УДК 629.76 https://doi.org/10.15407/itm2022.04.003

О. В. ПИЛИПЕНКО, О. Д. НІКОЛАЄВ, І. Д. БАШЛІЙ, О. М. ЗАВОЛОКА

ПІДХІД ДО ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ПРОСТОРОВИХ РУХІВ ГАЗОРІДИННОГО СЕРЕДОВИЩА В ПАЛИВНОМУ БАКУ КОСМІЧНОГО СТУПЕНЯ В УМОВАХ МІКРОГРАВІТАЦІЇ З УРАХУВАННЯМ ГАРЯЧОЇ ЗОНИ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України та Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: odnikolayev@gmail.com

Космічні двигунні установки забезпечують кілька пусків і зупинок головних рідинних ракетних двигунів в умовах мікрогравітації для програмного руху космічного корабля і управління переорієнтацією. Під час пасивного польоту космічного ступеня (після зупинки його основного двигуна) рідке паливо в баках продовжує рухатися за інерцією в умовах мікрогравітації і віддаляється максимально від пристрою керування паливом. У цьому випадку наддувний газ витісняється до пристрою управління паливом, що створює потенційну небезпеку надходження газу на вхід двигуна в кількостях, неприйнятних для надійного багаторазового запуску двигуна. У зв'язку з цим визначення параметрів руху рідини в баках палива в умовах мікрогравітації є актуальною проблемою, яка потребує вирішення при проєктуванні рідинних двигунних установок. Розроблено підхід до теоретичного розрахунку параметрів руху системи «газ–рідина» в паливних баках сучасних космічних ступенів в умовах мікрогравітації. Підхід базується на використанні методу скінченних елементів, методу об'єму рідини та сучасних комп'ютерних інструментів для скінченно-елементного аналізу (Computer Aided Engineering – CAE systems). Для пасивної ділянки польоту ракети-носія виконано математичне моделювання просторового руху рідкого палива та формування вільних газових включень, визначено параметри руху та форму вільної поверхні рідини в баку, розташування газових включень. Виконано чисельне моделювання руху рідини в експериментальному зразку резервуара сферичної форми в умовах мікрогравітації без урахування та з урахуванням гарячої зони, розташованої біля верхнього днища баку. Запропонований підхід використано для визначення параметрів руху границі розділу «газ–рідина» в модельному циліндричному баку, які задовільно узгоджуються з експериментальними даними. Застосування розробленого підходу дозволить значно скоротити обсяг експериментальної перевірки проєктованих космічних ступенів.

Ключові слова: *космічна ракета-носій, мікрогравітація, багаторазовий запуск двигуна, пасивний етап польоту, просторовий рух рідкого палива, вільні газові включення, метод скінченних елементів, метод об'єму рідини, пристрій керування паливом.*

Space propulsion systems ensure multiple startups and shutdowns of the main liquid-propellant rocket engines in microgravity conditions for spacecraft preset motions and reorientation control. During the passive flight of a space stage (after its main engine shutdown), the liquid propellant in the tanks continues moving by inertia in microgravity and moves as far away from the propellant management device as possible. In this case, the pressurization gas is displaced to the propellant management device, which creates the potential danger of the gas entering the engine inlet in quantities unacceptable for multiple reliable engine restarts. In this regard, the determination of the parameters of fluid movement in propellant tanks under microgravity conditions is a pertinent problem to be solved in the designing of liquid-propellant propulsion systems. This paper presents an approach to the theoretical calculation of the parameters of motion of the gas–liquid system in the propellant tanks of today's space stages in microgravity conditions. The approach is based on the use of the finite element method, the Volume of Fluid method, and up-to-date computer tools for finite-element analysis (Computer Aided Engineering - CAE systems). A mathematical simulation of the spatial motion of the liquid propellant and the formation of free gas inclusions in passive flight was performed, and the motion parameters and shape of the free liquid surface in the tank and the location of gas inclusions were determined. The liquid motion in a model spherical tank in microgravity conditions was simulated numerically with and without account for the hot zone near the tank head. The motion parameters of the gas-liquid interface in a model cylindrical tank found using the proposed approach are in satisfactory agreement with experimental data. The proposed approach will significantly reduce the extent of experimental testing of space stages under development.

Keywords: *space launch vehicle, microgravity, engine multiple startups, passive flight, space motion of liquid propellant, free gas inclusions, finite-element method, volume of fluid method, propellant management device.*

Вступ. Працездатність маршових двигунних установок космічних ступенів ракет-носіїв (РН) безпосередньо залежить від надійності проведення в умовах мікрогравітації кількох запусків–зупинок рідинних ракетних двигунів (РРД), необхідних для здійснення програмних переміщень та контролю орієнтації РН у космічному просторі [1]. Під час здійснення космічного польоту

РН рідке паливо після зупинки маршового двигуна за інерцією переміщується в верхню частину паливного бака, максимально віддаляючись від забірного пристрою. Внаслідок цього виникає загроза порушення суцільності палива внаслідок влучення газу наддуву на вхід у двигун при повторному запуску РРД. Для надійної реалізації повторного запуску двигуна необхідно акумулювати у внутрішньобакових пристроях деяку масу рідкого палива, достатню для проведення запуску навіть у тих випадках, коли сумарний вектор сил, що діють на рідке паливо, має напрямок протилежний руху рідини від бака до входу в двигун.

