УДК 629.76 https://doi.org/10.15407/itm2023.03.003

О. Д. НІКОЛАЄВ[1], І. Д. БАШЛІЙ[1], Н. В. ХОРЯК[1], С. Г. БОНДАРЕНКО[2]

ВПЛИВ ШОРСТКОСТІ ПОВЕРХНІ КАМЕРИ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ НА НИЗЬКОЧАСТОТНІ АВТОКОЛИВАННЯ ХОЛОДНОГО РОБОЧОГО ГАЗУ

[1]Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: nikolaev.o.d@nas.gov.ua

[2]Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, проспект Гагаріна, 72, 49000, Дніпро, Україна

Динамічні процеси в камері згоряння ракетних двигунів твердого палива (РДТП) надають суттєвого впливу на характеристики робочих процесів двигунів. Скачки тиску та різке зростання локальної температури продуктів згоряння на нестаціонарних режимах роботи двигуна можуть призводити до наднормативних величин режимних параметрів, порушень міцності та руйнування конструкції камери згоряння РДТП. Динамічні процеси в камері згоряння РДТП розвиваються зі складним взаємозв'язком великої кількості фізико-хімічних процесів, які відбуваються в газодинамічній частині робочого простору камери двигуна і часто ведуть до встановлення автоколивальних режимів роботи двигуна. Про це свідчать численні дані вогневих випробувань РДТП. Дана стаття присвячена чисельному дослідженню впливу шорсткості внутрішньої поверхні камери РДТП на параметри низькочастотних автоколивань робочих параметрів РДТП, що виконувалося з використанням сучасних засобів комп'ютерного моделювання та аналізу.

Дослідження низькочастотних (до 1000 Гц) коливань в камері згоряння РДТП проводилось для тестової камери енергетичної установки на холодному режимі роботи і базувалось на застосуванні двох різних підходів до чисельного моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів: на розробці і дослідженні 3D моделі динамічної системи «конструкція камери згоряння – продукти згоряння (акустичний газ)» з використанням методу скінченних елементів та розробці і дослідженні осесиметричної 2D моделі течії газу в камері двигуна з використанням методу скінченних об'ємів.

Отримано режим течії з автоколиваннями, зумовленими вихороутворенням продуктів згоряння в порожнині камери та наявністю акустичного зворотного зв'язку, який виникає внаслідок зіткнення вихорів з елементами камери або соплом РДТП. Показано, що урахування шорсткості обумовило збільшення вихороутворення газу у зоні динамічної взаємодії газового та твердого середовищ і призвело до збільшення розмахів коливань тиску газу в камері (в середньому в 2,5 рази при максимальній висоті нерівностей поверхні у 56 мкм). Результати моделювання щодо картини течії газу в зонах вихороутворення камери та щодо значень параметрів низькочастотних коливань тиску газу якісно узгоджуються з експериментальними.

Ключові слова: *твердопаливний ракетний двигун, автоколивання робочого процесу, вихороутворення потоку продуктів згоряння, акустичні коливання, шорсткість поверхні стінок камери, метод скінченних об'ємів.*

Dynamic processes in the combustion chamber have a significant effect on the characteristics of the working processes of solid-propellant rocket engines (SPREs). Pressure jumps and a sharp increase in the local temperature of the combustion products in non-stationary engine operation modes can lead to overrating values of operating parameters and a failure of the SPRE combustion chamber structure. The dynamic processes in the SPRE combustion chamber develop in a complex interconnection of a large number of physical and chemical processes that occur in the gas-dynamic part of the working space of the engine chamber and often lead to self-oscillating modes of engine operation. This is evidenced by numerous data on SPRE fire tests. This paper presents the results of a numerical study of the effect of the SPRE chamber inner surface roughness on SPRE operating parameter low-frequency self-oscillations. The study was made using up-to-date computer simulation means and analysis.

Low-frequency (up to 1,000 Hz) oscillations in an SPRE combustion chamber were studied for a power plant test chamber in cold operation with the use of two different approaches to numerical modeling of the dynamics of in-chamber processes: the development and study of a 3D model of the dynamic system of combustion chamber structure – combustion products using the finite element method and the development and study of an axisymmetric 2D model of engine chamber gas flow using the finite volume method.

The study revealed a self-oscillatory flow regime caused by combustion product vorticity and acoustic feedback due to vortices colliding with the chamber components or the SPRE nozzle. It was shown that accounting for the wall roughness increased gas vorticity in the gas–solid dynamic interaction zone and the chamber gas oscillation amplitude (on the average, by a factor of 2.5 at a maximum wall roughness height of 56 μm). The calculated gas flow pattern in the vorticity zones of the chamber and the low-frequency gas pressure oscillation parameters are in qualitative agreement with the experimental ones.

Keywords: *solid propellant rocket engine, working process self-oscillations, combustion product flow vorticity, acoustic oscillations, chamber wall surface roughness, finite volume method*.

Вступ. Робота камери згоряння твердопаливного ракетного двигуна

(РДТП) відбувається в умовах розвитку безлічі фізичних, хімічних та термодинамічних процесів [1] – [3], які характеризуються високими швидкостями горіння, складною картиною течії та складом продуктів згоряння. Нестійкість процесів у камері згоряння двигуна може призводити до розвитку автоколивань робочих параметрів (тиску, температури та витрати продуктів згоряння) в камері з подальшим порушенням працездатності як ракетного двигуна в цілому, так і його окремих підсистем. Нестійкість РДТП має автоколивальну природу і є наслідком складного взаємозв'язку і взаємодії зазначених процесів. Описані у літературі механізми цієї нестійкості пов'язані як із нестаціонарним (вібраційним) горінням заряду твердого палива [4], [5], так і з газодинамічною нестійкою течією продуктів згоряння з утворенням великомасштабних вихрових структур [3]. Акустичний зворотний зв'язок між збуренням потоку маси на вході та коливаннями тиску всередині камери двигуна генерується зіткненням вихорів з інгібіторами, соплом твердопаливного двигуна або задньою поверхнею порожнини його камери.

Якщо пульсації тяги двигуна при нестійкості РДТП є досить великими, суттєво знижується його надійність, погіршуються робочі характеристики. Як показує практика, у цьому випадку може вийти з ладу бортова апаратура ракети-носія (РН), зруйнуватися конструкція двигуна та космічного апарата.

Такий тип горіння твердого палива у РДТП, що характеризується значними пульсаціями тяги, у радянській технічній літературі назвали вібраційним [5]. При коливаннях тиску поблизу твердого палива відбувається періодична зміна за часом швидкості горіння, а отже, і тиску продуктів згоряння в камері двигуна. Це призводить, у свою чергу, до пульсацій витрати продуктів згоряння в камері РДТП, які зумовлюють розвиток автоколивань тиску. Якщо зростання швидкості горіння твердого палива і додаткової енергії, що виділяється при коливаннях, перевищить зростання дисипативних втрат енергії в камері РДТП, то при таких коливаннях може «реалізуватися» вихід на нестійкий граничний цикл.

