

УДК 621.452.23.03:004.942

doi: 10.32620/aktt.2023.1.05

О. С. АКСЬОНОВ

Дніпровський національний університет імені О. Гончара, Дніпро, Україна
Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»», Дніпро, Україна

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕННЯ ЧИСЕЛЬНОГО ДОСЛІДЖЕННЯ КАМЕРИ ІМПУЛЬСНОГО ДЕТОНАЦІЙНОГО ДВИГУНА

Предметом дослідження у статті є процес розповсюдження детонації у камері імпульсного детонаційного двигуна. Експериментальне дослідження детонаційних двигунів є складним та коштовним процесом, який потребує високошвидкісного високоточного обладнання задля отримання якісних достовірних результатів. Тому для проведення попередніх досліджень доцільно застосовувати методи чисельного експерименту з використанням інструментів математичного моделювання. **Метою** цієї роботи є аналіз можливості застосування відомих розрахункових моделей для дослідження процесу розповсюдження детонації у камері імпульсного детонаційного двигуна. **Завдання:** дослідити вплив застосування існуючих розрахункових моделей на точність чисельного моделювання процесу детонації; провести аналіз використання існуючих розрахункових моделей для дослідження процесу розповсюдження детонації. Основним **методом**, що використовувався у роботі, є метод математичного моделювання з використанням CFD технологій. Отримано такі **результати**. У роботі розглянуто застосування різних моделей турбулентності, хімічних перетворень, математичних вирішувачів та розмірів розрахункової сітки при моделюванні процесів у камері імпульсного детонаційного двигуна. Розглянуто застосування $k-\epsilon$ та $k-\omega$ моделей турбулентності та їх модифікації. Найбільш близький до реального результат отриманий при застосуванні $k-\omega$ моделі турбулентності з SST модифікацією. Узагальнена модифікація цієї моделі усереднює параметри на фронті детонаційної хвилі, що призводить до руйнування структури фронту. Враховуючи особливості процесів, що протікають на фронті детонаційної хвилі для моделювання хімічних перетворень, кращою буде метод eddy-dissipation concept, порівняно з finite-rate методом. У разі використання методу finite-rate, горіння на фронті детонаційної хвилі відбувається миттєво. Це призводить до різкого збільшення параметрів на фронті детонації з подальшим його відривом від основного потоку. Для отримання якісно достовірних параметрів на фронті детонаційної хвилі слід використовувати розміри комірки не більше, ніж 1/16 мм. Застосування методу eddy-dissipation concept разом з $k-\omega$ SST моделлю турбулентності дозволяє отримати найбільш близькі результати до експериментальних даних. Відхилення отриманих при моделюванні середніх значень тиску та швидкості не перевищує 5 % від їх дійсних значень. Відхилення середніх значень температури не перевищує 10 %. Це обумовлюється вибраною кінетичною схемою хімічних перетворень. Усі розглянуті моделі та методи впливають лише на структуру та розвиток фронту детонаційної хвилі. Значення параметрів за фронтом (у зоні Тейлора) суттєвих відмінностей не мають. **Висновок.** Отримані результати мають практичне значення для проектування та дослідження детонаційних двигунів. Використання запропонованих розрахункових моделей дозволить проводити чисельні експерименти для камери імпульсного детонаційного двигуна з достатньою точністю, порівняно з експериментальними даними.

Ключові слова: детонація; імпульсний детонаційний двигун; математичне моделювання; чисельне дослідження.

Вступ

Детонація – процес поширення у речовині хімічного перетворення з надзвуковою швидкістю. Детонаційна хвиля складається з потужної ударної хвилі та зони хімічних реакції, яка слідує за нею. Ударна хвиля стискає та нагріває речовину, викликаючи у ній хімічні перетворення, а вивільнена хімічна енергія підтримує ударну хвилю та не дає їй загаснути. Швидкість процесів у камері згоряння при детонації складає всього декілька десятків наносекунд. На фронті

ударної хвилі відбувається суттєве різке збільшення тиску та температури, що створює умови для надзвукового поширення.

Розробка детонаційних двигунів є найперспективнішим напрямком розвитку авіаційного та ракетного двигунобудування. Детонаційні двигуни мають більшу ефективність порівняно з традиційними РРД [1] та дають можливість використовувати простіші конструктивні схеми [2]. Експериментальне дослідження детонаційних двигунів – складний та коштовний процес. Він потребує високоточного високо-

швидкісного обладнання для отримання якісних достовірних результатів [3]. Саме тому, перед проведенням натурних досліджень, найкращім варіантом є застосування методів чисельного експерименту з використанням різноманітних інструментів математичного моделювання.

1. Постановка задачі

Використання методів математичного моделювання для дослідження детонаційних двигунів відбувається все частіше та з використанням математичних моделей різного рівня складності: від напіваналітичних рішень [4] до комплексних підходів із використанням CFD пакетів [5, 6]. Існує велике різноманіття моделей турбулентності, схем хімічних перетворень, вирішувачів, тощо. Не всі вони дають однаковий результат. Відхилення від результатів експерименту може становити декілька десятків відсотків [6]. Саме тому слід попередньо визначити, які схеми, моделі та методи підходять для якісного чисельного дослідження детонаційних процесів. Метою цієї роботи є аналіз можливості застосування відомих розрахункових моделей для проведення дослідження процесу розповсюдження детонації у камері імпульсного детонаційного двигуна (ІДД).

