

УДК 621.454.2.022.7

doi: 10.32620/aktt.2024.4sup1.09

І. Д. БАШЛІЙ¹, О. Д. НІКОЛАЄВ¹, Р. А. МАРЧАН²¹ Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна² ТОВ "Дніпро Аероспейс", Дніпро, Україна

НИЗЬКОЧАСТОТНІ КОЛИВАННЯ ПРОДУКТІВ ЗГОРЯННЯ В КАМЕРІ РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА МАЛОЇ ТЯГИ, ВИГОТОВЛЕНИЙ ЗА ДОПОМОГОЮ АДИТИВНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

Коливання тяги двигуна обумовлені нестационарними динамічними процесами в камері згоряння. Наявність вихрової структури у течії продуктів згоряння в камері згоряння може призвести до динамічної нестійкості рідинного ракетного двигуна (РРД) з відносно високим рівнем коливань тиску. Цей вид нестійкості у низці досліджень пов'язують із вихроутворенням (Surface Vortex Shedding (SVS) – процес) при просторовому русі газоподібних продуктів згоряння компонентів палива РРД у камері згоряння та її розвиток часто розглядається як наслідок: поверхневого вихроутворення з різною шорсткістю стінок камери, - вихроутворення після перешкиди при русі газоподібних продуктів, кутівим вихроутворенням в елементах конструкції камери згоряння. Проведено дослідження вищеписаних SVS динамічних процесів під час течії газових продуктів згоряння в камері згоряння РРД малої тяги та виконано оцінку впливу поверхневого вихроутворення з різною шорсткістю стінок камери на гідродинамічні процеси в камері. Виконано математичне моделювання нестационарної течії газу в камері двигуна, яке у розв'язуваній задачі розглядалося як двовимірне осе симетричне. Чисельний аналіз виконано за допомогою програмного комплексу скінченно-елементного аналізу ANSYS Fluent (LES - Large Eddy Simulation Model). На основі результатів чисельного дослідження динаміки камери згоряння РРД визначено, що рух газоподібних продуктів згоряння палива вздовж стінок циліндричної камери відбувається з утворенням вихорів, що руйнуються в процесі переміщення газового потоку до критичного перерізу камери. Вихорутворення значною мірою залежить від шорсткості циліндричних стінок камери: при шорсткості циліндричних стінок камери на виході з форсунки камери утворюється циркуляційна зона високо амплітудного потоку газу, що розтягнута по довжині камери та коливається з частотою 1 Гц - 2 Гц. З аналізу результатів розрахунку випливає, що у камері РРД розвивається автоколивальний процес, при якому коливання тиску в камері можуть досягати величини 3 бар (величини 40 відсотків від номінальної величини тиску), що свідчить про SVS нестійкість камери згоряння. Результати чисельного аналізу підтверджуються даними вогневих випробувань камери згоряння двигуна, проведеними для випадків полірування внутрішньої поверхні камери і без полірування.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун (РРД); адитивне виробництво; коливання тяги; вихроутворення продуктів згоряння; шорсткість внутрішньої поверхні камери; вогневі випробування.

Вступ

Рідинні двигунні установки різної тяги та схемних рішень відіграють вирішальну роль при виконанні багатьох космічних місій. Сучасні космічні рідинні ракети для виведення на орбіту корисного навантаження з меншим впливом на навколишнє середовище вимагають використання недорогих, безпечних і надійних двигунних систем [1 - 3]. Для того, щоб максимально відповідати цим критеріям, дизайн сучасних ракетних двигунів розробляється на основі застосування перспективних елементів і матеріалів, а також впровадження нових технологій. На сьогоднішній день нові технології стають перспективною стратегією розвитку ракетного двигунобудування.

Такою успішною технологією є адитивне виробництво (АП) конструкції камери згоряння рідинного ракетного двигуна РРД [1, 4, 5].

Адитивне виробництво (АП) - це передова технологія, що демонструє величезний потенціал для скорочення термінів та витрат на виготовлення компонентів рідинних ракетних двигунів. Технологія адитивного виробництва дозволяє виготовляти компоненти РРД зі складними просторовими конфігураціями зовнішніх і внутрішніх профілів, такими як внутрішні канали рідини, що охолоджує, в камерах згоряння. В іншому (традиційному) випадку виготовлення цих компонентів РРД вимагало б складних виробничих операцій. Високоєфективні ракетні двигуни вимагають застосування матеріалів з високою

теплопровідністю та високою міцністю (таких як мідні сплави) для облицювання камери згоряння, що необхідно для забезпечення адекватної температури стінок та відповідності наступним запасам міцності конструкції на робочих режимах. Ще однією вимогою до конструкції РРД є мінімізація його ваги. [4].

Разом з тим, впровадження перспективних технологій при виготовленні та відпрацюванні РРД може призводити до небажаних явищ, наприклад, до динамічних процесів у камері згоряння РРД [6]. Зокрема, великі розмахи коливань тиску продуктів згоряння в камері та обумовлені ними динамічні напруження в елементах конструкції камери можуть знизити надійність роботи РРД, а в окремих випадках призвести до руйнування двигунів та конструкції ракети [7].