Резонансне (вібраційне) горіння твердого палива було прийнято за основу в багатьох теоретичних моделях нестійкості РДТП, наприклад, в моделі Зельдовича [4], моделі Кулика (зокрема, [6]). Проте з практики відпрацювання РДТП відомо, що описаний у багатьох теоретичних моделях механізм нестійкості, зумовленою динамікою системи "поверхня горіння – газовий об'єм", у деяких випадках не пояснює причини виникнення коливань, тобто механізм виникнення автоколивань робочих параметрів у камері згоряння може бути набагато складнішим. В даний час активно проводяться додаткові теоретичні та експериментальні дослідження (напр., [7], [8]), спрямовані на виявлення додаткових факторів, які можуть визначати розвиток нестійкості процесів у камері РДТП. Як показує практика експериментального відпрацювання ракетних двигунів [9], при випробуваннях дослідного зразка РДТП розробники двигуна можуть зіткнутися з виникненням пульсуючого режиму горіння в камері, у тому числі, при, здавалося б, незначних конструктивних змінах двигуна, складу палива або інших заходів.

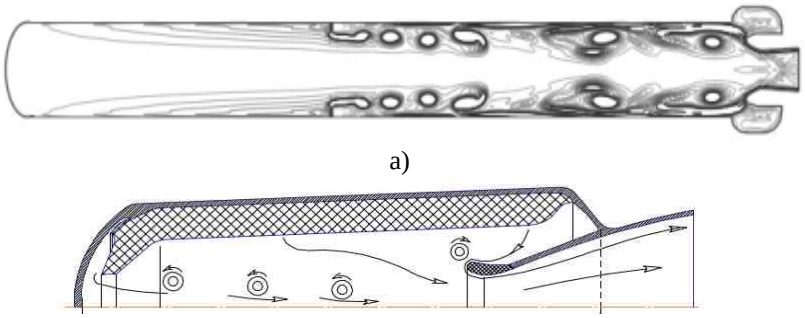
Дана стаття присвячена чисельному моделюванню динамічних процесів в камері енергетичної установки та аналізу впливу шорсткості поверхні камери на низькочастотні автоколивання холодного робочого газу.

1. Експериментальні дослідження низькочастотної нестійкості вну-

трішньокамерних процесів ракетного двигуна на твердому паливі. Феномен автоколивань тиску в камері згоряння

Проблема нестійкості робочого процесу в РДТП зазвичай виявляється на етапі відпрацювання двигунів. Забезпечення стійкого режиму роботи двигунів із необхідними значеннями статичних параметрів – тяги, питомого імпульсу, часу роботи та ін. визначається вимогами технічного завдання на проєктування. Основні проєктні технічні характеристики підтверджуються в результаті дослідного відпрацювання. Однак досить часто конструктори-розробники, домагаючись необхідних характеристик РДТП, не враховують впливу особливостей геометрії проточної частини двигуна на гідродинамічні та акустичні процеси в камері згоряння. Зазвичай наслідком цього є виникнення коливань тиску та тяги РДТП.

У сучасній літературі описано чимало результатів досліджень можливих причин та механізмів виникнення вібраційного горіння у РДТП (наприклад, [10] – [14]). У ряді робіт наголошується, що виникнення резонансних коливань робочих параметрів (автоколивань тиску і швидкості течії) у РДТП може бути пов’язане з утворенням інтенсивних тороїдальних вихорів у вогневому просторі камери згоряння двигуна. Так, у твердопаливних прискорювачах космічного корабля Space Shattle RSRM і в ракетах сімейств Titan-34D SRM, Titan-IV SRMU (США), Ariane 5 (Франція), С-300В (СРСР) виникнення нестійкого режиму роботи було пов’язане зі зривом нестаціонарних вихорів у газовому просторі камери згоряння [3], [15], [16], [17]. На рис. 1, а) наведено схему вихороутворення в камері згоряння РДТП (P230 motor) твердопаливного ступеня ракети-носія (РН) Ariane 5 [3], побудовану по результатах чисельного аналізу течії продуктів згоряння. На рис. 1, б) показано схему вихороутворення у проточному тракті стартового ступеня зенітно-ракетної системи С-300В [17].



а)

б)

Рис. 1 – Схеми вихороутворення в камері згоряння РДТП твердопаливного ступеня РН Ariane 5 (а) та у проточному тракті стартового ступеня зенітно-ракетної системи С-300В (б)

Ефект кореляції динамічних складових тиску продуктів згоряння та коливань конструкції отримано та обґрунтовано за результатами, отриманими при польотах РН Титан IV [16]. Феномен посилення коливань тиску при польоті РН порівняно з результатами наземних випробувань РДТП дозволяє зробити висновок про те, що при прогнозуванні стійкості РН не слід ігнорувати зв’язок між конструкцією двигуна і акустичною системою.

На рис. 2 наведено діаграму спектральної густини потужності віброприскорення конструкції камери двигуна. Вона свідчить про те, що приблизно в інтервалі часу польоту РН Титан IV 90 с < t < 112 с відбуваються низькочастотні коливання з частотами, близькими до 14 Гц та до 50 Гц, які були виявлені при віброакустичному аналізі польоту РН.

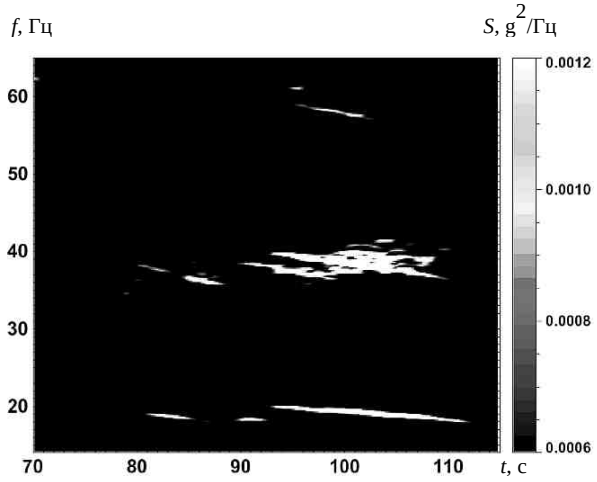


Рис. 2 – Waterfall-діаграма спектральної густини потужності віброприскорення конструкції головної частини твердопаливного двигуна РН Titan-IV SRMU для розрахункового інтервалу часу польоту ракети [16]

Крім тороїдальних вихорів, причинами експериментально реалізованого феномену автоколивань тиску в камері згоряння можуть бути акустичні явища в газовому просторі камери. При цьому, як випливає з результатів досліджень [6], [9], [17], коливальна нестійкість робочого процесу в РДТП з відносно великим подовженням каналу заряду $L/d \geq 4$, (L і d – довжина та діаметр заряду) переважно має акустичну природу і характеризується виникненням поздовжніх стоячих хвиль. Частота акустичних коливань близька до частоти поздовжніх коливань в акустичному об’ємі камери (від переднього днища до критичного перерізу сопла). Поздовжні акустичні коливання (нижчого тону) зазвичай реалізуються в частотному діапазоні від 100 Гц до 2000 Гц (при осьовій довжині двигуна від 0.3 м до 5 м). Проте поряд з цим у роботі [18] показано взаємозв’язок газодинамічних явищ з акустичними хвилями в каналі заряду РДТП, який має раптове розширення прохідного перерізу і всунуте в канал заряду утоплене сопло.