2. Основні параметри та граничні умови розрахункової моделі

Для проведення чисельного моделювання детонаційних процесів у камері згоряння двигуна використовувався програмний пакет ANSYS Fluent [7]. У якості предмету дослідження розглядалась проста конструкція ІДД (рис. 1). Вона представляє собою циліндричну трубу з закритим кінцем (рис. 1 - Thrust wall) діаметром 50 мм та довжиною 300 мм, товщина стінки 2 мм. У якості компонентів палива використовувалась стехіометрична суміш кисню та водню, що рівномірно розподілена по всьому об'єму камери. Температура та тиск у камері – 300 К та 0,1 МПа. відповідно. Тиск та температура на виході (гранична

умова «Outlet») відповідають початковим параметрам.

Для моделювання детонаційних процесів можна використовувати стандартну k-ε або k-ω модель турбулентності. Використання k-ω моделі турбулентності, особливо SST модифікації, більш доречно, бо ця модель має додаткові умови для розрахунків пристінкового шару. При дослідженні теплових процесів, впливу покриттів та пористих стінок на детонацію доцільніше використовувати саме її [7]. Використання Generalized модифікації (GEKO) призводить до усереднення параметрів з великим градієнтом у малому об'ємі. Це впливатиме на структуру фронту детонаційної хвилі та може призвести до значної похибки результатів моделювання. Також обов'язково необхідно враховувати умови стиснення газу в моделях турбулентності. У Fluent – це додаткова опція compressible effect. Для стабільного рішення задачі детонаційного горіння краще використовувати вирішувач на основі густини (density-based). Приймаючи до уваги лідируючу ударну хвилю для вирішення рівнянь потоку використовувався метод Advection Upstream Splitting Method (AUSM у density-based). Даний метод забезпечить стабільне вирішення задачі на ділянках розривів стрибків ущільнень. Але цей вирішувач не дозволяє враховувати фазові переходи компонентів палива. Використання вирішувача на основі тиску (pressure-based) дає можливості враховувати фазові переходи компонентів палива. Однак спостерігались проблеми зі стабільністю рішення, особливо при дослідженні явищ на фронті детонаційної хвилі. Траплялися випадки затухання фронту та перехід до дефлаграційного горіння чи взагалі руйнування розрахункової моделі.

Розрахункова сітка складається з квадратних елементів зі стороною 0.5 мм. На відміну від трикутної комірки, квадратна дозволить заощадити час на рішення задачі та коректно виявити всі необхідні параметри. Для отримання більш детальної картини на фронті детонаційної хвилі необхідно застосовувати детальнішу сітку або використовувати її динамічну адаптацію (змінення розміру у процесі вирішення). Адаптація дозволить знизити витрати

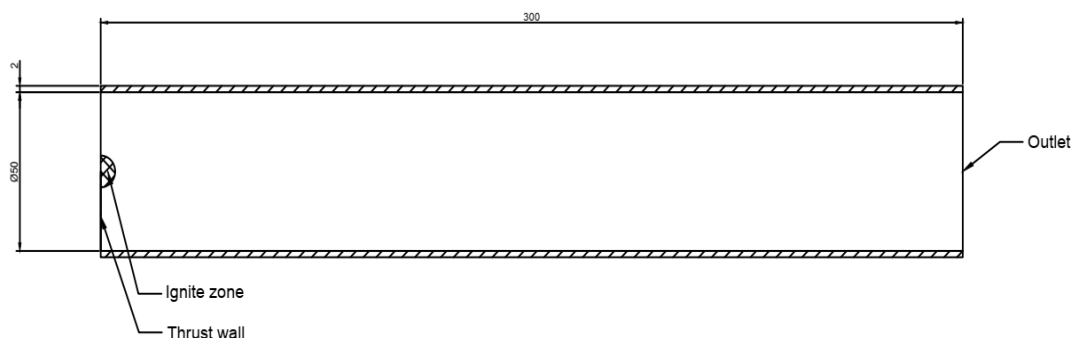


Рис 1. Модель розрахункової області ІДД

розрахункової потужності та зменшити час на моделювання. Для детального аналізу фронту детонаційної хвилі слід використовувати сітку з розміром сторони комірки не більше, ніж $1/16$ мм. При цьому крок за часом має не перевищувати 50 нс. У іншому випадку моделювання фронту детонаційної хвилі буде нестійким. У більшості випадків відбуватиметься перехід до звичайного дефлаграційного горіння.

Для моделювання хімічної складової горіння слід використовувати модель з урахуванням кінцевих швидкостей хімічних реакцій. Для цього підходять методи *finite-rate* та *eddy-dissipation concept*, у яких константа швидкості реакції розраховується за рівнянням Арреніуса. Застосування методу *eddy-dissipation concept* дозволить враховувати вплив турбулентних флуктуацій на процеси хімічних реакцій. Це матиме вплив на процес формування фронту детонаційної хвилі, особливо при багатостадійних реакціях.

