

О. Д. НІКОЛАЄВ, І. Д. БАШЛІЙ, Р. А. МАРЧАН, С. Ш. ВЕКІЛОВ

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

ЧИСЛОВЕ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ АКУСТИЧНИХ ПРОСТОРОВИХ КОЛИВАНЬ ГАЗУ В КАМЕРІ ЗГОРЯННЯ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ НА РІДКОМУ ПАЛИВІ

Сучасні космічні рідинні ракети для виведення на орбіту корисного навантаження з меншим впливом на навколишнє середовище вимагають використання недорогих, безпечних і надійних двигунних систем. Для того, щоб максимально відповідати цим критеріям, дизайн сучасних ракетних двигунів розробляється на основі застосування перспективних елементів і матеріалів, а також впровадження нових технологій. Для дослідження динамічної нестійкості камери згоряння виконано математичне моделювання нестационарної течії газу в камері експериментальної енергетичної установки на рідкому паливі, виробленої за допомогою адитивних технологій. Для порівняння підходів розглядалися постановки як двовимірної осесиметричної, так і тривимірної неосесиметричної задач визначення параметрів течії в камері енергоустановки. Метою статті є чисельне дослідження та порівняльний аналіз характеру течії продуктів згоряння та параметрів акустичних просторових коливань газу в камері енергетичної установки на рідкому паливі, виготовленої за допомогою адитивних технологій. Чисельний аналіз параметрів течії продуктів згоряння в камері енергетичної установки виконано за допомогою програмного комплексу скінченно-елементного аналізу ANSYS Fluent при використанні LES - Large Eddy Simulation моделі турбулентності та k-ε моделі турбулентності. На основі результатів чисельного дослідження динаміки камери згоряння енергетичної установки визначено, що турбулентний рух газоподібних продуктів згоряння палива вздовж стінок циліндричної камери відбувається з утворенням вихорів, що періодично руйнуються в процесі переміщення газового потоку від перерізу вогневого днища до критичного перерізу камери. З аналізу результатів розрахунку випливає, що в камері енергетичної установки розвивається автоколивальний динамічний процес, при якому амплітуди тиску продуктів згоряння в камері можуть досягати величини 2 бар - 3 бар (тобто 10% - 15% від статичної величини тиску). Результати чисельного моделювання із застосуванням LES моделі турбулентності продемонстрували високу збіжність із даними вогневих випробувань камери згоряння за домінуючими частотними та амплітудними характеристиками. Верифікована модель течії відтворює неосесиметричний характер автоколивань продуктів згоряння та пов'язану з ними вихрову структуру течії. Впровадження запропонованого підходу дозволить оптимізувати проєктування систем живлення та істотно зменшити обсяги натурного відпрацювання перспективних енергетичних установок на рідкому паливі.

Ключові слова: адитивні технології; енергетична установка; параметри акустичних просторових коливань; нестационарна течія газу; LES модель турбулентності; вихроутворення.

1. Вступ

Процеси горіння компонентів палива в камері згоряння енергетичної установки на рідкому паливі при її відпрацюванні можуть супроводжуватися небезпечними для працездатності енергетичної установки динамічними явищами – коливаннями тиску з неприпустимо великою амплітудою, «закидами» тиску при перехідних процесах і коливаннями швидкості продуктів згоряння [1], [2]. Параметри цих коливань визначаються нестационарним горінням палива та акустичними процесами, що мають місце при русі продуктів згоряння в камері [3], [4]. В критичних випадках зазначені процеси призводять до порушення цілісності конструкції камери згоряння. У ракетно-космічній техніці це небезпечне динамічне явище по-

значено як високочастотна термоакустична нестійкість камери згоряння енергетичної установки [2], [5].

Сучасні космічні рідинні ракети для виведення на орбіту корисного навантаження з меншим впливом на навколишнє середовище вимагають використання недорогих, безпечних і надійних двигунних систем для того, щоб максимально відповідати цим критеріям.

Дизайн сучасних ракетних двигунів розробляється на основі застосування перспективних елементів і матеріалів, а також впровадження нових технологій. Це вимагає аналізу параметрів акустичних коливань з урахуванням явища вихроутворення, які виникають в сучасних енергетичних установках.

Метою статті є чисельне дослідження параметрів течії продуктів згоряння та параметрів акустичних просторових коливань газу в камері енергетичної



установки на рідкому паливі, виготовленої за допомогою адитивних технологій.

