyses. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 25 - 28 July 2010, Nashville, TN, AIAA 2010-7040. [in English].
3. Macieland E. C., Marques C. S. T. 2-D Simulation with OH* Kinetics of a Single-Cycle Pulse Detonation Engine. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2019, Vol. 12, No. 4, pp. 1249-1263. DOI: 10.29252/jafm.12.04.29593 [in English].
4. Garg A., Dhiman A. Innovative trends in pulse detonation engine, its challenges and suggested solution. *Journal of Basic and Applied Engineering Research*. 2014, Vol. 1, No 4, pp. 6-10. [in English].
5. Korytchenko K.V., Kucherskiy V.Yu., Krasnoshapka R.Y., Dubinin D.P., Shevchenko S.M., Kovalenko R.I. Comparing of the characteristics of thermal spray coating technologies: air-fuel detonation aluminum spraying onto steel with other technologies. *Funct. Mater.* 2023; 30 (1). pp. 65 – 73. [in English].

6. Maxwell Br. McN, Korytchenko K.V., Shypul O. Numerical Simulation of Compression and Detonation Strokes in a Pulse Compression Detonation System. *Lecture Notes in Mechanical Engineering*. 2020. pp. 169 – 178. [in English].

7. Bang B.H., Ahn C.S., Kim Y.T., Lee M.H., Kim M.W., Yarin A.L., Yoon S.S. Deflagration-to-detonation transition in pipes: The analytical theory. *Applied mathematical modelling*. 2018, Vol. 66. pp. 332–343. [in English].

8. Kiverin A.D., Yakovenko I.S. Ignition and detonation onset behind incident shock wave in the shock tube. *Journal Combustion and Flame*. 2019, Vol. 204. pp. 227–236. [in English].

References

1. NASA Validates Revolutionary Propulsion Design for Deep Space Missions - NASA: <https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/marshall/nasa-validates-revolutionary-propulsion-design-for-deep-space-missions/> [in English].

2. Braun E., Lu F. and Wilson D. (2010), Detonation engine performance comparison using first and second law analyses. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE *Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 25 - 28 July 2010, Nashville, TN, AIAA 2010-7040. [in English].

3. Macieland E. C. and Marques C. S. T. (2019), 2-D Simulation with OH* Kinetics of a Single-Cycle Pulse

Detonation Engine. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. Vol. 12, No. 4, pp. 1249-1263. DOI: 10.29252/jafm.12.04.29593.

4. Garg A. and Dhiman A. (2014), Innovative trends in pulse detonation engine, its challenges and suggested solution. *Journal of Basic and Applied Engineering Research*. Vol. 1, No 4, pp. 6-10. [in English].

5. Korytchenko K.V., Kucherskyi V.Yu., Krasnoshapka R.Y., Dubinin D.P., Shevchenko S.M. and Kovalenko R.I. (2023); Comparing of the characteristics of thermal spray coating technologies: air-fuel detonation aluminum spraying onto steel with other technologies. *Funct. Mater.* 30 (1). pp. 65-73. [in English].

6. Maxwell Br. McN, Korytchenko K.V. and Shypul O. (2020), Numerical Simulation of Compression and Detonation Strokes in a Pulse Compression Detonation System. *Lecture Notes in Mechanical Engineering*. pp. 169 – 178. [in English].

7. Bang B.H., Ahn C.S., Kim Y.T., Lee M.H., Kim M.W., Yarin A.L. and Yoon S.S. (2018), Deflagration-to-detonation transition in pipes: The analytical theory. *Applied mathematical modelling*. Vol.66. pp. 332–343. [in English].

Kiverin A.D. and Yakovenko I.S. (2019), Ignition and detonation onset behind incident shock wave in the shock tube. *Journal Combustion and Flame*. Vol. 204. pp. 227 – 236. [in English].

NUMERICAL STUDY OF THERMOGASDYNAMIC PROCESSES IN A MODEL PULSE DETONATION ENGINE

Yu. Melnyk, V. Nikoliuk

The results of numerical simulation of thermogasodynamic processes in a model pulsed detonation engine of a new design are presented. The pulsed detonation engine is fed with a compressed fuel-air mixture through a rotary valve and provides detonation initiation using a detonation tube. The possibility of creating increased pressure in a detonation chamber that is open on one side by supplying a compressed combustible gas charge and using a rotary valve has been revealed. Under the conditions of the calculations, an increased pressure in the pre-detonation chamber of more than 0.145 MPa and a pressure in the detonation chamber of about 0.13 MPa were obtained at the moment of closing the rotary valve. The peculiarities of detonation combustion in the gas-dynamic tract of a model pulsed detonation engine have been revealed, which consist in the damping of detonation during the exit of the detonation wave from the initiating detonation tube into the pre-detonation chamber with subsequent re-initiation of detonation in the detonation chamber. The presence of detonation re-initiation is confirmed by the pressure distribution in the gas-dynamic tract of the model pulsed detonation engine. Re-initiation of detonation occurs 700 μ s from the beginning of the closing of the rotary valve. The results of numerical studies have confirmed the feasibility of this type of engine.

Keywords: detonation, engine, numerical study, gas-dynamic processes.