Значний вплив на результати моделювання матиме кількість вихідних елементів. Тобто, можна розглядати одностадійну повну реакцію взаємодії кисню та водню. Це пришвидшить процес моделювання. Але при цьому слід очікувати завищення отриманих значень температури, тиску та інших параметрів. У даній статті розглядалась схема з 21 хімічної реакції.

Густина суміші розраховується згідно з рівнянням ідеального газу. Теплоємність, в'язкість та теплопровідність підпорядковується закону перемішування. Під час протікання детонаційних процесів у камері враховується лише тиск на виході з камери як гранична умова. Підключення вхідної граничної умови відбувається на етапі продування та заповнення камери вихідною паливною сумішшю. Ініціалізація детонації здійснюється шляхом подавання високотемпературного газу з боку закритого кінця камери (див. рис. 1 – Thrust wall). Це представлено у вигляді невеликої області (див. рис. 1 – Ignite zone) радіусом 5 мм, тиск і температура становлять 3 МПа та 3000 К відповідно. Для аналізу результатів розглядався лише один цикл.

3. Аналіз результатів моделювання

Для оцінки коректності математичного моделювання порівняємо отримані результати з даними, розрахованими за допомогою відомої одновимірної аналітичної моделі [8, 9]. Оцінка отриманих результатів проводиться за параметрами розподілу тиску, температури та швидкості вздовж камери ІДД.

Використання *k- ω* моделі турбулентності з SST модифікацією та *eddy-dissipation concept* для хімічних перетворень дає найбільш близький результат до відомих експериментальних даних [10, 11]. Такий набір моделей дозволяє отримати якісну картину детонаційної течії, особливо на фронті детонаційної

хвилі [10], яка відповідає дійсності. Як видно на рис. 2,а, максимальний тиск на фронті детонаційної хвилі перевищує значення у піку Неймана. Отримані розрахункові значення величини тиску близькі до відомих експериментальних досліджень значень величини тиску у потрібних точках [11]. Разом з тим при осередненні параметрів у перерізі фронту отримана величина тиску 3,33 МПа не суттєво відрізняється від теоретичної величини тиску у піку Неймана (3,25 МПа).

Використання GEKO моделі турбулентності призвело до усереднення між піковими значеннями у потрібних точках та значеннями, отриманими між ними (рис. 2,б). Хоча розподіл тиску на фронті схожий з розподілом, отриманим із використанням SST модифікації, це призвело до зменшення швидкості фронту до 2448 м/с при дійсному значенні швидкості 2835 м/с. Окрім цього, за фронтом детонаційної хвилі повинно відбуватися різке падіння тиску від значень у піку Неймана до значень Чепмена-Жуге. Використання GEKO моделі турбулентності утворює плавний перехід між ними, що призводить до накопичення похибки та не дозволяє проводити якісні дослідження процесів, які протікають на фронті детонаційної хвилі.

При застосуванні методу *finite-rate* для хімічних перетворень відбувається миттєве горіння на фронті детонаційної хвилі, що створює картину, протилежну тій, що розглянуто вище. На рис. 2,в параметри на фронті детонаційної хвилі мають пікові значення, близькі до значень у потрібних точках. Це призводить до збільшення середньої швидкості фронту до 3141 м/с, спричиняє «відрив» потоку, який створює зону пониженого тиску за фронтом, що матиме вплив на зміну параметрів у перехідній зоні.

При застосуванні розглянутих моделей відмінності спостерігаються лише на фронті детонаційної хвилі та частині перехідної зони за ним. Суттєвої різниці у значеннях основних параметрів у зоні спокою (зоні Тейлора) не виявлялося.

На рис. 3-5 представлені графіки розподілу тиску, швидкості та температури за часом у центральному перерізі камери. Основні параметри на фронті детонаційної хвилі обчислюються згідно ZND теорії, інші параметри потоку визначаються з урахуванням особливостей, представлених у роботах [8, 9]. На рис. 3, 4 видно якісно схожу картину течії, крім кінцевої ділянки часу, протягом якого відбувається вихід продуктів детонації з камери двигуна. Хоча є декілька напівемпіричних моделей для визначення параметрів на цій ділянці часу [9], але єдиної аналітичної моделі для неї ще не винайшли. Отримане середнє значення швидкості на фронті детонаційної хвилі становить 2861 м/с. На ділянці часу, яка відповідає