2. Математичне моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів в енергетичній установці та розрахунок параметрів просторових акустичних коливань продуктів згоряння в камері енергетичної установки

Математичне моделювання течії газу в камері енергетичної установки проведено на прикладі експериментальної енергетичної установки на рідкому паливі малої тяги (з відношенням тяги до тиску та площі критичного перерізу в камері ≈ 1.88) [6]. Основні геометричні та термоакустичні характеристики продуктів згоряння палива розраховувалися на основі режимних параметрів камери згоряння за допомогою програмних засобів для розрахунку рівноважних сумішей продуктів згоряння розглянутого палива [7]: об'єм циліндричної частини камери енергетичної установки – 0.000888 м^3 , внутрішній діаметр камери – 0.088 м , тиск в камері енергетичної установки – 20.2 бар , температура продуктів згоряння в камері енергетичної установки – 2878 К , швидкість звуку в камері енергетичної установки $V = 741.2 \text{ м/с}$, густина газу в камері енергетичної установки $\rho = 4.47 \text{ кг/м}^3$, витрата окиснювача – 0.516 кг/с , витрата пального – 0.279 кг/с .

У проведеному дослідженні застосовано підхід до математичного моделювання течії газу в камері енергетичної установки з використанням методу скінченних об'ємів (VOF - Volume of Fluid) та методології моделювання великих вихорів (LES - Large Eddy Simulation Model) у програмному комплексі FLUENT, який викладено в роботі [8]. Результати застосування запропонованого підходу наведено в роботі [8] з використанням осесиметричної 2D-моделі течії з урахуванням і без урахування шорсткості поверхні стінок, яку потрібно усувати в камерах енергетичних установок, виготовлених за допомогою адитивних технологій. У даній роботі наведено результати розрахунків із використанням осесиметричної 2D-моделі течії та неосесиметричної 3D-моделі течії з різними моделями турбулентності та з урахуванням і без урахування опору на стінці камери. З метою спрощення розрахунків при моделюванні кінетика горіння та багатофазність потоку продуктів згоряння не враховувалися. Урахування гідравлічного спротиву на стінці здійснювалося за допомогою полуміричних формул: напруження на стінці визначалося за формулою Г. К. Філоненко [9].

Для отримання більш стійкого розв'язку нестационарна задача в змінних швидкість – тиск розв'язувалась за допомогою методу Artificial Compressibility

в неявній схемі та дискретизації за часом 1-го порядку в програмному комплексі FLUENT. При виконанні розрахунків крок інтегрування покладался рівним $1 \times 10^{-6} \text{ с}$. Загальний час нестационарного розрахунку становив близько 1.2 с , що достатньо для отримання задовільних результатів при виконанні аналізу швидкого перетворення Фур'є для досліджуваного динамічного процесу.

3. Обговорення результатів

Проведено гарячі випробування розглянутої енергетичної установки, а також серію вібраційних випробувань дослідженої камери згоряння (рис. 1, 2). На рис. 3 представлено амплітудний спектр сигналу, отриманого з датчиків поздовжнього $Nz(t)$ перевантаження (492 г – загальний розмах коливань, 2650 Гц – домінуюча частота). При цьому заміряні розмахи коливань тиску в камері не перевищували 4 бар (див. рис. 2).

У роботі [10] визначено зв'язок між частотами датчиків тиску та віброприскорень та показано, що параметри вібрації можуть використовуватися для уточнення даних про згоряння палива для випадку, коли датчик тиску не замірює високочастотні коливання.

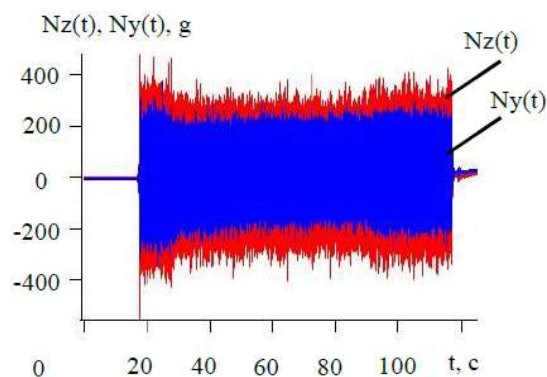


Рис. 1. Залежності від часу сигналу, отриманого з датчиків поздовжнього $Nz(t)$ та поперечного $Ny(t)$ перевантаження енергетичної установки (для $Nz(t)$ загальний розмах коливань – 492 г , для $Ny(t)$ загальний розмах коливань – 380 г , 0.000025 с – крок за часом)

На рис. 4 показано, що розрахункова амплітуда коливань тиску в камері складала $\approx 2 \times 10^5 \text{ Па}$ в розрахунковій точці, розташованій рівновіддалено від осі симетрії камери та крайньої границі на вогневому днищі камери, (для 3D-моделі течії (132795 вузлів сітки) з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках).