Метою статті є чисельне дослідження можливості та закономірностей розвитку низькочастотних динамічних процесів у камері згоряння РРД малої тяги при виготовленні її за допомогою адитивних технологій.

1. Нестійкість робочого процесу в РРД

Низькочастотні коливання тяги двигуна з погляду теоретичних основ динаміки РРД обумовлені нестационарними динамічними процесами камери згоряння [7].

Теоретично широко відома і досліджена (як теоретичними, так і експериментальними засобами) нестійкість РРД, що отримала назву Chug [8], при якій коливання тиску в камері згоряння РРД проявляються в низькочастотному діапазоні до 200 Гц.

Покладається, що Chug коливання РРД виникають, коли фазові співвідношення тиску та витрат на вході в камеру згоряння змінюються таким чином, що виникають коливання швидкості впорскування палива, які при роботі РРД призводять до розвитку відповідних коливань тиску продуктів згоряння в камері. Chug нестійкість РРД у спрощених математичних моделях динаміки камери згоряння РРД теоретично (методами математичного моделювання) досліджена за допомогою врахування в рівнянні динаміки камери згоряння підвищених величин характерних часів запізнювань, обумовлених як коливальним рухом рідини, так і рухом газів, що впорскуються в камеру згоряння.

Крім Chug нестійкості, відома низькочастотна нестійкість РРД [9], пов'язана з характером течії газоподібних продуктів згоряння в камері. Наявність вихрової структури течії продуктів згоряння в деяких зонах камери згоряння може призвести до динамічної нестійкості ракетного двигуна з високими розмахами коливань тиску. Причини виникнення цього виду не-

стійкості [10] відносять до виникнення вихроутворення (Surface Vortex Shedding (SVS)) при русі газоподібних продуктів згоряння компонентів палива в камері та розвиток такого турбулентного характеру течії розглядають як наслідок:

- поверхневого вихроутворення з різною шорсткістю стін камери,
- вихроутворенням після перешкоди при русі газоподібних продуктів,
- кутовим вихроутворенням в елементах конструкції камери згоряння.

Зазначені типи SVS нестійкості робочого процесу в РРД характеризуються певною частотою коливань, яка може значно відрізнитися від частот поздовжніх акустичних мод коливань в камері і демонструвати специфічну еволюцію в часі (у тому числі і сплески, пов'язані зі стрибками тиску при зміні частот коливань протягом часу роботи камери РРД). Стрибки та зміни в розмахах коливань тиску продуктів згоряння виявляються як результат динамічного зв'язку між акустикою камери та газо-гідродинамікою потоку.

2. Адитивні технології під час виробництва РРД

Досягнення в галузі технології адитивного виробництва стимулювали зміни в кількох інженерних галузях, особливо в секторах ракетного двигунобудування та космічних енергетичних систем [1, 11]. Протягом багатьох років значні дослідницькі зусилля були спрямовані на покращення механічних властивостей металевих деталей АП для того, щоб вони відповідали або навіть перевершували характеристики деталей, виготовлених традиційними методами виробництва РРД. Ці зусилля були спрямовані на створення легких внутрішніх структур як компонентів конструкції РРД. Крім того, останнім часом були також відзначені деякі успіхи, зокрема [1], у процесах переробки та складах матеріалів, що застосовуються, що призводить до значного поліпшення міцності компонентів механічних конструкцій двигунів. Незважаючи на ці успіхи, важливою проблемою, особливо недостатньо освітленою в сучасній літературі, є здатність точно відтворювати складену внутрішню геометрію камери двигуна закладену в дизайні – особливо в контексті виготовлення тонких внутрішніх рідинних каналів камери згоряння РРД. Разом з тим, якість поверхні цих каналів, які є незамінними в організації процесу належного охолодження камер космічних двигунів, відіграє життєво важливу роль у динамічних процесах систем паливоподачі РРД.

У передовій космічній техніці спостерігається зростаюча тенденція виготовлення вбудованих проточних каналів зменшеного діаметра для космічних

компонентів зі сплаву ТС4. Зокрема, у технологічному масштабі з міліметрового діапазону розроблені проточні канали характеризуються чудовими теплопровідними і гідравлічними характеристиками при виконанні проектних робіт для об'єктів з обмеженим простором, що характерно для камер згоряння РРД [10, 11]. Такі проточні канали сприяють гідродинамічним процесам з високими характеристиками, що має вирішальне значення для дизайну передових двигунних систем.

Разом з тим, до сьогодні актуальною залишається проблема досягнення необхідної шорсткості поверхні камер, виготовлених АП. Зокрема, у дослідженні [1] вивчалася шорсткість поверхні внутрішніх тонких каналів потоку (діаметром 1 мм), вбудованих у просторові компоненти зі сплаву ТС4, виготовлені АП. Підхід машинного навчання у цій роботі визначив, що товщина поверхневого шару є важливим чинником, що впливає на шорсткість поверхні внутрішнього каналу, з показником важливості 1.184. Цей показник формує параметри друку – швидкість сканування та потужність лазера з оцінками 0.758 та 0.512 відповідно. Визначено, що шорсткість виникає через тонкий шар товщиною 20 мкм, переважно утвореного за рахунок прилипання порошку, тоді як більш товстого шару товщиною 50 мкм шорсткість виникає в основному через ефект ступінчастості зміни поверхні.