Однак основним джерелом найбільш значних за розмахом коливань тиску в камері згоряння є утворення інтенсивних тороїдальних вихорів (їх періодичне утворення та подальша еволюція при русі газовим трактом) з частотами зриву потоку до 50 Гц. Дане явище може бути “спусковим механізмом” при ще складніших проявах нестійкості, пов’язаних з горінням заряду і збудженням різних акустичних мод у РДТП. При розробці математичної моделі течії газу в камері VKI спиратимемося на підходи, які дозволяють при чисельному моделюванні динамічного процесу в камері РДТП досліджувати, в першу чергу, режими автоколивань тиску з вихороутворенням потоку газу. При чисельному моделюванні течії в камері РДТП у першому (оціночному) наближенні зазначений пульсуючий зрив вихорів може бути відтворений з

використанням таких спеціалізованих програмних засобів, як ANSYS Fluent [19] та їх різних модифікацій.

У даній роботі для більшої повноти дослідження низькочастотних (до 1000 Гц) автоколивань в камері згоряння РДТП чисельне моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів проводилося з використанням двох різних підходів. З метою спрощення розрахунків кінетика горіння та багатофазність потоку продуктів згоряння не враховувалися.

Перший підхід ґрунтується на математичному моделюванні динамічної системи «конструкція камери згоряння – продукти згоряння» (продукти згоряння палива розглядаються як акустичний газ) з використанням методу скінченних елементів у пакеті ANSYS Mechanical [19]. Цей підхід передбачає побудову тривимірної (3D) скінченно-елементної моделі нестисливого акустичного газу в камері РДТП, при цьому враховуються динамічні характеристики конструкції камери, пружність її стінок, динамічна взаємодія оболонки камери та акустичного газу, а також демпфування коливань конструкції камери та акустичного газу. Матеріал стінок камери вважається суцільним, однорідним, ізотропним і пружним, акустичний газ – однорідним і стисливим, а рух газу – безвихровим. Перший підхід докладно викладено у роботі [20].

Другий підхід до моделювання динамічних процесів у камері РДТП заснований на побудові осесиметричної двовимірної моделі (2D моделі) течії газу в камері двигуна методом скінченних об'ємів (FVM-Finite Volume Method) у програмному комплексі FLUENT [19], який використовує LES технології для моделювання великих вихорів. Реалізована у пакеті FLUENT та використана при проведенні даних розрахунків LES технологія [19] здійснює фільтрацію дрібномасштабних ефектів від великомасштабних рухів у повних рівняннях збереження. Цей метод широко застосовується при чисельному моделюванні турбулентних течій (напр., [21]). Такий підхід до моделювання динамічних процесів у камері двигуна дозволяє врахувати стисливість газу, вихороутворення в потоці газу в камері двигуна і шорсткість стінок камери. При реалізації цього підходу використовуються такі основні положення:

– течія продуктів згоряння розраховується на основі рівнянь Нав'є–Стокса в осесиметричному наближенні;

– ефекти турбулентності моделюються на основі методу великих вихорів (LES);

– урахування дрібномасштабної турбулентності здійснюється з використанням так званих правил підсіткового замикання;

– граничні умови на бічних поверхнях розрахункової області (від початку камери до сопла) задаються у вигляді потоків маси, що мають місце при стаціонарному горінні заряду;

– при моделюванні газ покладається ідеальним.

Відзначимо, що при використанні другого підходу до моделювання динамічні властивості конструкції камери та її динамічна взаємодія з газом в камері не враховуються.

2. Чисельне моделювання течії газу в просторі камери згоряння тестового ракетного двигуна твердого палива

2.1 Підхід до чисельного моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів у ракетному двигуні твердого палива. У проведеному дослідженні застосувався підхід до математичного моделювання течії газу в камері

енергетичної установки з використанням методу скінченних об'ємів (FVM) та методології моделювання великих вихорів (LES) у програмному комплексі FLUENT.

З метою спрощення розрахунків при моделюванні кінетика горіння та багатофазність потоку продуктів згоряння не враховувалися. Рівняння Нав'є–Стокса, що описують плин газу в газовому просторі твердопаливного двигуна, мають такий вигляд:

$$\frac{\partial \overline{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{\rho}\,\widetilde{u}_i}{\partial x_i} = 0, \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\overline{\rho}\widetilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\overline{\rho}\widetilde{u}_i\widetilde{u}_j) = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\widetilde{\sigma}_{ij} - \tau_{ij}^{xyz}), \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\overline{\rho}\widetilde{e}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\overline{\rho}\widetilde{u}_i\widetilde{e}) = \frac{\partial}{\partial x_i}(-\overline{p}\widetilde{u}_i - \overline{q}_i + \widetilde{u}_i\widetilde{\sigma}_{ij} - H_i^{xyz} - \Theta_i^{xyz}), \tag{3}$$

де $\overline{\rho}$, $\overline{u}$ – густина та швидкість кожного контрольного об'єму розрахункової комірки; $\widetilde{u}$ – нормована швидкість: $\widetilde{u} = \overline{\rho u}/\overline{\rho}$, $e(x,t)$ – функція, яка задає температуру в момент часу t в точці з координатою x; p – тиск; $\widetilde{\sigma}_{ij}$ та $\overline{q}_i$ – тензор напружень молекулярної в'язкості та тепловий потік, які визначаються такими виразами:

$$\widetilde{\sigma}_{ij} = \mu\left(\frac{\partial \widetilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \widetilde{u}_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3}\mu\frac{\partial \widetilde{u}_k}{\partial x_k}\delta_{ij}, \tag{4}$$

$$\overline{q}_i = -\overline{K}\frac{\partial \overline{T}}{\partial x_i}, \tag{5}$$