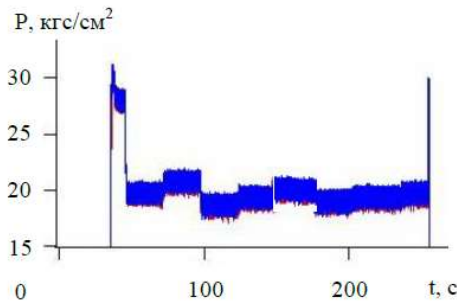


Рис. 2. Залежності від часу сигналу, отриманого з датчика коливань тиску розглядуваної енергетичної установки (4 кгс/см² – загальний розмах коливань, 0.001 с – крок за часом)

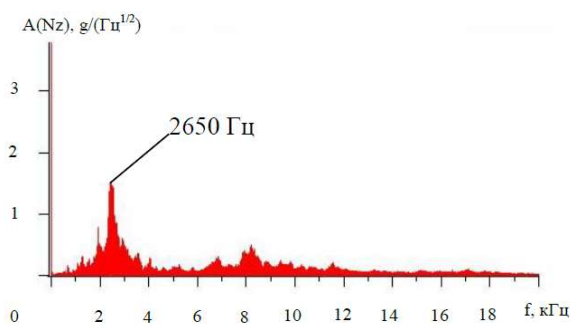


Рис. 3. Амплітудний спектр сигналу, отриманого з датчика поздовжнього $N_z(t)$ перевантаження енергетичної установки

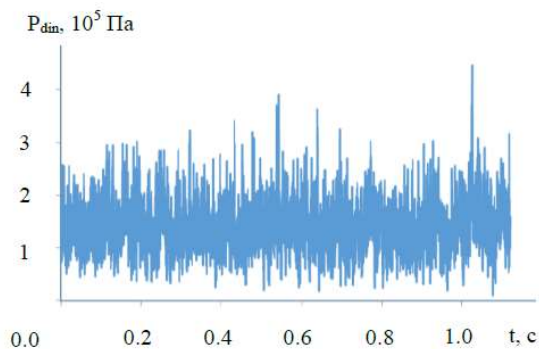


Рис. 4. Залежність розрахункової динамічної складової тиску P_{din} в енергетичній установці від часу (3D-модель течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках, $4 \cdot 10^5$ Па – загальний розмах коливань)

На рис. 5, 6 представлено амплітудний спектр фільтрованої розрахункової динамічної складової тиску P_{din} для розрахункової точки, розташованої рівновіддалено від осі симетрії камери та крайньої границі на вогневому днищі камери енергетичної установки. При цьому крива 1 розрахована для 3D-моделі течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням опору біля стінки камери, крива 2 розрахована для 3D-мо-

делі течії з k-ε-моделлю турбулентності з урахуванням опору біля стінки камери, крива 3 розрахована для 3D-моделі течії з LES-моделлю турбулентності без урахування опору біля стінки камери.

Для випадку використання 3D-моделі течії з k-ε-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках параметри динамічної складової тиску P_{din} , показаної на рис. 7, свідчать про те, що коливальний процес містить в собі биття, навіть при невеликих амплітудах коливань тиску. Тому доцільно використовувати LES-модель турбулентності (рис. 4), для якої отримано більші амплітуди коливань тиску, які узгоджуються з експериментальними значеннями, а процес стає багаточастотним із більш широким спектром і не містить в собі биття, як і в експерименті (рис. 1, 2).

Для 3D-моделі течії з LES-моделлю турбулентності без урахування гідравлічного опору на стінках (рис. 8) амплітуди коливань тиску також були істотно нижче експериментальних.

Відзначено, що при використанні 2D-моделі течії (1216 вузлів сітки) з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках отримано усталений коливальний процес ($0.015 \cdot 10^5$ Па – загальний розмах коливань для розрахункової точки, розташованої рівновіддалено від осі симетрії камери та крайньої границі на вогневому днищі камери), але амплітуди коливань тиску на 2 порядки менші за експериментальні. Це можна пояснити тим, що в даному випадку використовувалася осесиметрична модель течії.