Аналогічні висновки можна зробити і про виготовлення та шорсткість внутрішньої поверхні стінок камери згоряння РРД. Однак в даному випадку необхідно враховувати, що шорсткість внутрішньої поверхні камери формує турбулентний характер течії газу, який може зробити внесок у розвиток коливального процесу в пристінковому шарі камери при осьовому русі продуктів згоряння в соплову частину камери.

Розвиток низькочастотного коливального процесу тиску P в камері (рис. 1) як явище виявлено під час обробки результатів вогневих випробувань РРД малої тяги (~ 200 Н) із зовнішнім діаметром камери 32 мм.

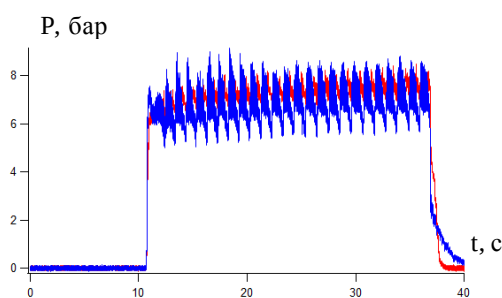


Рис. 1. Залежності тиску P в камері двигуна малої тяги від часу

Сигнали від двох датчиків тиску на рис. 1 показані червоним та синім кольором. Даний робочий процес у камері двигуна досліджено при співвідношенні компонентів палива (азотний тетроксид (АТ) – несиметричний диметилгідразин (НДМГ)) – 1.85 [11]. При цьому виміряна висота шорсткості внутрішньої стінки циліндричної камери двигуна (після її виготовлення із застосуванням адитивної технології) становила приблизно 59 мкм. Як впливає з рис. 1, протягом часу вогневих випробувань РРД в камері згоряння розвивалися автоколивання тиску P з мінімальною домінуючою частотою коливань 1 Гц – 2 Гц. У цьому загальний розмах коливань тиску досягав величини 3–4 бар.

Однак після полірування внутрішньої поверхні циліндричних стінок камери (тобто при зменшенні висоти шорсткості більш ніж у 10 разів) розмахи коливань тиску при вогневих випробуваннях (див. рис. 2) знизилися до 1.7 бар, а частоти коливань 124 Гц – 248 Гц стали домінуючими (див. амплітудний спектр сигналу P на рис. 3), що свідчить про усунення в цьому випадку в спектрі низькочастотних коливань з високою амплітудою тиску.

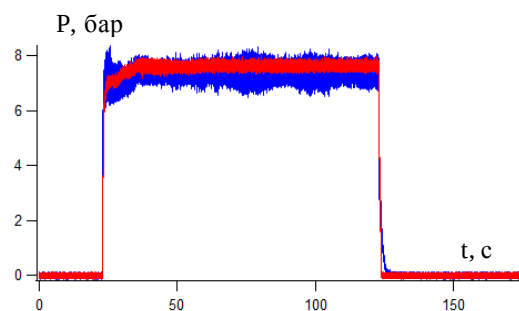


Рис. 2. Залежності від часу тиску P в камері двигуна малої тяги після полірування її внутрішніх стінок

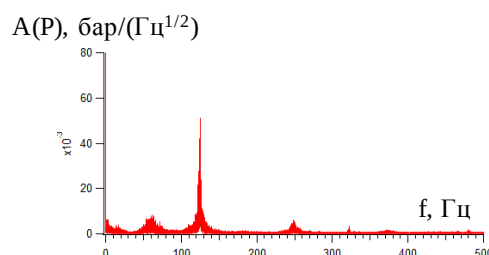


Рис. 3. Амплітудний спектр сигналу, отриманого від датчиків тиску P в камері двигуна малої тяги після полірування внутрішніх стінок

Таким чином, впровадження адитивних технологій у виробництво сучасних конструкцій РРД є важливим завданням, яке необхідно вирішувати не тільки з урахуванням технологічних особливостей виробництва, але є важливою проблемою забезпечення стійкості робочих процесів в камері РРД при

подальшому відпрацюванні двигуна в умовах вогневих випробувань і його роботі на робочих режимах.

3. Чисельне дослідження процесу течії газоподібних продуктів згоряння в камері двигуна малої тяги

Аналіз впливу величини шорсткості внутрішньої поверхні камери на характер турбулентної течії продуктів згоряння в камері РРД проведений для параметрів і конструкції розглянутого вище двигуна малої тяги. Проведено чисельне моделювання динамічних процесів, що мають місце при течії газових продуктів згоряння. Для простоти проведення чисельного аналізу передбачається, що у камеру згоряння впорскується газ, що знаходиться у стані після окислення (при співвідношенні компонентів палива АТ і НДМГ $k_{\text{пр}}=1.85$), тобто склад продуктів згоряння та його параметри відповідають умовам термодинамічної рівноваги. За відомою умовною хімічною формулою палива та при заданому тиску проводиться термодинамічний розрахунок складу продуктів згоряння, розширення в соплі у припущенні рівноважної течії за термодинамічним методом аналізу високотемпературних станів та процесів [12]. Математичне моделювання нестационарної течії газу в камері двигуна проведено засобами програмного комплексу скінченно-елементного аналізу ANSYS Fluent (LES) [13]. У розв'язуванні задачі нестационарна течія газу розглядалася як двовимірний осесиметричний. Про скінченно-елементне представлення досліджуваної газової порожнини камери згоряння двигуна можна судити за рис. 4. Граничні умови: (перетин перед вкравлівою порожниною в центрі – умовне місце упрорскування продуктів згоряння через відцентрову форсунку – позначено симетричними стрілками, течія через критичний перетин камери – також умовно позначена стрілками. Розрахункова сітка побудована засобами ANSYS Workbench за допомогою методу Multizone містить 14373 комірок.