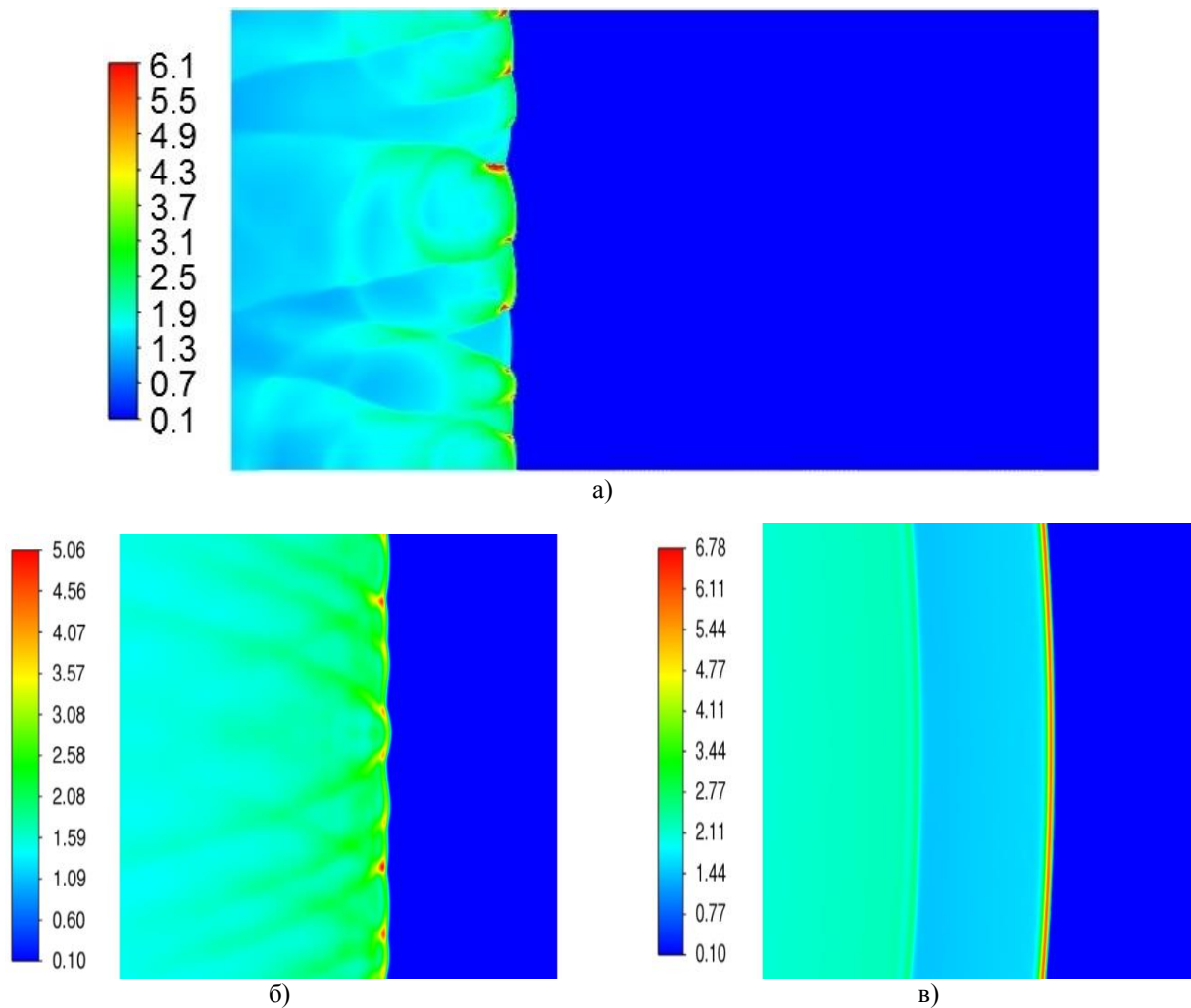


Рис. 2. Розподіл тиску в розрахунковій моделі, МПа:
 а) $k-\omega$ SST модель турбулентності та eddy-dissipation concept модель горіння;
 б) GEKO модель турбулентності та eddy-dissipation concept модель горіння;
 в) $k-\omega$ SST модель турбулентності та finite-rate модель горіння

зоні спокою, спостерігається відмінне від нуля значення швидкості. Кількісно воно знаходиться в межах 5-10 % від швидкості звуку у цій зоні (див. рис. 4). Це показує відмінність між одновимірною та двовимірною моделями. За характером змінення параметрів на цій ділянці часу можна припустити наявність залишкових хвильових явищ від фронту детонаційної хвилі. Середнє відхилення за абсолютними значеннями температури перебуває в межах 300 K. Це може бути обумовлено нерівноважністю хімічних процесів у камері ІДД або характером кінетичної схеми горіння компонентів, що розглядається. Розбіжність параметрів температури не перевищує 10 %, а швидкості та тиску не перевищує 5 %.

Висновок

Зважаючи на особливості процесів, що протікають у камері ІДД, експериментальне дослідження де-

тонації є складним процесом, який потребує високо-точної високошвидкісної вимірювальної техніки. Тому найкращим способом для проведення попередніх досліджень ІДД є методи математичного моделювання. Їх використання спрощує процес дослідження та розробки детонаційних двигунів. Аналізуючи результати моделювання, можна виявити та усунути ряд недоліків перед проведенням натурного експерименту. Оскільки детонація є швидкоплинним процесом, це також дозволяє більш детально дослідити особливості утворення і розповсюдження детонаційної хвилі та дослідити явища, які протікають за фронтом детонації.