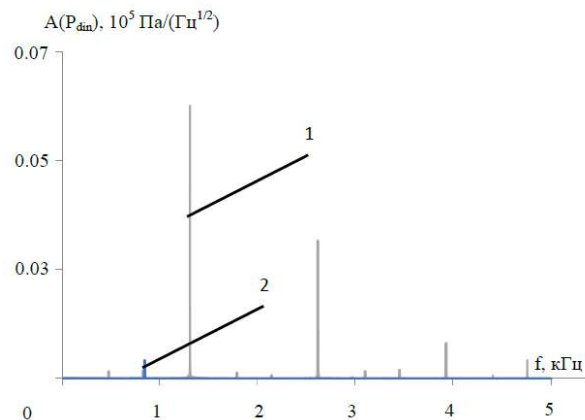


Рис. 5. Амплітудний спектр фільтрованої розрахункової динамічної складової тиску P_{din} в енергетичній установці

Наведені на рис. 5, 6 розрахункові параметри коливань тиску (частота 2620 Гц), що діють на стінку камери й отримані на основі чисельного моделювання течії продуктів згоряння в камері, теж достатньо близькі до експериментальних значень (2690 Гц), за винятком першої частоти 1.3 кГц.

Це може бути пов'язано з тим, що коливання конструкції в даному випадку не було враховано. На рис. 5, 6 можна відмітити суттєве зниження амплітуд коливань для к-ε-моделі турбулентності та для випадку без урахування опору біля стінки. Крім того, для к-ε-моделі турбулентності частоти істотно змінюються.

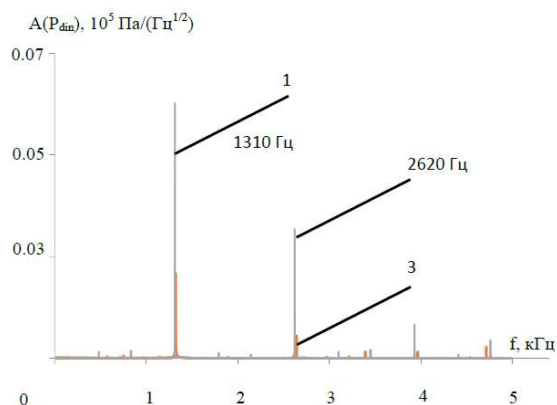


Рис. 6. Амплітудний спектр фільтрованої розрахункової динамічної складової тиску P_{din} в енергетичній установці

Амплітуди коливань для 3D-моделі течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках близькі до амплітуд, отриманих експериментально (рис. 4, 2). У той же час, у розрахунках для осесиметричної 2D-моделі течії або при використанні к-ε-моделі турбулентності (рис. 7), або для LES-моделі турбулентності без урахуванням гідравлічного опору на стінках (рис. 8) амплітуди коливань тиску для розрахункової точки, розташованої рівновіддалено від осі симетрії камери та крайньої границі на вогневому днищі камери енергетичної установки, були істотно нижче експериментальних (рис. 2), а частоти коливань тиску можуть істотно відрізнятися.

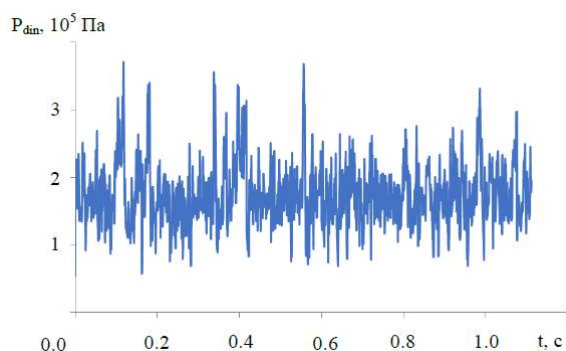


Рис. 7. Залежність розрахункової динамічної складової тиску P_{din} в енергетичній установці від часу (3D-модель течії з к-ε-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках, $2 \cdot 10^5$ Па – загальний розмах коливань)

Можна відмітити, що завихреність газу Av (тут Av позначено модуль ротора векторного поля швидкостей) суттєво зменшується, як і динамічні складові тиску в поперечних перерізах для випадку використання осесиметричної 2D-моделі течії продуктів згоряння в камері з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках (рис. 9, 11) порівняно з випадком використання 3D-моделі течії продуктів згоряння в камері з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках (рис. 12, 14).

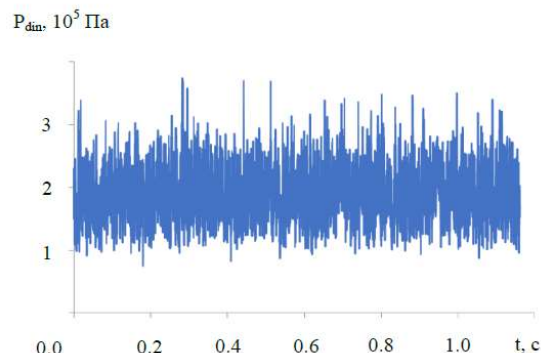


Рис. 8. Залежність розрахункової динамічної складової тиску P_{din} в енергетичній установці від часу (3D-модель течії з LES-моделлю турбулентності без урахуванням гідравлічного опору на стінках, $2 \cdot 10^5$ Па – загальний розмах коливань)