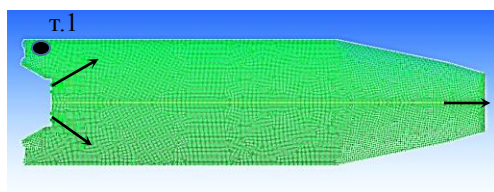
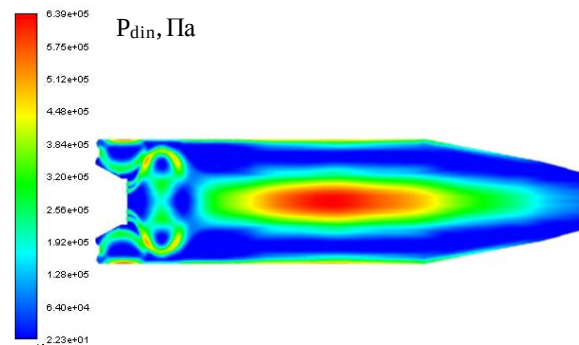


Рис. 4. Скінченно-елементне представлення досліджуваної газової порожнини камери згоряння двигуна

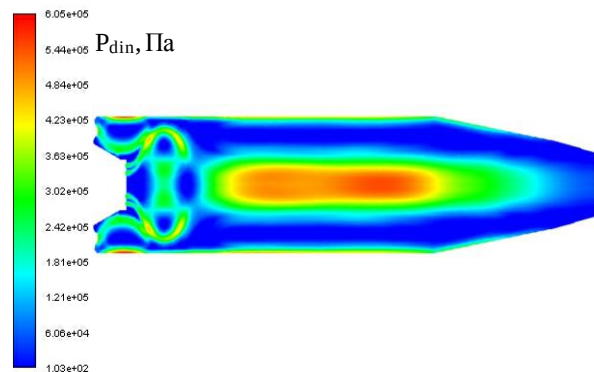
При вирішенні вказаної задачі з метою якісної оцінки можливості чисельного методу та результатів

визначення динамічних параметрів процесу при розрахунку турбулентності течії були проаналізовані наступні розрахункові показники шорсткості стінок: 1) з висотою 59 мкм та 2) з висотою 0 мкм.

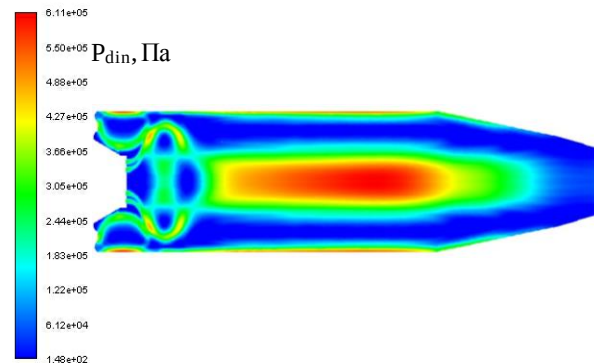
Результати розрахунків картини турбулентної течії подано на рис. 5 на якому представлена діаграма еволюційної зміни в часі динамічної складової тиску в різних точках простору камери згоряння. Дані розрахунки були проведені стосовно конструкції камери згоряння без полірування внутрішніх стінок (період «руйнування» вихорів $-dT=0.015$ с, частота автоколивань $f=66$ Hz).



а - 1.30 с



б - 1.34 с



с - 1.37 с

Рис. 5 Зміна в часі динамічної складової тиску P_{din} у просторі камери згоряння з урахуванням шорсткості внутрішніх стінок: а, б, с – різні моменти часу процесу

Як впливає з рис. 5, після впорскування через форсунку і горіння компонентів палива в лівій частині камери (приблизно на відстані 25 % від осевої довжини камери) при течії продуктів згоряння формується область тороїдального зворотно-поступального руху газу (з підвищеною динамічною складовою тиску вздовж центральної осі і на циліндричній периферії частини камери). Ця область періодично зміщується до входу в критичний переріз камери течії і різко руйнується поблизу критики.

Як впливає з рис. 5, в камері згоряння рух газоподібних продуктів згоряння компонентів палива РРД вздовж стінок циліндричної камери відбувається з утворенням вихорів (закрученого потоку), які періодично руйнуються з різкою зміною тиску в процесі переміщення газового потоку до критичного перерізу камери. При шорсткості стінок (заввишки 59 мкм) на виході з форсунки утворюється циркуляційна порожнина, з якої виходить зона високо амплітудного потоку газу, що коливається.