H_i^{sgs}, Θ_i^{sgs} – підсітковий потік ентальпії та підсіткова в'язка робота:

$$H_i^{sgs} = \frac{-\mu_t}{P_r}\frac{\partial H_i}{\partial x_i}, \tag{6}$$

$$\Theta_i^{sgs} = C_\varepsilon \overline{\rho}(k_{sgs})^{3/2}/V^{1/3}, \tag{7}$$

C_I, C_ε и P_r – константи: C_I = 0,0066; C_2 = 1,1; P_r = 0,85; τ_{ij}^{sgs} – напруження у підсітковому масштабі (SGS):

$$\tau_{ij}^{sgs} = -2\mu_i(\widetilde{S}_{ij} - \widetilde{S}_{kk}\delta_{ij}/3) + 2(\overline{\rho}k^{sgs}\delta_{ij})/3, \tag{8}$$

$\widetilde{S}_{ij}$ — тензор швидкості деформації:

$$\widetilde{S}_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial \widetilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \widetilde{u}_j}{\partial x_i}\right). \tag{9}$$

Підсіткова турбулентна в'язкість μ_t у рівнянні (6) визначається відповідно до турбулентно-в'язкої (WALE) моделі SGS [22]

$$\mu_t = \overline{\rho} C_w^2 V^{2/3} \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(\overline{S}_{ij}\overline{S}_{ij})^{5/2} + (\overline{S}_{ij}^d \overline{S}_{ij}^d)^{5/4}}, \quad (10)$$

де V — об'єм розрахункової комірки; $\widetilde{S}_{ij}^d$ визначається як

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial \widetilde{u}_i}{\partial x_k}\frac{\partial \widetilde{u}_k}{\partial x_j} + \frac{\partial \widetilde{u}_j}{\partial x_k}\frac{\partial \widetilde{u}_k}{\partial x_i} \right) - \frac{1}{3}\frac{\partial \widetilde{u}_k}{\partial x_k}\frac{\partial \widetilde{u}_k}{\partial x_k}\delta_{ij}.$$

У вирішувачі FLUENT константа WALE C_w = 0,325 [19].

Кінетична енергія підсітки k_{sgs} у рівнянні (7) визначається таким чином:

$$k_{sgs} = C_I V^{2/3} \widetilde{S}_{ij}\widetilde{S}_{ij}. \quad (11)$$

Основні рівняння доповнюються рівнянням стану ідеального газу:

$$p = \rho R T, \quad (12)$$

де p – тиск, ρ – густина, T – температура, R – універсальна газова константа: $R \approx 8{,}314$ Дж / (моль×К).

Для отримання більш стійкого розв'язку нестаціонарна задача у змінних швидкість – тиск розв'язується за допомогою методу Artificial Compressibility у неявній схемі та дискретизації за часом 1-го порядку у програмному комплексі FLUENT. При виконанні розрахунків крок інтегрування системи рівнянь (1) – (12), яка описує течію газу в камері двигуна, покладався рівним 1×10^{-6} с. Загальний час нестаціонарного розрахунку становив близько 0.33 с, що достатньо для отримання задовільних результатів при виконанні аналізу швидкого перетворення Фур'є для динамічного процесу, який досліджується.

2.2 Результати тестування розробленої моделі течії газу у внутрішньокамерному просторі осесиметричної 1/30 фізичної моделі тестової енергетичної установки. Розробку моделі для чисельного аналізу динамічних процесів у РДТП проведено стосовно осесиметричної фізичної моделі VKI (у масштабі 1/30) двигуна РН Ariane 5 (P230 motor), яка імітує плин холодного газу у просторі камери згоряння. Ця фізична модель досить ретельно досліджена як експериментально, так і чисельно (наприклад, у роботі [18]), тому її можна використовувати для відпрацювання чисельних підходів до аналізу нестійкості течії газу у внутрішньокамерному просторі РДТП. Схему руху газу в модельній камері наведено на рис. 3.

Рис. 3 – Розрахункова схема течії газу в камері тестового двигуна [18]

Тут радіус критичного перерізу сопла r_0 складає 0.015 м, а вхідний циліндричний газовід має однаковий по довжині внутрішній радіус R, який дорівнює 0.038 м. Перешкода потоку газу у вигляді кільця внутрішнім радіусом 0.029 м, що імітує наявність інгібітору (як у твердому паливі двигуна РН Ariane 5), розміщується на відстані 0.19 м від координати входу в утоплене сопло камери. У фізичній моделі на стінках камери встановлено датчики. Місця встановлення датчиків позначені на схемі як точка 1, точка 2 та точка 3. Для спрощення розрахунку фізичні параметри течії газу вважаються постійними, а їх значення наведені у таблиці 1 [18].

Таблиця 1 – Значення параметрів робочого газу, необхідні для моделювання руху при холодних випробуваннях камери VKI

Показник адіабати, γ	1.4
Питома теплоємність Ср, Дж/кг×К	1006.43
В'язкість «, кг/м*с	1.7894×10^{-5}
Молярна маса M, г/моль	28.966

Як було зазначено вище, для відпрацювання чисельних підходів до аналізу нестійкості течії газу у внутрішньокамерному просторі РДТП використовувалися два різні підходи до моделювання динамічних процесів у камері двигуна. Перший підхід, заснований на чисельному моделюванні динамічної системи «конструкція камери згоряння – продукти згоряння» з використанням методу скінченних елементів [19], передбачає побудову тривимірної моделі вказаної динамічної системи з урахуванням динамічної характеристики конструкції камери VKI та її динамічної взаємодії з продуктами згоряння палива. При цьому продукти згоряння палива розглядаються як акустичний газ, газ вважається однорідним і нестисливим, а плин газу – безвихровим.

Основними відмінними особливостями другого підходу, заснованого на моделюванні течії газу в камері VKI з використанням методу скінченних об'ємів у програмному комплексі FLUENT і LES технології [19] для моделювання великих вихорів, є, по-перше, побудова осесиметричної 2D моделі течії газу в камері, і по-друге, урахування вихороутворення при плині газу в камері. Через зазначені вище відмінності цих підходів до моделювання динамічних процесів у камері VKI результати розрахунків, отримані при їх використанні, можуть помітно відрізнятися.

Слід також зазначити, що з метою зменшення часу розрахунків кількість вузлів розрахункових сіток у моделях була обмежена (для тривимірної скінченно-елементної моделі (підхід 1) – 82273 вузла, для осесиметричної двовимірної 2D моделі (підхід 2) – 35000 вузлів). Тому очікувано, що значення експериментальних та розрахункових частот коливань також можуть помітно відрізнятись. Проте з огляду на особливості моделей, згадані вище, у даному разі важливим є не стільки кількісний збіг результатів, скільки їх якісне узгодження.