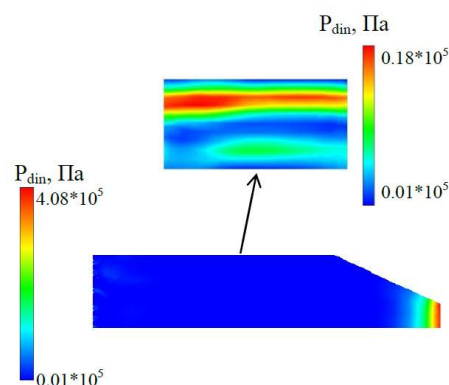


Рис. 9. Розподіл розрахункової динамічної складової тиску P_{din} в осьовому перерізі енергетичної установки для часу 1.1 с (осесиметрична 2D-модель течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках)

На рис. 4 показано, що розрахункова амплітуда коливань тиску в камері $\approx 2 \cdot 10^5$ Па в розрахунковій точці для 3D-моделі течії (132795 вузлів сітки) з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках, але на рис. 12 видно, що середня амплітуда тиску досягає $2\text{--}2.9 \cdot 10^5$ Па на циліндричній ділянці камери та на докритичній ділянці, це відповідає заміряним даним про розмахи коливань тиску (рис. 2).

Визначено, що завихреність газу Av для 3D-моделі течії з k - ϵ -моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках (рис. 7) та для 3D-моделі течії з LES-моделлю турбулентності без урахування гідравлічного опору на стінках (рис. 8) також суттєво менше порівняно з випадком використання 3D-моделі течії продуктів згоряння в камері з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках (рис. 4, 14).

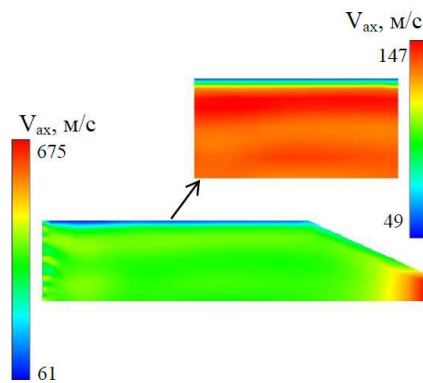


Рис. 10. Розподіл розрахункової осової швидкості V_{ax} в осовому перерізі енергетичної установки для часу 1.1 с (осесиметрична 2D-модель течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках)

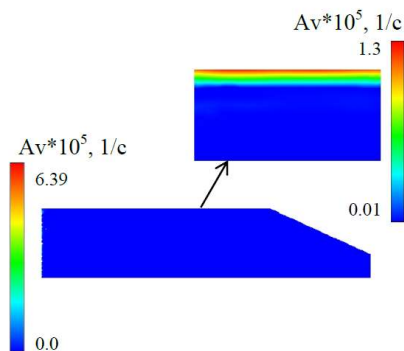


Рис. 11. Розподіл розрахункової завихреності газу Av в осовому перерізі енергетичної установки для часу 1.1 с (осесиметрична 2D-модель течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках)

Крім того, можна побачити несиметричний характер розподілу параметрів коливань продуктів згоряння в камері, отриманих для 3D-моделі течії продуктів згоряння в камері з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках (рис. 12, 13, 14), на відміну від параметрів коливань, представлених на рис. 9, 10, 11 для осесиметричної 2D-моделі течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках.

Визначено, що при урахуванні гідравлічного опору на стінках вихори виникають біля стінок (рис. 14), проте без урахування гідравлічного опору на стінках камери вихори формуються в центральному потоці біля осі симетрії камери, та при цьому потік формується по осі симетрії камери і не вигинається, як у випадку урахування гідравлічного опору на стінках (рис. 3).

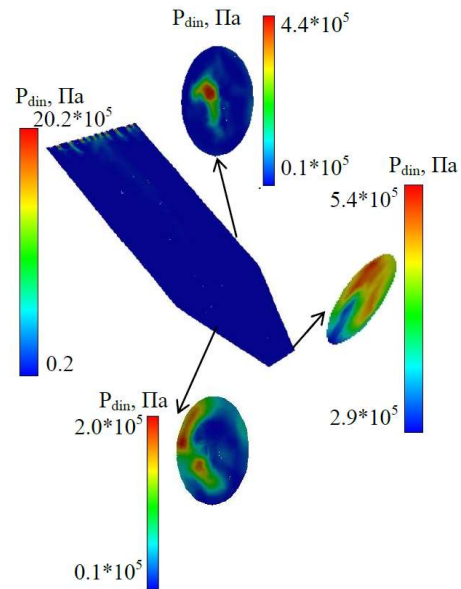


Рис. 12. Розподіл розрахункової динамічної складової тиску P_{din} в осовому перерізі енергетичної установки для часу 1.1 с (3D-модель течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках)