З результатів розрахунків залежностей динамічної складової тиску (в зафорсуночній частини камери (розрахункова точка т.1)) від часу (див. рис. 6) також впливає, що в динамічній системі, що розглядається, встановлюється автоколивальний процес, при якому коливання тиску в камері можуть досягати величини 3 бар, що свідчить про розвиток SVS нестійкості камери згоряння. Ці розрахунки виконані при спрощенні досліджуваного динамічного процесу шляхом «виключення» з моделювання горіння компонентів палива. У зв'язку з цим теоретична залежність, представлена на рис. 6, тільки якісно близька до експериментальної залежності тиску компонентів палива в зоні камери поблизу вогневого днища камери (наведеної на рис. 1). Однак отримана розрахункова залежність також, як експериментальна, характеризується низькочастотними автоколиваннями з частотою від 14 до 16 Гц і розмахами до 2 бар.

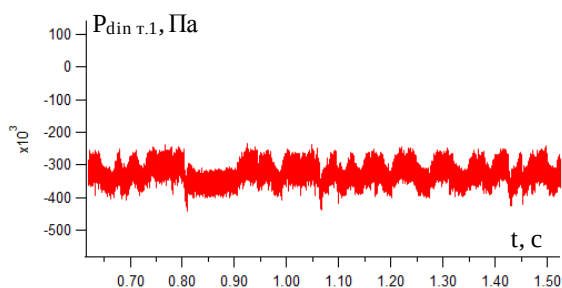


Рис. 6. Розрахункова залежність від часу динамічної складової розрахункового тиску на стінці камери в зафорсуночній області (т.1), отриманого при витіканні гарячого газу з камери без полірування внутрішніх стінок

Для порівняння з даними експериментального дослідження рис. 2, 3 (варіанти експериментальної залежності тиску в камері від часу після полірування стінок камери) на рис. 7, 8, 9 наведено аналогічні результати чисельного дослідження розрахункового випадку з «нульовою» шорсткістю стінок камери – параметри коливань автоколивань тиску в зоні переднього вихроутворення в об'ємі камери при осьовому перебігу газоподібних продуктів згоряння до критичного перерізу.

Як впливає з аналізу даних результатів моделювання, у випадку з «нульовою» шорсткістю стінок в камері згоряння також встановлюється коливальний процес із значно меншими величинами розмахів коливань динамічної складової тиску – до 1 бар (рис. 8). При цьому в даному випадку в спектрі частот відсутня низька (у декілька Гц як на рис. 1) частота коливань тиску, а реалізується частота коливань, що визначається системою подачі палива – 66 Гц – 100 Гц (див. амплітудний спектр тиску камери на рис. 9).

Цей ефект можна пояснити зміною характеру турбулентної течії продуктів згоряння. З результатів побудови діаграм розподілу динамічної складової тиску (рис.7) впливає, що в даному розрахунковому випадку (тобто з «нульовою» шорсткістю стінок камери) інтенсивність вихроутворення - область тороїдального зворотно-поступального руху газу в напрямку поздовжньої осі камери в кілька разів менше, ніж аналогічна область у разі шорсткості стінок камери (на рис. 5).

Таким чином, з результатів проведених розрахунків впливає, що на основі чисельного моделювання течії продуктів згоряння в камері реалізовано автоколивальний процес (тиск та витрати в камері згоряння), який якісно та багато в чому кількісно близький до експериментальних за параметрами автоколивань продуктів згоряння, що спостерігаються при вогневих випробуваннях досліджуваного РРД малої тяги.

5. Висновки

На основі отриманих теоретичних та експериментальних результатів зроблено такі висновки:

1. Показано можливість розвитку SVS нестійкості камери згоряння РРД малої тяги, яка обумовлена автоколиваннями продуктів згоряння внаслідок їхнього вихроутворення в процесі руху від зони впорскування до критичного перерізу камери.

2. Визначено, що в зоні підвищеної шорсткості циліндричних стінок камери згоряння (виготовленої на основі адитивної технології) створюються умови для розвитку коливальної турбулентної течії та тороїдального вихроутворення газоподібних продуктів