У роботі розглянуто деякі важливі особливості застосування відомих розрахункових моделей для дослідження процесу розповсюдження детонації у камері ІДД. Було розглянуто дві основні моделі турбулентності: $k-\epsilon$ та $k-\omega$. Краще себе показала $k-\omega$ модель з SST модифікацією. Врахування турбулентної

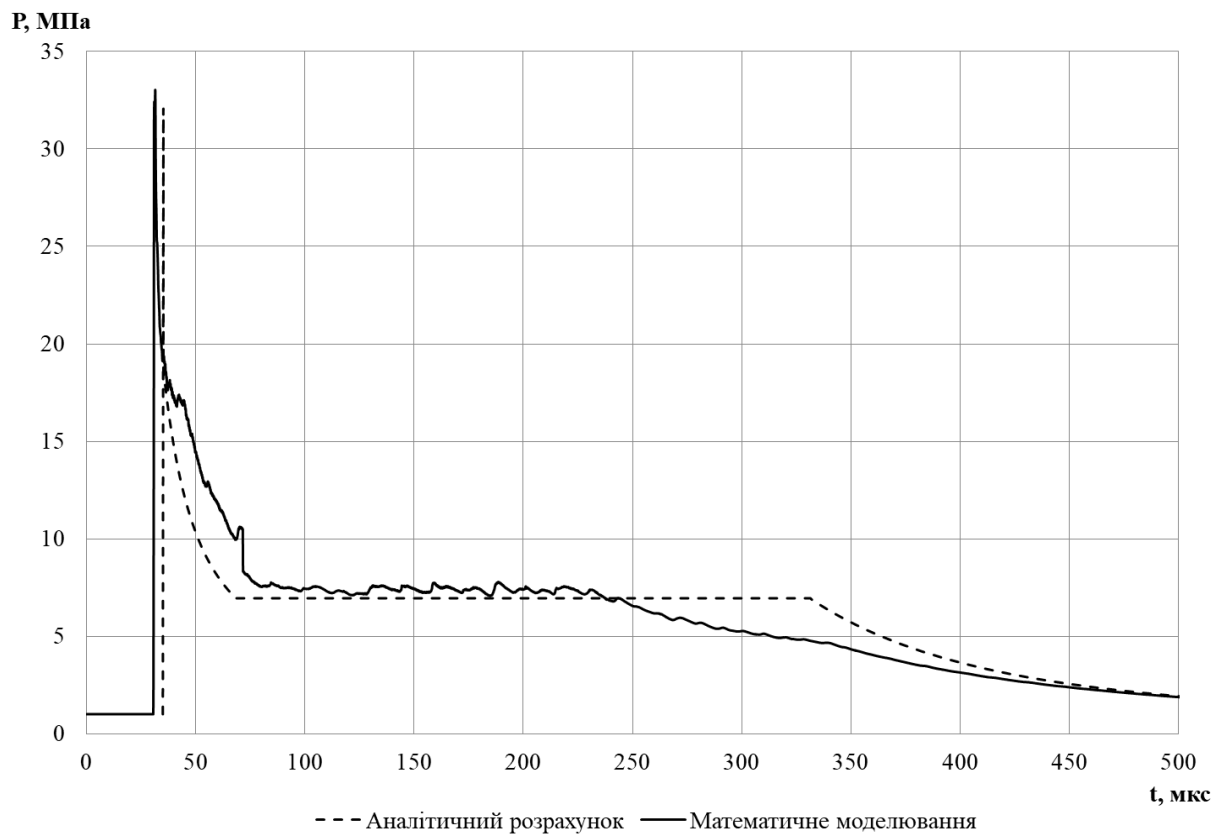


Рис. 3. Графік розподілу тиску у перерізі камери ІДД

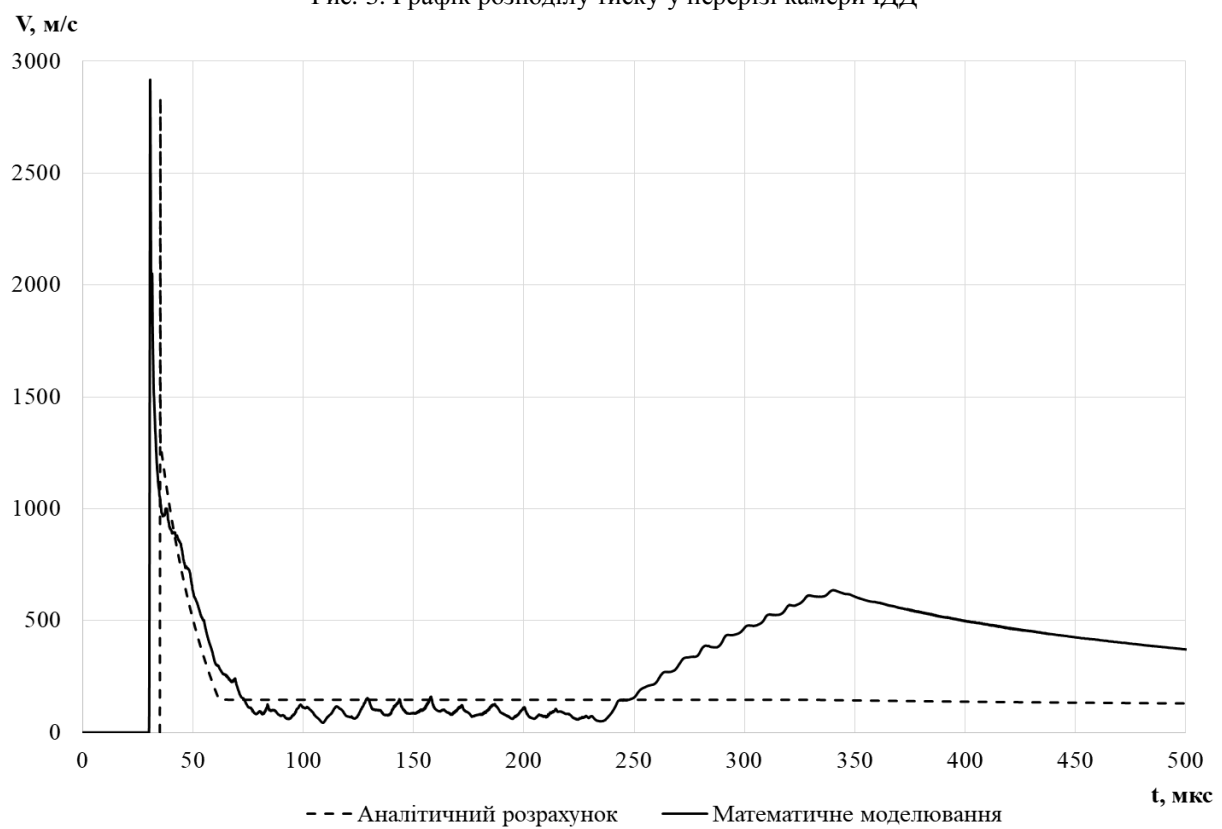


Рис. 4. Графік розподілу швидкості у перерізі камери ІДД