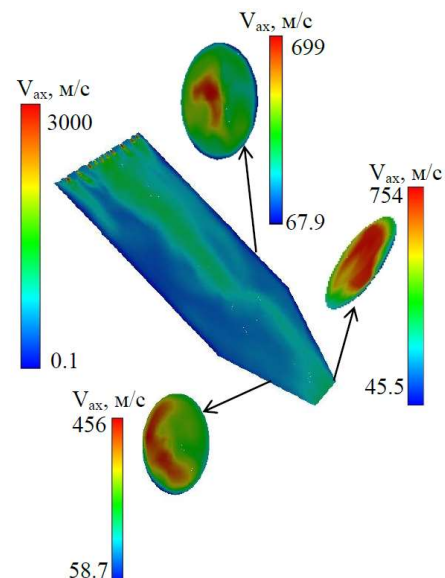


Рис. 13. Розподіл розрахункової осової швидкості V_{ax} в осовому перерізі енергетичної установки для часу 1.1 с (3D-модель течії з LES-моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках)

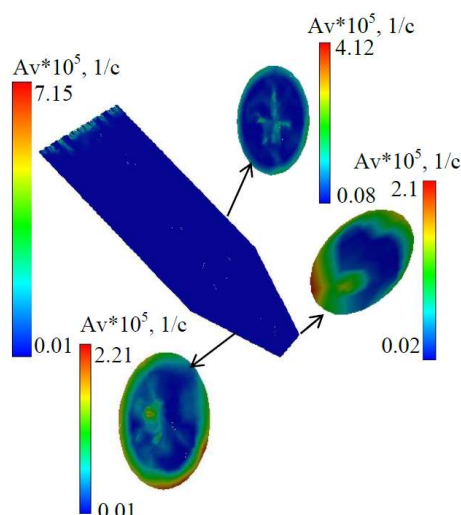


Рис. 14. Розподіл розрахункової завихреності газу Av в осьовому перерізі енергетичної установки для часу 1.1 с (3D-модель течії з LES -моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках)

4. Висновки

1. Запропоновано підхід до чисельного моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів у енергоустановці на рідкому паливі та до розрахунку параметрів просторових акустичних коливань продуктів згоряння в камері енергетичної установки. Проведено порівняння підходів до постановки двовимірної осесиметричної та тривимірної неосесиметричної задачі визначення параметрів течії продуктів згоряння в камері.

2. Визначено, що для 3D-моделі течії з k - ϵ -моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках отримано нестійкий турбулентний процес, що включає биття, і відбувається істотне зниження амплітуд коливань, а характерні частоти динамічного процесу течії продуктів згоряння в камері істотно змінюються (залишається тільки перша домінуюча частота). При використанні 3D-моделі течії з LES -моделлю турбулентності без урахування гідравлічного опору на стінках у результаті розрахунків встановлено, що зменшуються вихори (немає вихорів біля стінки) та, відповідно, динамічні складові тиску стають істотно меншими.

3. Для випадку використання 2D-моделі течії в розглядуваній камері отримано істотно нижчі амплітуди порівняно з використанням 3D-моделі течії з LES -моделлю турбулентності з урахуванням гідравлічного опору на стінках. При використанні 2D-моделі течії отримано усталений коливальний процес, тому що використовується осесиметрична модель течії.

4. Застосування LES -моделі турбулентності для 3D-моделі течії дало можливість збільшити дрібні

вихори та отримати частоти автоколивань та амплітуди коливального багаточастотного процесу, які близькі до експериментальних значень. Виникнення вихороутворень (Surface Vortex Shedding (SVS)) при русі газоподібних продуктів згоряння компонентів палива в камері енергоустановки з розвитком турбулентного характеру течії (тут присутні відмінності характеру течії від відомого явища динамічної нестійкості камери CHUG) дозволяє отримати неосесиметричний характер течії, визначити частоти та амплітуди, близькі до експериментальних значень. Для розрахунків при використанні 3D-моделі течії, k - ϵ -моделі турбулентності та з урахуванням гідравлічного опору на стінках нестійкий турбулентний процес включає в собі биття навіть при невеликих амплітудах коливань тиску, тому доцільно використовувати LES -модель турбулентності, з якою збільшуються амплітуди коливань тиску і багаточастотний процес з більш широким спектром не містить в собі биття та за характером є ближчим до експериментальних даних.