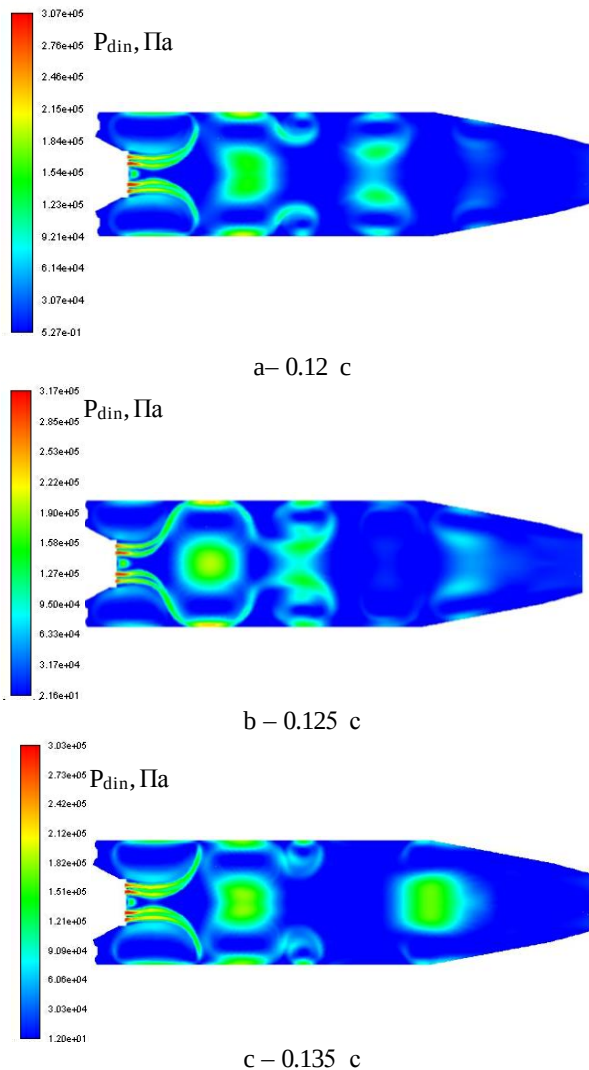


Рис. 7 Зміна в часі динамічної складової тиску P_{din} в просторі камери згоряння з урахуванням полірування внутрішніх стінок:
a, b, c – різні моменти часу процесу

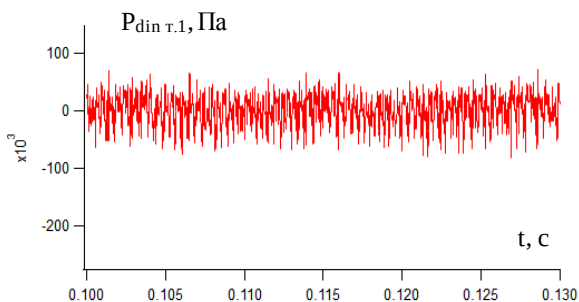


Рис. 8. Розрахункова залежність від часу динамічної складової розрахункового тиску на стінці камери малої тяги в зафорсуночній області, отриманої при витіканні гарячого газу з камери малої тяги з «нульовою» шорсткістю стінок камери

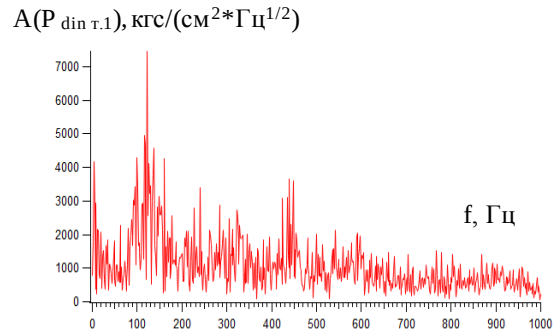


Рис. 9. Амплітудний спектр сигналу, отриманого з розрахункових залежностей від часу динамічної складової розрахункового тиску на стінці камери малої тяги в зафорсуночній області (т.1)

згоряння. Вихроутворення газоподібних продуктів згоряння є наслідком відмінностей у характері їхньої турбулентної течії безпосередньо вздовж циліндричної стінки камери (з активними втратами на тертя) та зворотної течії вздовж осі камери (із суттєво меншими втратами на тертя). Процес розвитку та руйнування вихорів високотемпературного газу в циліндричній камері згоряння призводить до низькочастотних автоколивань тиску в камері.

3. Автоколивальний процес у проведених розрахунках якісно та багато в чому кількісно близький за величинами експериментальних параметрів автоколивань продуктів згоряння, що спостерігаються при вогневих випробуваннях досліджуваного РРД малої тяги.

4. Виконання робіт із полірування внутрішньої поверхні циліндричної частини камери, виготовленої за допомогою адитивних технологій, сприяє зниженню рівня пульсацій турбулентної течії продуктів згоряння і як наслідок веде до зменшення амплітуд коливань тиску в камері.

Внесок авторів: формулювання проблеми – О. Д. Ніколаєв, Р. О. Марчан; 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 немає 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 у камері.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Gradl, Paul R. Technology advancements for channel wall nozzle manufacturing in liquid rocket engines [Text] / Paul R. Gradl, & Christopher S. Protz // *Acta Astronautica*. – 2020. – Vol. 174. – P. 148–158. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.04.067.

2. Test and Evaluation Guideline for Liquid Rocket Engines. Joint Army Navy NASA Air Force (JANNAF) Liquid Propulsion Subcommittee (LPS) Test Practices and Standards Panel (TPSP) [Електронний ресурс]. – 2010 – Режим доступу: <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA554916.pdf> (дата звернення: 23.05.2024).

3. Preliminary study of the high-frequency instability of an aerospike rocket engine [Електронний ресурс] / F. Rossi, R. Marchan, O. Nikolayev, & I. Bashliy // 9th European conference for aeronautics and space sciences (EUCASS). – Режим доступу: <https://www.eucass.eu/component/docindexer/?task=download&id=6657> (дата звернення: 23.05.2024).