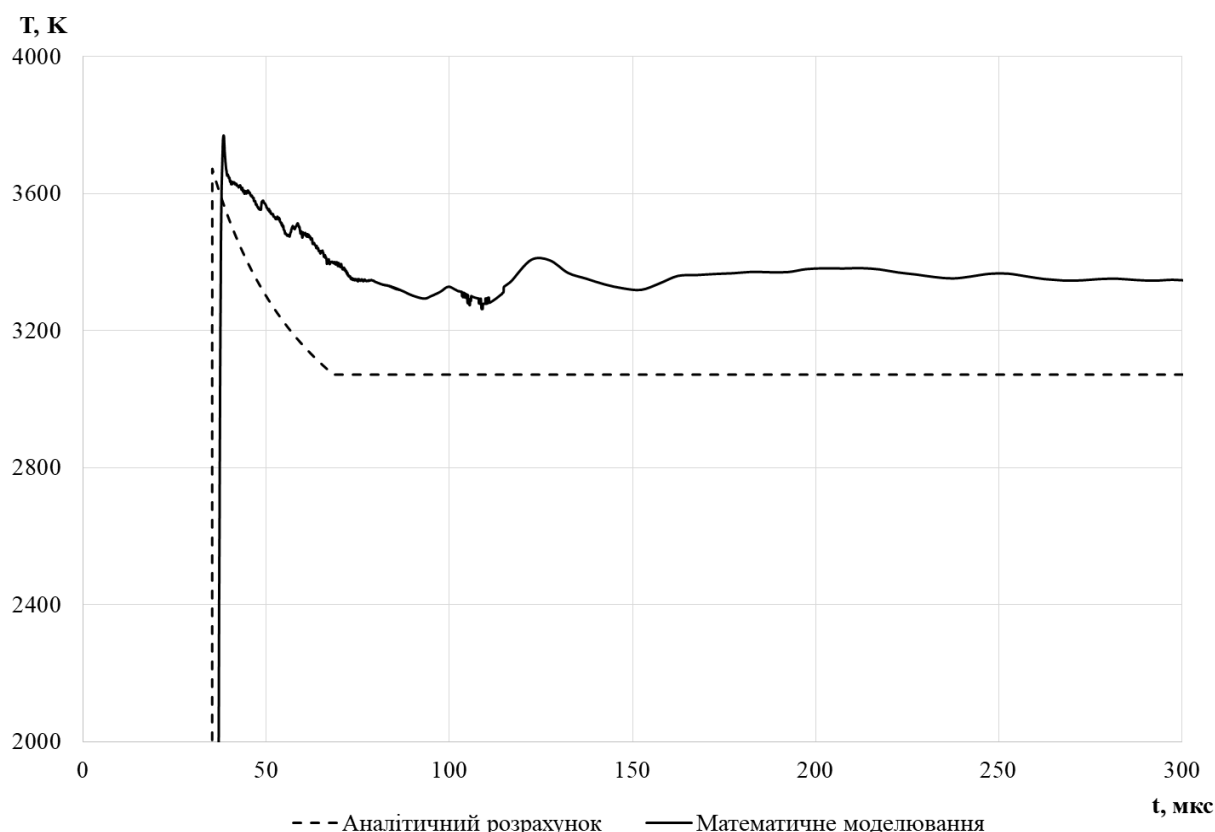


Рис. 5. Графік розподілу температури у перерізі камери ІДД

флуктуації на хімічні перетворення разом з цією моделлю дають найближчий до експерименту результат. GEKO модель турбулентності усереднює значення параметрів на фронті детонаційної хвилі, що призводить до зменшення швидкості фронту детонації. Застосування схеми з миттєвим хімічним перетворенням призводить до значного збільшення параметрів на фронті детонаційної хвилі та її «відриву» від основного потоку.