У таблиці 2 наведено значення експериментальних частот чотирьох нижчих тонів коливань газу у камері фізичної моделі (стовпець 1), власних частот коливань системи «конструкція камери VKI – акустичний газ», розрахованих на основі першого підходу до моделювання (стовпець 2), та власних частот коливань тиску газу, отриманих при моделюванні течії газу в камері VKI – моделі з використанням другого підходу (стовпець 4). У 3-му стовпці таблиці містяться результати класифікації мод системи «конструкція камери

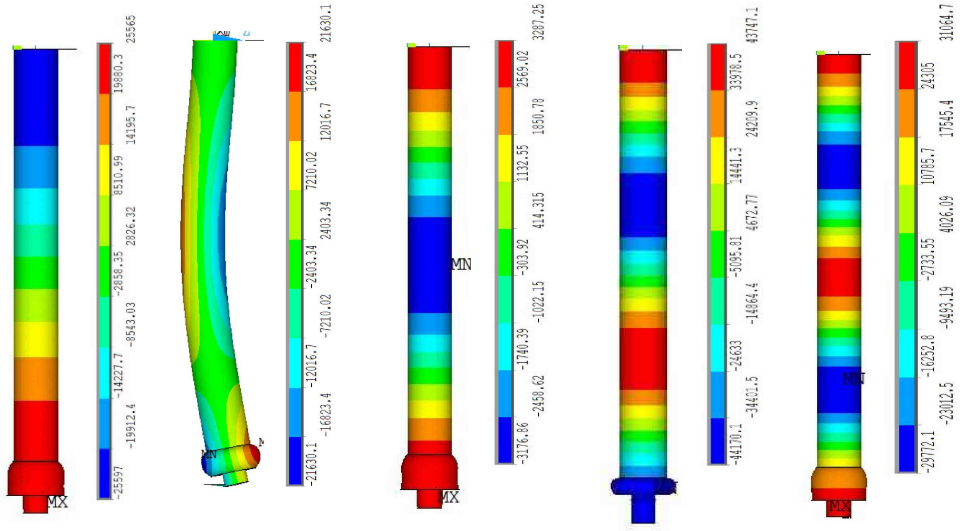
VKI – акустичний газ», виконаної на основі аналізу її власних форм коливань: літерою L позначені поздовжні коливання, літерою T – поперечні, L+T – поздовжньо-поперечні, а цифра вказує номер тону коливань.

Таблиця 2 – Експериментальні частоти коливань газу в камері фізичної моделі VKI, результати розрахунку параметрів коливань динамічної системи «конструкція камери VKI – акустичний газ» та розрахункові частоти коливань тиску газу в камері VKI-моделі

Експериментальні частоти коливань, Гц	Розрахункові частоти коливань системи «конструкція камери VKI – акустичний газ», Гц (1-й підхід)	Форми коливань системи «конструкція камери VKI – акустичний газ»	Розрахункові частоти коливань тиску газу в камері VKI-моделі, Гц (2-й підхід)
1	2	3	4
280	219	1L	183
–	–	–	304
–	439	2L	428
464	466	2L+1T	500
685	664	3L	619
925	893	4L	887

Дані, наведені у таблиці 2, свідчать про якісне узгодження результатів, отриманих при використанні двох описаних вище підходів до моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів, та якісне узгодження цих розрахункових результатів з результатами експерименту.

На рис. 4 зображено діаграми розподілу динамічних складових розрахункового тиску (P_{ch} , [Па]) в камері VKI (підхід 1) для різних частот коливань динамічної системи «конструкція камери VKI – акустичний газ». Ці діаграми наочно ілюструють форми коливань системи.



а) б) в) г) д)

а), в), г), д) – поздовжні коливання з частотами 219 Гц, 439 Гц, 664 Гц, 894 Гц відповідно; б) – поздовжньо-поперечні коливання з частотою 466 Гц

Рис. 4 – Діаграми розподілу динамічних складових розрахункового тиску в камері VKI (підхід 1) для різних мод

Так, діаграми на рис. 4, а), 4, в), 4, г), 4, д) відповідають поздовжнім коливанням 1L, 2L, 3L, 4L із частотами 219 Гц, 439 Гц, 664 Гц, 894 Гц (тобто з частотами поздовжніх мод), а діаграма на рис. 4, б) – змішаним поздовжньо-поперечним коливанням із частотою 466 Гц. Зазначимо, що амплітуди таких змішаних коливань газу в камері двигуна, які виникають в результаті взаємодії поздовжніх та поперечних мод, можуть бути значно більшими, ніж амплітуди поздовжніх коливань.

Результати чисельного моделювання течії в камері VKI, отримані при використанні другого підходу (рис. 5 – 8) свідчать про реалізацію в камері режиму низькочастотних автоколивань, зумовлених газодинамічно нестійкою течією у просторі камери з утворенням великомасштабних вихрових структур. На рис. 5 – 6 наведено діаграми розподілу в камері VKI розрахункової завихренності газу A_v (A_v – модуль ротора векторного поля швидкостей) та розрахункового тиску P_{ch} в камері для моменту часу t = 0.33с.

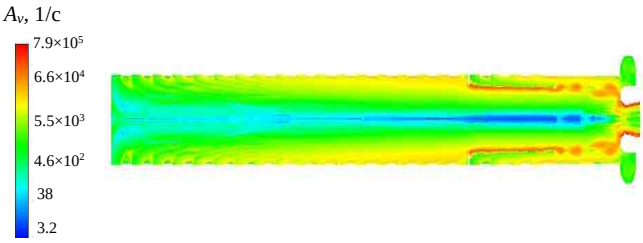


Рис. 5 – Діаграма розподілу розрахункової завихреності газу в камері VKI

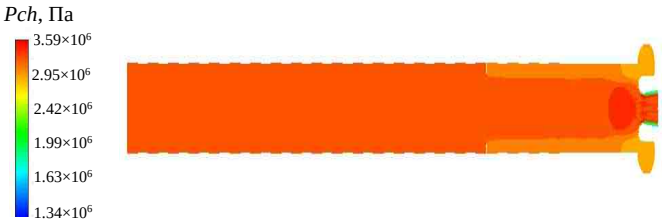


Рис. 6 – Діаграма розподілу розрахункового тиску в камері VKI

На рис. 7 показано залежність $P_{ch1}(t)$ тиску P_{ch} в камері VKI у точці 1, яка відповідає місцю розташування першого датчика на стінках цієї камери, від часу. Як видно з цього рисунка, розмах коливань тиску газу в камері в точці 1 досягає в середньому 1 атм.