4. 3D-Printed coaxial injector for a LOX/kerosene rocket engine [Електронний ресурс] / Pja Müller, Markus Kuhn, Ivaylo Petkov [et al] // *Space propulsion* – 2018. – Режим доступу: https://www.small-launcher.eu/wp-content/uploads/M%C3%BCller-3d-printed-coaxial-injector-for-a-LOX-kerosene-rocket-engine-SP2018_176-Sevilla-2018.pdf (дата звернення: 23.05.2024).

5. Teoretical-experimental comparison of the models of additively manufactured swirl injectors based on the hydraulic testing results [Text] / S. Vekilov, V. Lipovskiy, R. Marchan [et al] // *Journal of Rocket-Space Technology*. – 2023. – Vol. 31, no. 4. – P. 148–158. DOI: 10.15421/452319.

6. Working processes in the liquid rocket engine and their simulation [Text] / E. V. Lebedinsky,

G. P. Kalmykov, S. V. Mosolov [et al]. – М. : Mechanical engineering. – 2008. – 512 p.

7. Dranovsky, M. L. Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia [Електронний ресурс] / M. L. Dranovsky // *AIAA Progress In Astronautics And Aeronautics*. – 2007. – Vol. 221. – Режим доступу: <https://dokumen.pub/combustion-instabilities-in-liquid-rocket-engines-testing-and-development-practices-in-russia-1nbped-9781600864711-9781563479212.html> (дата звернення: 23.05.2024).

8. Liquid propellant rocket combustion instability [Електронний ресурс] // NASA SP-194. – 1972. – 631 p. – Режим доступу: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720026079> (дата звернення: 23.05.2024).

9. Taherinezhad, R. Evaluation of vortex shedding phenomenon in a sub-scaled solid rocket motor [Text] / R. Taherinezhad, & G. Zarepour // *Aerospace Science and Technology*. – 2020. – Vol. 107. – Article No. 106272. DOI: 10.1016/j.ast.2020.106272.

10. Surface Roughness of Interior Fine Flow Channels in Selective Laser Melted Ti-6Al-4V Alloy Components [Text] / Sh. A Islam, L. Hao, Z. Javaid [et al] // *Micromachines*. – 2024. – Vol. 15, iss. 3. – Article No. 348. DOI: 10.3390/mi15030348.

11. Vekilov, S. Comparison and analysis between conventional and additive manufacturing technologies of LPRE [Text] / S. Vekilov, & V. Lipovskiy // *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*. – 2022. – Vol. 31, iss. 2. – P. 14–25. DOI: 10.15421/472210.

12. Belov, G. V. Software for simulation of thermodynamic equilibrium states of combustion fuels. Rocket and space propulsion systems [Text] / G. V. Belov, & B.G. Trusov // *Collected materials of All-Russian Scientific and Technical Conference*. – М., Diona LLC Publishing Company, 2010. – P. 21-22.

13. Kohnke, P. Ansys, Inc. Theory Manual. 001369. Twelfth Edition [Text] / P. Kohnke. – Canonsburg : SAS IP, Inc., 2004. – 1266 p.

References

1. Gradl, Paul R., & Protz, Christopher S. Technology advancements for channel wall nozzle manufacturing in liquid rocket engines. *Acta Astronautica*. 2020, vol. 174, pp. 148–158. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.04.067.

2. Test and Evaluation Guideline for Liquid Rocket Engines. Joint Army Navy NASA Air Force (JANNAF) Liquid Propulsion Subcommittee (LPS) Test Practices and Standards Panel (TPSP). 2010. Available at: <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA554916.pdf> (accessed: 23.05.2024).

3. Rossi, F., Marchan, R., Nikolayev, O., & Bashliy, I. Preliminary study of the high-frequency instability of an aerospike rocket engine. *9th European conference for aeronautics and space sciences (EUCASS)*. Available at: <https://www.eucass.eu/component/docindexer/?task=download&id=6657> (accessed: 23.05.2024).
4. Müller, I., Kuhn, M., Petkov, I., Bletsch, S., Huybrechts, K., & Cauwenbergh, P. Van 3D-Printed coaxial injector for a LOX/kerosene rocket engine. *Space propulsion*, 2018. Available at: https://www.small-launcher.eu/wp-content/uploads/M%C3%BCller-3d-printed-coaxial-injector-for-a-LOX-kerosene-rocket-engine-SP2018_176-Sevilla-2018.pdf (accessed: 23.05.2024).
5. Vekilov, S., Lipovskiy, V., Marchan, R., Lohvynenko, A., & Pustovoy, R. Teoretical-experimental comparison of the models of additively manufactured swirl injectors based on the hydraulic testing results. *Journal of Rocket-Space Technology*, 2023, vol. 31, no. 4, pp. 148–158. DOI: 10.15421/452319.
6. Lebedinsky, E. V., Kalmykov, G. P., & Mosolov, S. V. *Working processes in the liquid rocket engine and their simulation*. Moscow: Mechanical engineering, 2008. 512 p.
7. Dranovsky, M. L. Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia. *AIAA Progress In Astronautics And Aeronautics*, 2007, vol. 221. Available at: <https://dokumen.pub/combustion-instabilities-in-liquid-rocket-engines-testing-and-development-practices-in-russia-1nbsped-9781600864711-9781563479212.html> (accessed: 23.05.2024).
8. *Liquid propellant rocket combustion instability*. NASA SP-194, 1972. 631 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720026079> (accessed: 23.05.2024).
9. Taherinezhad, R., & Zarepour, G. Evaluation of vortex shedding phenomenon in a sub-scaled solid rocket motor. *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 107, article no. 106272. DOI: 10.1016/j.ast.2020.106272.
10. Islam, Sh. A., Hao, L., Javaid, Z., Xiong, W., Li, Y., Jamil, Y., Chen, Q., & Han, G. Surface Roughness of Interior Fine Flow Channels in Selective Laser Melted Ti-6Al-4V Alloy Components. *Micromachines*, 2024, vol. 15, iss. 3, article no. 348. DOI: 10.3390/mi15030348.
11. Vekilov, S., & Lipovsky, V. Comparison and analysis between conventional and additive manufacturing technologies of LPRE. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 2022, vol. 31, no. 2, pp. 14-25. DOI: 10.15421/472210.
12. 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*. Moscow, Diona LLC Publishing Company, 2010, pp. 21-22.
13. Kohnke, P. *Ansys, Inc. Theory Manual. 001369*. Twelfth Edition. Canonsburg, SAS IP, Inc., 2004. 1266 p.