Результати моделювання показують хорошу збіжність основних параметрів порівняно з існуючою аналітичною одновимірною моделлю та відомими експериментальними результатами. Але також були виявлені відмінності між одновимірною та двовимірною моделями, особливо на етапі спорожнення камери. Максимальне відхилення тиску та швидкості, порівняно з аналітичною моделлю, не перевищує 5 %, а температури – 10 %. Більше відхилення по температурі обумовлюється нерівноважністю хімічних процесів у камері ІДД або характером кінетичної схеми горіння компонентів. Отримані результати дозволяють спиратися на дані чисельного експерименту та у подальшому використовувати математичне моделювання при дослідженні і проектуванні імпульсних детонаційних двигунів.

Література

1. Сосновська, О. В. Ежекторний детонаційний двигун на екологічно чистих компонентах палива [Текст] / О. В. Сосновська, О. Є. Золотько, О. В. Золотько, В. В. Столярчук // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – №4 (172). – С. 20–27. DOI: 10.32620/akt.2021.4.03.
2. Особливості конструктивних схем двигунів з імпульсними детонаційними камерами [Текст] / О. Є. Золотько, О. В. Золотько, О. В. Сосновська, О. С. Аксьонов, І. С. Савченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2020. – №2 (162). – С. 4–10. DOI: 10.32620/akt.2020.2.01.
3. Huang, X. Research on Optical Diagnostic Method of PDE Working Status Based on Visible and Near-Infrared Radiation Characteristics [Text] / X. Huang, N. Li, Y. Kang // *Energies*. – 2021. – Vol. 14, no. 18. – Article No. 5703. – P. 1–14. DOI: 10.3390/en14185703.
4. Модель турбулентного перемішування продуктів детонації із зовнішнім середовищем у камері імпульсного двигуна [Текст] / О. Є. Золотько, О. В. Золотько, Ю. І. Мороз, О. В. Сосновська // *Космічна наука і технологія*. – 2018. – Т. 24, № 6. – С. 16–23. DOI: 10.15407/knit2018.06.016.

5. Debnath, P. Numerical investigation of detonation combustion wave propagation in pulse detonation combustor with nozzle [Text] / P. Debnath, K. M. Pandey // *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*. – 2020. – Vol. 7, No. 3. – P. 187–202. DOI: 10.12989/aas.2020.7.3.187.

6. Kumar, N. Numerical Investigation of Predetonator of Pulse Detonation Engine Tube [Text] / N. Kumar, L. Sebastian // *International Journal of Engineering and Advanced Technology*. – 2017. – Vol. 7, Iss. 1. – P. 52–59. – Available at: <https://www.ijeat.org/portfolio-item/A5182107117/> – 10.09.2022.

7. ANSYS Fluent Theory Guide 2019R1 [Electronic resource]. – Available at: <https://ru.scribd.com/document/491750032/ANSYS-Fluent-Tutorial-Guide-2019#>. – 10.09.2022.

8. Endo, T. A Simplified Analysis on a Pulse Detonation Engine Model [Text] / T. Endo, T. Fujiwara // *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. – 2002. – Vol. 44, Iss. 146. – P. 217–222. DOI: 10.2322/tjsass.44.217.

9. Pressure History at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation Engine [Text] / T. Endo, J. Kasahara, A. Matsuo, K. Inaba, S. Sato, T. Fujiwara // *AIAA Journal*. – 2004. – Vol. 42, Iss. 9. – P. 1921–1930. DOI: 10.2514/1.976.

10. Porowski, R. Cellular structure of detonation wave for hydrogen-methane-air mixtures [Text] / R. Porowski, A. Teodorczyk // *Journal of Power Technologies*. – 2011. – Vol. 91, no. 3. – P. 130–135. Available at: <https://papers.itc.pw.edu.pl/index.php/JPT/article/view/225>. – 10.09.2022.

11. Щелкин, К. И. Неустойчивость горения и детонации газов [Текст] / К. И. Щелкин // *Успехи физических наук*. – 1967. – Т. 87, № 2. – С. 273–302. DOI: 10.3367/UFNr.0087.196510d.0273.

References

1. Sosnovs'ka, O. V., Zolot'ko, O. Ye., Zolot'ko, O. V., Stolyarchuk, V. V. Ezhektorny detonatsiynny dyvuhun na ekolohichno chystykh komponentakh palyva [Detonation engine with ejector ecological fuel components]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 4 (172), pp. 20–27. DOI: 10.32620/aktt.2021.4.03.

2. Zolot'ko, O. Ye., Zolot'ko, O. V., Sosnovs'ka, O. V., Aks'onov, O. S., Savchenko, I. S. Osoblyvosti konstruktivnykh skhem dyvuhuniv z impul'snymy detonatsiynny kameramy [Design features of engines with pulsed detonation cameras]. *Aviacijno-kosmicna tehnika*

i tehnologia – Aerospace technic and technology, 2020, no. 2 (162), pp. 4–10. DOI: 10.32620/aktt.2020.2.01.

3. Huang, X., Li, N., Kang, Y. Research on Optical Diagnostic Method of PDE Working Status Based on Visible and Near-Infrared Radiation Characteristics. *Energies*, 2021, vol. 14, no. 18, article no. 5703, pp. 1–14. DOI: 10.3390/en14185703.