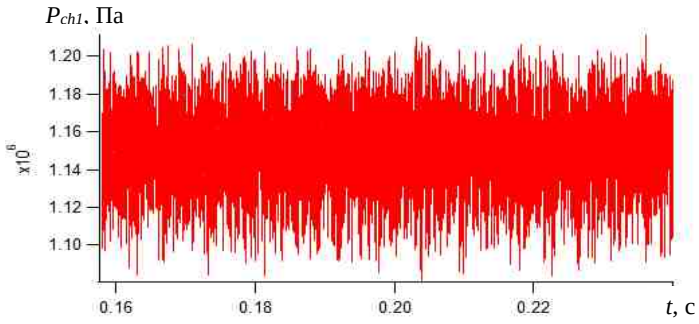


Рис. 7 – Залежність тиску P_{ch} в камері VKI від часу у точці 1

На рис. 8 наведено розрахунковий амплітудний спектр пульсацій тиску газу у точці 1 камери VKI P_{ch1} (коливання реалізувалися з частотами 183 Гц, 304 Гц, 428 Гц, 500 Гц, 619 Гц, 887 Гц).

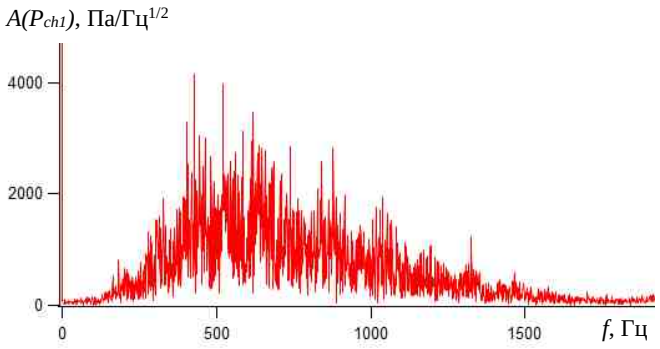


Рис. 8 – Розрахунковий амплітудний спектр пульсацій тиску в камері VKI у точці 1

Як можна бачити з рис. 8, у частотному діапазоні від 400 Гц до 600 Гц амплітуди коливань тиску є значно більшими, ніж в інших частотних діапазонах. Це пов'язано з наявністю у цьому діапазоні змішаних поздовжньо-поперечних коливань, які відбуваються із частотою 500 Гц (рис. 4, б)). Зазначимо, що цій частоті коливань газу в камері VKI (підхід 2) відповідає трохи менша частота коливань системи «конструкція камери VKI – акустичний газ» (підхід 1), яка дорівнює 466 Гц (див. табл. 2, стовпці 2, 4).

Треба відзначити, що пульсації тиску в камері згоряння, що виникають в результаті замикання вихорів на стінки камери, створюють періодичні динамічні навантаження на її конструкцію. Ці механічні коливання конструкції камери двигуна передаються на конструкцію ракети. При польоті ракети вони можуть суттєво посилюватися у разі зближення їх частот коливань з власними частотами коливань корпусу РН.

3. Чисельне дослідження впливу шорсткості поверхні стінок камери згоряння в зоні течії на низькочастотні автоколивання робочого газу в камері

Дослідження проводилися на основі розробленої моделі 2D течії газу в камері VKI (підхід 2) з урахуванням і без урахування шорсткості стінок камери. Розрахункову схему камери VKI наведено на рис. 3. При моделюванні з урахуванням шорсткості стінок камери максимальна висота нерівностей поверхні, що характеризує шорсткість, покладалась рівною 56 мкм. В результаті розрахунків отримано чисельну оцінку впливу шорсткості циліндричної поверхні стінки камери в зоні радіального вдуву повітря на параметри автоколивань тиску газу в камері.

На рис. 9 – 12 представлено результати чисельного моделювання течії газу в камері VKI з урахуванням шорсткості її стінок, а саме: діаграми розподілу завихреності газу (рис. 9) та тиску (рис. 10) для моменту часу t = 0.33с; розрахункова залежність тиску в камері від часу t у точці 1, яка відповідає місцю розташування першого датчика на стінках цієї камери (рис. 11); спектр пульсацій тиску в камері в точці 1 (рис. 12). Зазначимо, що відповідні результати чисельного моделювання течії газу в камері VKI без урахування шорсткості її стінок було показано на рис. 5 – 9.

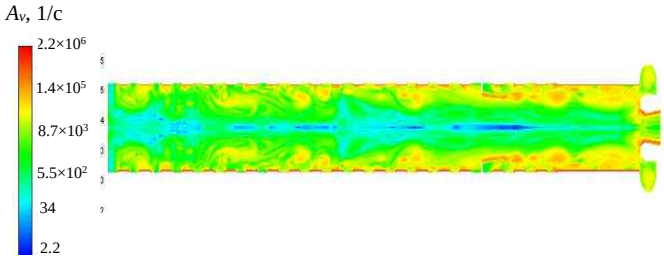


Рис. 9 – Діаграма розподілу розрахункової завихреності газу в камері VKI, визначеної з урахуванням шорсткості стінок камери

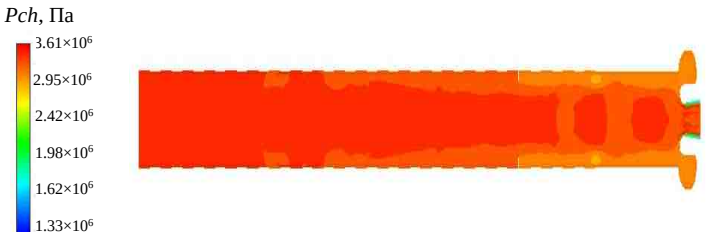


Рис. 10 – Діаграма розподілу розрахункового тиску газу в камері VKI, визначеного з урахуванням шорсткості стінок камери

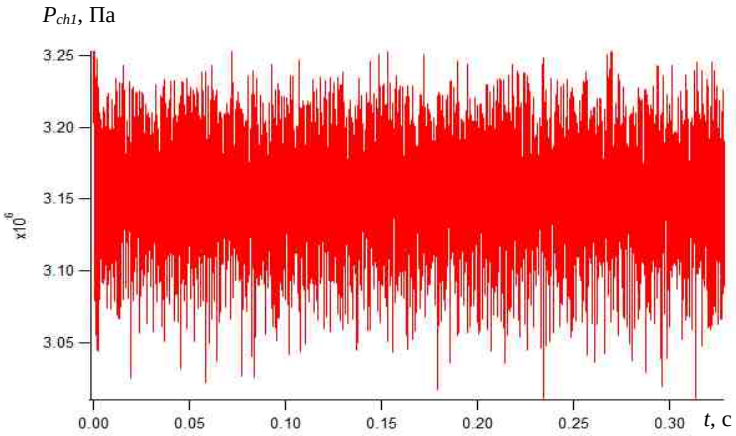


Рис. 11 – Залежність тиску в камері VKI від часу в точці 1, визначена з урахуванням шорсткості її стінок

Із порівняння рис. 7, 11 можна бачити, що урахування шорсткості стінок камери призвело до збільшення розмахів коливань тиску газу в точці 1 цієї камери в середньому в 2.5 рази. Згідно з результатами розрахунків, таке збільшення розмахів коливань тиску обумовлено збільшенням вихороутворення газу у зоні динамічної взаємодії газового та твердого середовища, яке відбулося за умови урахування шорсткості стінок камери (див. рис. 5, 9 та рис. 6, 10).