5. Використання розробленого підходу дозволить підвищити якість проектування систем живлення та значно скоротити обсяг експериментальних випробувань сучасних ракетних двигунів.

Внесок авторів: формулювання проблеми – О. Д. Ніколаєв, Р. О. Марчан, С. Ш. Векілов; аналіз результатів моделювання – І. Д. Башлій, О. Д. Ніколаєв.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Рукопис не має супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували технології штучного інтелекту при створенні даної роботи.

Подяка

Автори висловлюють подяку доктору технічних наук Кваші Юрію Олександровичу за цінні вказівки під час аналізу результатів чисельного моделювання течії продуктів згоряння в камері.

Усі автори прочитали та погодились з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Crocco, L. *Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors* / L. Crocco, S. I. Cheng. – London: AGARD Monograph 8, Buttersworth, 1956. – 200 p.
2. Dranovsky, M. L. *Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia* / M. L. Dranovsky // *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)*. – 2007. – Vol. 221. – 322 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/4.866906>
3. *Injector-coupled thermoacoustic instabilities in an experimental LOX-methane rocket combustor during start-up* / S. Kein, M. Börner, J. S. Hardi et al. // *CEAS Space Journal*. – 2020. – Vol. 12. – P. 267–279. DOI: <https://doi.org/10.1007/s12567-019-00294-4>
4. Parkinson, D. *Test and Evaluation Guideline for Liquid Rocket Engines*. Joint Army Navy NASA Air Force / D. Parkinson, W. M. VanLerberghe, Sh. A. Rahman. – American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2011. – 12 p. Available et: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA554916>
5. Harrje, D. T. *Liquid propellant rocket. Combustion instability*. National Aeronautics And Space Administration / D. T. Harrje – Washington: D. C. – 1972. – 637 p.
6. Vekilov, S. *Comparison and analysis between conventional and additive manufacturing technologies of LPRE* / S. Vekilov, V. Lipovskyi // *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*. – 2022. – Vol. 31, iss. 2. – P. 14–25. DOI: <https://doi.org/10.15421/472210>
7. Belov, G. V. *Software for simulation of thermodynamic equilibrium states of combustion fuels* / G. V. Belov, B. G. Trusov // *Rocket and space propulsion systems. Collected materials of All-Russian Scientific and Technical Conference*. – 2010. – P. 21–22.
8. Bashlii, I. *Low-frequency oscillations of combustion products in the chamber of a low-thrust liquid rocket engine manufactured using additive technologies* / I. Bashlii, O. Nikolayev, R. Marchan // *Aerospace Technic and Technology*. – 2024. – No. 4 sup. 1 (197). – P. 60-68. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2024.4sup1.09>
9. Kohnke, P. *Ansys Inc. Theory Manual. Twelfth Edition* / P. Kohnke. – Canonsburg: SAS IP, 2001. – 1266 p.
10. Narayan, S. *Combustion monitoring in engines using accel-erometer signals* / S. Narayan, S. Milojevic,

V. Gupta // *Journal of vibroengineering*. – 2019. – Vol. 21, iss. 6 – P. 1552-1563. DOI: <https://doi.org/10.21595/jve.2019.20516>

References

1. Crocco, L., Cheng, S. I. *Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors*. London: AGARD Monograph 8, Buttersworth, 1956. 200 p.
2. Dranovsky, M. L. *Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia*. AIAA. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2007, vol. 221. 321 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/4.866906>
3. Kein S., Börner M., Hardi J. S., Suslov D., Oschwald M. *Injector-coupled thermoacoustic instabilities in an experimental LOX-methane rocket combustor during start-up*. *CEAS Space Journal*, 2020, vol. 12, pp. 267–279. DOI: <https://doi.org/10.1007/s12567-019-00294-4>
4. Parkinson, D., VanLerberghe, W. M., Rahman, Sh. A. *Test and Evaluation Guideline for Liquid Rocket Engines*. Joint Army Navy NASA Air Force. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. 12 p. Available et: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA554916>
5. Harrje D. T. *Liquid propellant rocket. Combustion instability*. National Aeronautics And Space Administration. Washington: D. C., 1972. 637 p.
6. Vekilov S., Lipovskyi, V. *Comparison and analysis between conventional and additive manufacturing technologies of LPRE*. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 2022, vol. 31, iss. 2, pp. 14–25. DOI: <https://doi.org/10.15421/472210>
7. Belov, G. V., Trusov, B. G. *Software for simulation of thermo-dynamic equilibrium states of combustion fuels*. *Rocket and space propulsion systems. Collected materials of All-Russian Scientific and Technical Conference*, 2010, pp. 21–22.
8. Bashlii, I., Nikolayev, O., Marchan, R. *Low-frequency oscillations of combustion products in the chamber of a low-thrust liquid rocket engine manufactured using additive technologies*. *Aerospace Technic and Technology*, 2024, no. 4 sup. 1 (197), pp. 60-68 DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2024.4sup1.09>
9. Kohnke P. *Ansys Inc. Theory Manual. Twelfth Edition*. Canonsburg, SAS IP, 2001. 1266 p.
10. Narayan S., Milojevic S., Gupta V. *Combustion monitoring in engines using accel-erometer signals*. *Journal of vibroengineering*, 2019, vol. 21, iss. 6, p. 1552-1563 DOI: <https://doi.org/10.21595/jve.2019.20516>