4. Zolot'ko, O. E., Zolot'ko, O. V., Moroz, Yu. I., Sosnovs'ka, O. V. Model' turbulentnoho peremishuvannya produktiv detonatsiyi iz zovnishnim seredovyschem u kameri impul'snoho dyvuhuna [The burned gas with external environment in the pulse detonation engine chamber turbulent mixing model]. *Kosmichna nauka i tekhnolohiya – Space Science and Technology*, 2018, vol. 24, no. 6, pp. 16–23. DOI: 10.15407/knit2018.06.016.

5. Debnath, P., Pandey, K. M. Numerical investigation of detonation combustion wave propagation in pulse detonation combustor with nozzle. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 2020, vol. 7, no. 3, pp. 187–202. DOI: 10.12989/aas.2020.7.3.187.

6. Kumar, N., Sebastian, L. Numerical Investigation of Predetonator of Pulse Detonation Engine Tube. *International Journal of Engineering and Advanced Technology*, 2017, vol. 7, no. 1, pp. 52–59. Available at: <https://www.ijeat.org/portfolio-item/A5182107117/>. (accessed 10.09.2022).

7. ANSYS Fluent Theory Guide 2019R1. Available at: <https://ru.scribd.com/document/491750032/ANSYS-Fluent-Tutorial-Guide-2019#>. (accessed 10.09.2022).

8. Endo, T., Fujiwara, T. A Simplified Analysis on a Pulse Detonation Engine Model. *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2002, vol. 44, no. 146, pp. 217–222. DOI: 10.2322/tjsass.44.217.

9. Endo, T., Kasahara, J., Matsuo, A., Inaba, K., Sato, S., Fujiwara, T. Pressure History at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation Engine. *AIAA Journal*, 2004, vol. 42, iss. 9, pp. 1921–1930. DOI: 10.2514/1.976.

10. Porowski, R., Teodorczyk, A. Cellular structure of detonation wave for hydrogen-methane-air mixtures. *Journal of Power Technologies*, 2011, vol. 91, no. 3, pp. 130–135. Available at: <https://papers.itc.pw.edu.pl/index.php/JPT/article/view/225>. (accessed 10.09.2022).

11. Shchelkin, K. I. Instability of combustion and detonation of gases. *Soviet Physics Uspekhi*, 1966, vol. 8, no. 5, pp. 780–797. DOI: 10.1070/PU1966v008n05ABEH003038.

NUMERICAL EXPERIMENT METHODOLOGY FOR THE CHAMBER OF A PULSE DETONATION ENGINE

Oleksandr Aksonov

The **subject** of research in this article is the process of detonation propagation in the chamber of a pulse detonation engine. Experimental research on detonation engines is a complex and expensive process that requires high-speed, high-precision equipment to obtain high-quality reliable results. Therefore, to conduct preliminary research, numerical experiment methods using mathematical simulation tools should be used. This work analyzes the possibility of applying known calculation models to study the detonation propagation process in the chamber of a pulse detonation engine. The **task**: to study the influence of the application of existing calculation models on the accuracy of numerical simulation of the detonation process; analyze the use of existing calculation models for the study of the detonation propagation process. The main **method** used in this work is the method of mathematical simulation using CFD technologies. The following **results** were obtained. The work considered the application of various turbulence models, chemical transition models, solvers and mesh sizes in modeling processes in the chamber of a pulse detonation engine. The application k- ϵ and k- ω turbulence models and their modifications are considered. The closest to the real result is obtained when applying k- ω model turbulence with SST modification. Generalized modification of this model averages the parameters on the front of the detonation wave, which leads to the destruction of the structure of the front. Taking into account the peculiarities of the processes occurring at the front of the detonation wave, the eddy-dissipation concept method will be better for modeling chemical transition, compared to the finite-rate method. Using the finite-rate method shows instantaneous combustion at the front of the detonation wave. This leads to a sharp increase in the parameters at the detonation front with its further separation from the main flow. To obtain a qualitatively reliable result of the parameters at the front of the detonation wave, cell dimensions of no more than 1/16 mm should be used. The application of the eddy-dissipation concept method with k- ω SST turbulence model allows obtaining the closest results to the experimental data. The deviation of pressure and velocity values obtained during modeling does not exceed 5% from their actual values. The temperature deviation does not exceed 10%. This is determined by the selected kinetic scheme of chemical transitions. All considered models and methods affect only the structure and development of the detonation wave front. There are no significant differences in the values of the parameters along the front (in the Taylor zone). **Conclusion.** The obtained results are of practical importance for the design and research of detonation engines. The use of the proposed calculation models will allow conducting numerical experiments for the pulse detonation engine chamber with sufficient accuracy, in comparison with experimental data.

Keywords: detonation; pulse detonation engine; mathematical simulation; numerical experiment.

Аксьонов Олександр Сергійович – асп. каф. двигунобудування, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна; інженер I категорії, Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»», Дніпро, Україна.

Oleksandr Aksonov – PhD student of Engines Construction Department, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine; engineer of the first category, State Enterprise «Design office «Yuzhnoye»», Dnipro, Ukraine,

e-mail: aksyonov.olexander@gmail.com, ORCID: 0000-0002-5399-7292.