Вплив шорсткості стінок камери проявився також у спектрі частот коливань тиску в камері (рис. 12). За результатами моделювання динамічних процесів у камері VKI з урахуванням шорсткості її стінок частотний діапазон

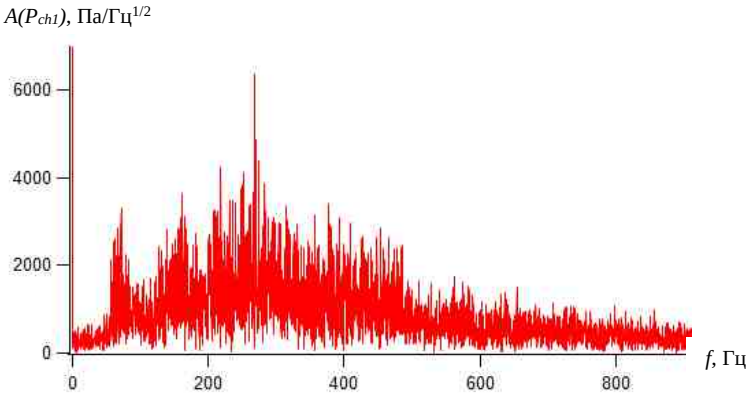


Рис. 12 – Амплітудний спектр пульсацій тиску в VKI камері в точці 1, визначений з урахуванням шорсткості її стінок

до 1000 Гц містить 10 частот коливань тиску: 72 Гц, 161 Гц, 219 Гц, 268 Гц, 377 Гц, 454 Гц, 563 Гц, 654 Гц, 798 Гц, 856 Гц. Порівнюючи ці результати з даними таблиці 2, можна відзначити, що кількість частот, які не перевищують 1000 Гц, за умови врахування шорсткості стінок камери збільшилася з 6 до 10. Водночас з'явилися потенційно небезпечні низькі частоти – 72 Гц і 161 Гц, що може сприяти розвитку низькочастотних автоколивань. До того ж, коливання тиску газу в камері з низькими частотами 72 Гц, 161 Гц, передаючись через механічні коливання конструкції двигуна на конструкцію РН, можуть значно посилюватися при резонансній динамічній взаємодії корпусу РН з її двигуном. Збільшення розмахів коливань тиску в камері згоряння, відзначене за умови урахування шорсткості стінок камери, збільшує загрозу значного зростання амплітуд низькочастотних автоколивань.

Таким чином, розрахункові пульсації тиску в камері згоряння, що виникають в результаті замикання вихорів на шорсткій стінці камери, суттєво збільшились порівняно з випадком гладких стінок камери, і, відповідно, динамічні навантаження на конструкцію камери згоряння теж збільшуються.

Висновки

1. Проведено дослідження низькочастотних (до 1000 Гц) коливань в камері згоряння РДТП на основі чисельного моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів з використанням двох різних підходів. З метою спрощення розрахунків кінетика горіння та багатофазність потоку продуктів згоряння не враховувалися.

Перший підхід ґрунтується на побудові і дослідженні 3D моделі динамічної системи «конструкція камери згоряння – продукти згоряння (акустичний газ)» з використанням методу скінченних елементів, при цьому враховуються динамічні характеристики конструкції камери, пружність її стінок, динамічна взаємодія оболонки камери та акустичного газу, а також демпфування коливань конструкції камери та акустичного газу.

Другий підхід до моделювання заснований на побудові і дослідженні осесиметричної 2D моделі течії газу в камері двигуна методом скінченних об'ємів. Його відмінною особливістю є можливість урахування стисливості газу, вихороутворення в потоці газу в камері і шорсткості стінок камери.

2. Виконано математичне моделювання течії газу (повітря) стосовно 1/30 камери згоряння твердопаливного ступеня ракети-носія Ariane 5 – камери VKI, для якої раніше в Karman Institute for Fluid Dynamics (Бельгія) було проведено фізичне моделювання течії газу. При математичному моделюванні низькочастотних процесів у камері VKI у рамках другого підходу течія газу розраховувалася на основі рівнянь Нав'є–Стокса в осесиметричному (2D) наближенні; ефекти турбулентності моделювалися за допомогою технології великих вихорів (LES); граничні умови на бічних поверхнях розрахункової області (від початкового перерізу камери до критичного перерізу сопла) задавалися як потоки маси, які мали місце при експериментальному вивченні течії.

В результаті чисельного моделювання отримано картину нестаціонарної течії модельного газу в камері VKI. Показано, що вона має складний характер із реалізацією вихрових утворень, які обумовлені осьовими змінами форми поверхні конструкції камери згоряння (наявністю інгібіторів) та їх впливом на параметри течії. Низькочастотні автоколивання газу, що реалізувалися в розрахунках, зумовлені газодинамічно нестійкою течією газу в просторі камери з утворенням великомасштабних вихрових структур.

Результати розрахунку параметрів автоколивань модельного газу якісно узгоджуються з даними, отриманими при експериментальному вивченні течії газу в камері VKI.

3. На основі результатів чисельного моделювання динамічних процесів в камері VKI, отриманих при використанні першого підходу, проведено аналіз форм коливань тиску газу в камері. Показано, що в частотному діапазоні до 1000 Гц водночас з поздовжніми коливаннями реалізувалися подовжньо-поперечні коливання, які виникли внаслідок взаємодії поздовжніх та поперечних мод, і амплітуди таких змішаних форм коливань газу виявились значно більшими, ніж амплітуди поздовжніх коливань. Результати розрахунків, отримані при використанні двох зазначених вище підходів до моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів, свідчать про їх якісне узгодження.

4. На основі розробленої 2D моделі течії газу в тестовій камері двигуна проведено чисельну оцінку впливу шорсткості поверхні стінок камери в зоні течії газу на параметри автоколивань тиску в камері згоряння. Так, урахування шорсткості (при максимальній висоті нерівностей поверхні, що дорівнює 56 мкм), призвело до збільшення розмахів коливань тиску газу в камері в середньому в 2.5 рази. Таке збільшення розмахів коливань тиску обумовлено збільшенням вихроутворення газу (підвищення градієнта його швидкості) у зоні динамічної взаємодії газового та твердого середовищ. Крім того, за умови врахування шорсткості стінок камери кількість резонансних частот у частотному діапазоні до 1000 Гц збільшилася з 6 до 10, і при цьому з'явилися потенційно небезпечні більш низькі частоти (72 Гц і 161 Гц), наявність яких може сприяти розвитку низькочастотних автоколивань.