Надійшла до редакції 11.07.2024, розглянута на редколегії 15.08.2024

LOW-FREQUENCY OSCILLATIONS OF COMBUSTION PRODUCTS IN THE CHAMBER OF A LOW-THRUST LIQUID ROCKET ENGINE MANUFACTURED USING ADDITIVE TECHNOLOGIES

Inna Bashliy, Olexiy Nikolayev, Roman Marchan

Oscillations in engine thrust are due to nonstationary dynamic processes in the combustion chamber. The presence of vortices in the combustion product flow in the combustion chamber can lead to liquid rocket engine (LRE) dynamic instability with a relatively high level of pressure oscillation. In a number of studies, this type of instability is associated with vortex formation (Surface Vortex Shedding (SVS) - process) during the spatial movement of LRE propellant gaseous products in the combustion chamber, and its development is often considered as a consequence: surface vortex formation with different chamber walls roughness, vortex formation after an obstacle in the gaseous product movement, and angular vortex formation in the combustion chamber structure elements. The study of the above-described SVS dynamic processes during the flow of gaseous products in the combustion chamber of a low-thrust LRE was carried out, and the influence of surface vorticity formation on the hydrodynamic processes in the chamber was evaluated for different chamber walls roughness. Mathematical modeling of the unsteady gas flow in the engine chamber was performed, which was considered a two-dimensional axisymmetric in the solved problem. Numerical analysis was performed using the ANSYS Fluent finite element analysis software (LES - Large Eddy Simulation Model). Based on the results of the numerical study of the LRE combustion chamber dynamics, it was determined that the movement of the combustion gaseous products along the walls of the cylindrical chamber occurs with the formation of vortices, which are destroyed in the process of moving the gas flow to the chamber throat section. Vortex formation largely depends on the chamber cylindrical walls roughness: with the roughness of the chamber

cylindrical walls, the circulation zone of high-amplitude gas flow is formed at the chamber inlet, which is stretched along the chamber axial length and oscillates with a frequency of 1 Hz - 2 Hz. As follows from the analysis of the calculation results, the amplitudes of the pressure self-oscillating process (that develops in the LRE chamber during oscillations in the chamber) can reach 3 bar (that is value of 40 % of the nominal chamber pressure value), which indicates SVS instability of the combustion chamber. The results of the numerical analysis were confirmed by the fire test data of the engine combustion chamber for cases in which the chamber inner surface was polished and without chamber polishing.

Keywords: liquid rocket engine (LRE); instability; thrust oscillations; vortex formation; walls roughness; engine fire test.

Башлій Інна Дмитрівна – канд. техн. наук, старш. наук. співроб., старш. наук. співроб. Інституту технічної механіки НАНУ і ДКАУ, Дніпро, Україна.

Ніколаєв Олексій Дмитрович – канд. техн. наук, старш. наук. співроб. старш. наук. співроб. Інституту технічної механіки НАНУ і ДКАУ, Дніпро, Україна.

Марчан Роман Анатолійович – канд. техн. наук, старш. наук. співроб., технічний директор, ТОВ "Дніпро Аероспейс", Дніпро, Україна.

Inna Bashlii – Candidate of Technical Sciences,, Senior Researcher, Senior Researcher of the Institute of Technical mechanics of NASU and SSAU, Dnipro, Ukraine,
e-mail: ibloha@i.ua, ORCID: 0000-0003-0594-9461, Scopus AuthorID: 57563635900.

Olexiy Nikolayev – Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher, Senior Researcher of the Institute of Technical mechanics of NASU and SSAU, Dnipro, Ukraine,
e-mail: odnikolayev@gmail.com, ORCID: 0000-0003-0163-0891, Scopus AuthorID: 6506809669.

Roman Marchan – Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher, CTO, LLC Dnipro Aerospace, Dnipro, Ukraine,
e-mail: roman.marchan@dniproaerospace.com, <https://www.researchgate.net/profile/Roman-Marchan-2>.