Надійшла до редакції 23.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 01.08.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 03.09.2026

NUMERICAL DETERMINATION OF ACOUSTIC SPACE OSCILLATING GAS PARAMETERS
IN CHAMBER OF A LIQUID FUEL POWER PLANT*Olexiy Nikolayev, Inna Bashlii, Roman Marchan, Samir Vekilov*

Modern space liquid launch vehicles that launch payload into orbit with lower environmental impact require the use of inexpensive, safe, and reliable propulsion systems. To meet these criteria as much as possible, the design of modern rocket engines is based on the use of advanced elements, materials, and technologies. To study the combustion chamber's dynamic instability, mathematical modeling of unsteady gas flow in the experimental power plant chamber for liquid fuel manufactured using additive technologies was performed. To compare the approaches, two-dimensional axisymmetric and three-dimensional non-symmetric flow problems were considered. The main aim of the article is the numerical study and comparative analysis of the nature of the combustion product flow and the spatial acoustic gas oscillation parameters in the liquid fuel power plant chamber manufactured using additive technologies. The numerical analysis of the combustion products flow parameters in the power plant chamber was performed using ANSYS Fluent finite element analysis and the LES – Large Eddy Simulation turbulence models and k- ϵ turbulence models. Based on the numerical study results of the power plant combustion chamber dynamics, it was determined that the combustion products' turbulent motion along the walls of the cylindrical chamber occurs with the formation of vortices that collapse periodically during the gas flow motion from the injector face to the throat section. Numerical results analysis indicates that the self-excited oscillation dynamic process develops in the power plant chamber, during which the combustion products pressure amplitude in the chamber can reach 2 bar – 3 bar (i.e., 10% – 15% of the static pressure). The numerical modeling results using the LES turbulence model demonstrated high convergence with the combustion chamber fire test data in terms of dominant frequency and amplitude characteristics. The verified model reproduces the asymmetric nature of self-excited oscillation combustion products and the associated vortex flow structure. The implementation of the proposed approach will allow for the optimization of power feed system design and significantly reduce the time required for full-scale development of modern engines.

Keywords: additive technologies; power plant; acoustic space oscillating parameters; unsteady gas flow; LES turbulence model; surface vortex shedding.

Ніколасв Олексій Дмитрович – доктор технічних наук, старший науковий співробітник Інституту технічної механіки НАНУ і ДКАУ, Дніпро, Україна.

Башлій Інна Дмитрівна – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник Інституту технічної механіки НАНУ і ДКАУ, Дніпро, Україна.

Марчан Роман Анатолійович – кандидат технічних наук, технічний директор, Dnipro Aerospace, Дніпро, Україна.

Векілов Самір Шамсієвич – доктор філософії, науковий співробітник Інституту технічної механіки НАНУ і ДКАУ, Дніпро, Україна.

Olexiy Nikolayev – Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher of the Institute of Technical Mechanics NASU and SSAU, Dnipro, Ukraine. e-mail: odnikolayev@gmail.com, ORCID: 0000-0003-0163-0891,

Inna Bashlii – Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher of the Institute of Technical Mechanics, NASU and SSAU, Dnipro, Ukraine. e-mail: ibloha@i.ua, e-mail: bashliyin@gmail.com, ORCID: 0000-0003-0594-9461,

Roman Marchan – Candidate of Technical Sciences, CTO, Dnipro Aerospace, Dnipro, Ukraine, e-mail: roman.marchan@dniproaerospace.com, ORCID: 0000-0002-0969-2352,

Samir Vekilov – PhD, Researcher of the Institute of Technical Mechanics, NASU and SSAU, Dnipro, Ukraine. e-mail: abst0@i.ua, ORCID: 0000-0001-5736-6300.