Таким чином, на підставі результатів чисельного моделювання течії холодного газу в камері РДТП встановлено, що збільшення шорсткості стінок камери призводить до зростання завихренності течії та розмахів низькочастотних коливань тиску в камері, розширення спектру частот коливань та появи в ньому відносно низьких частот коливань, які є потенційно небезпечними з точки зору резонансної взаємодії двигунної установки з корпусом ракети на активній частині її польоту.

Дослідження виконані за рахунок фінансування за бюджетною програмою «Підтримка розвитку пріоритетних напрямів наукових досліджень (КПКВК 6541230) на 2023 – 2024 роки».

1. *Glazunov A. A., Eremin I. V., Zhiltsov K. N., Kostyushin K. V., Tyryshkin I. M., Shuvarikov V. A.* Numerical investigation of the pressure pulsation magnitude and natural aeroacoustic frequencies in the combustion chambers with a charge of a complex shape. Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika. 2018. No 53. P. 59−72. https://doi: 10.17223/19988621/53/6
2. *Присняков В. Ф.* Динамика ракетных двигателей твердого топлива. Москва: Машиностроение. 1984. 248 с.
3. *Fabignon Y., Dupays J., Avalon G., Vuillot F., Lupoglazoff N., Casalis G., Prévost M.* Instabilities and pressure oscillations in solid rocket motors. Aerospace Science and Technology. 2003. No 7. P. 191–200. https://doi: 10.1016/S1270-9638(02) 01194-X
4. *Zeldovich J. B.* Selected Works. Chemical Physics and Hydrodynamics. Moscow: Nauka, 1984. 374 p.
5. *Ларионов В. М., Зарипов Р. Г.* Автоколебания газа в установках с горением. Казань: Изд-во КГТУ, 2003. 228 с.
6. *Culick F. E.; Kuentzmann P.* Unsteady Motions in Combustion Chambers for Propulsion Systems. NATO Research and Technology Organization Neuilly-Sur-Seine: Paris, France, 2006. 664 p.
7. *Yash Pal, Ravi Kumar V.* Physical and Ballistic Characterization of Aluminum-Loaded Para n Hybrid Rocket Fuels. Energy & Fuels. American Chemical Society. 2017. 31(9). P. 10133−10143. https://doi: 10.1021/acs.energyfuels.7b01636
8. *Ganesan S., Chakravarthy S. R.* Effect of Acoustic Pressure Oscillations on Burning Rate Augmentation of Composite Solid Propellants at Different Initial Grain Temperatures. Combustion Science and Technology. 2023. https://doi.org/10.1080/00102202.2023.2248369
9. *Волков В. Т., Ягодников Д. А.* Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007. 296 с.
10. *Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Хоряк Н. В., Башлій, І. Д., Долгополов С. І.* Динамічні процеси у твердопаливних ракетних двигунах та їх взаємодія з вібраціями конструкції ракети: стан питання та актуальні проблеми. Технічна механіка. 2023. № 1. С. 3–14. https://doi.org/10.15407/itm2023.01.003
11. *Prevost M., Vuillot F., Traineau J. C.* Vortex Shedding Driven Oscillations in Subscale Motors for the Ariane 5 MPS P230. 32nd AIAA/ASME/SAB/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Lake Buena Vista, FL. July 1-3, 1996. https://doi.org/10.2514/6.1996-3247
12. *Taherinezhad R., Zarepour G.* Theoretical, Numerical and Experimental Investigation of Vortex Shedding in a Novel Sub-Scaled Motor. Journal of Applied Fluid Mechanics. 2019. Vol. 12, No. 4. P. 1319–1332.
13. *Bhutto A. A., Harijan K., Hussain M., Shah S. F., Kumar L.* Numerical Simulation of Transient Combustion and the Acoustic Environment of Obstacle Vortex-Driven Flow. Energies. 2022. 15(16) 6079. 11 p. https://doi.org/10.3390/ en15166079
14. *Sanjeev Malhotra*. On Combustion Instability in Solid Rocket Motors. Thesis of the dissertation for the degree of Doctor of Philosophy. California Institute of Technology Pasadena, California. 2004. 122 p. URL: https://thesis.library.caltech.edu/1648/1/thesis.pdf
15. *Ferretti V., Favini B., Cavallini E., Serraglia F., Giacinto M. D.* Pressure oscillations simulation in P80 SRM first stage VEGA launcher. San Diego. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2011. P. 102–116.
16. *Dotson W., Sako B. H.* Interaction Between Solid Rocket Motor Internal Flow and Structure During Flight Kirk Journal of Propulsion and Power. 2007. January–February. Vol. 23, No. 1. P. 140–145. https://doi:10.2514/1.20477
17. *Глебов Г. А., Высоцкая С. А.* К вопросу о проектировании ракетных твердотопливных двигателей с целью исключения неустойчивости рабочего процесса в камере сгорания. Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2017. № 4. С. 63–72.
18. *Zhang Q., Wang N., Li J., Su W., Zhang Y.* Effect of the head cavity on pressure oscillation suppression characteristics in large solid rocket motors. Science China. Technological Sciences. 2015. July. Vol. 58, No.7. P. 1250–1262. https://doi: 10.1007/s11431-015-5834-z
19. *Kohnke P.* Ansys Inc. Theory Manual. 001369. Twelfth Edition. Canonsburg : SAS IP, 2001. 1266 p.
20. *Nikolayev O. D., Bashliy I. D.* Assessment of thrust chamber stability margins to high-frequency oscillations based on mathematic modeling of coupled ‘injector - rocket combustion chamber’ dynamic system. Technical mechanics. 2022. No 1. P. 3–17. https://doi.org/10.15407/itm2022.01.003
21. *Qin W. J, Xie M. Z, Jia M., et al*. Large eddy simulation and proper orthogonal decomposition analysis of turbulent flows in a direct injection spark ignition engine: Cyclic variation and effect of valve lift. Science China Technological Sciences. 2014. 57(3). P. 489–504. https://doi:10.1007/s11431-014-5472-x
22. *Nicoud F., Ducros F.* Subgrid-scale stress modeling based on the square of the velocity gradient tensor. Flow Turbulence and Combustion.1999. 62(3). P. 183–200. https://doi:10.1023/A:1009995426001

Отримано 04.09.2023,
в остаточному варіанті 29.09.2023