Паливні баки космічного ступеня представляють собою ємності складної просторової конфігурації з тонкими і гладкими стінками, що знаходяться під тиском газу наддуву [напр. 1 – 3]. Складний і непередбачуваний характер руху рідкого палива в паливних баках в умовах мікрогравітації визначає підвищений рівень вимог до конструктивного виконання і функціональних характеристик внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива (як правило, в таких пристроях використовуються капілярні накопичувачі, що добре зарекомендували себе, і сітчасті фазорозділювачі [2, 4, 5]). Для виключення можливості попадання газу в двигун при повторному запуску необхідно на етапі проєктування рідинних ракетних двигунних установок (РРДУ) космічного ступеня прогнозувати поведінку динамічної системи «газ–рідина», що описує рух рідини і газу в баку при польоті РН в умовах мікрогравітації. Процеси у цій динамічній системі є предметом різнобічного експериментального і теоретичного вивчення, якому присвячені численні публікації [наприклад, 2, 3, 6, 7 – 9].

У роботах [3, 6] було досліджено вплив умов польоту космічного ступеня РН на розвиток коливань рідкого палива в баках та працездатність пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива на різних етапах польоту космічного ступеня РН у тих випадках, коли рівень заповнення баків вищий за рівень встановлення сітчастих фазорозділювачів.

У роботі [7] стосовно умов польоту РН CZ-3A проведено чисельне моделювання руху рідкого палива в баку пального її космічного ступеня та досліджено вплив нестійкості Релея–Тейлора на динаміку рідини в баку. Розглянуто процес переорієнтації рідкого палива в об’ємі баку для двох випадків: коли спочатку границя розділу середовищ «газ–рідина» є плоскою поверхнею і коли ця поверхня є вигнутою. Показано, що ці дві різні початкові умови для границі розділу середовищ «газ–рідина» в баку призводять до реалізації двох різних режимів переміщення рідини.

У роботі [8] проаналізовано результати польоту верхнього ступеня Ariane 5 із двигуном на кріогенному паливі. В рамках проведеного аналізу були детально вивчені дані польоту з метою дослідження впливу різних факторів (включаючи термодинамічні) на поведінку рідкого палива під час польоту. Показання датчиків різного типу, встановлених усередині баків з паливом, дозволили зіставити експериментальні дані про положення палива в баках та результати теоретичних досліджень, що отримані з використанням методу CFD (FLOW-3D), а також за допомогою власного програмного забезпечення, призначеного для оцінки термодинамічного стану палива.

У роботі [9] досліджено поведінку рідкого палива та його вільної поверхні в умовах зниженої чи практично нульової сили тяжіння. Для оцінки динамічної поведінки рідкого палива була побудована модель паливного баку сервісного модуля Orion, який включав внутрішньобакові пристрої (в англійській термінології – PMD) і вимірювачі маси. Для перевірки чисельних моделей динаміки палива в баках використовувалися польотні дані та дані наземних експериментів. На основі розроблених моделей були визначені конфігурації рідкого палива в умовах мікрогравітації (при різному ступені заповнення бака) та оцінено час осадження палива при різних маневрах під час стикувань.

Осадження палива у баку окислювача космічного ступеня ракети за допомогою двох двигунів малої тяги перед повторним включенням маршового двигуна досліджено у роботі [10]. Авторами розроблено розрахунково-експериментальний метод визначення потрібного часу осадження палива, що поєднує результати проведення експериментального відпрацювання та чисельного моделювання осадження палива. Використання методу дозволяє проводити необхідні дослідження з необхідною точністю, значно скоротити обсяг випробувань.

Незважаючи на досягнутий прогрес у вивченні динаміки газорідинних середовищ у баках РН, залишається низка невирішених завдань, актуальних при проєктуванні космічних ступенів РН. Зокрема, в даний час відсутній підхід до розрахунку вмісту та місцезнаходження вільного газу в рідкому паливі на вході в забірний пристрій баків перед запуском маршового РРД. Такі оцінки необхідні для визначення працездатності внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива. Можливості експериментального відпрацювання внутрішньобакових процесів, що потребує відтворення умов мікрогравітації, у більшості випадків обмежені використанням спеціальних «кидкових веж» [7, 11].

Метою цієї статті є розробка підходу до теоретичного визначення параметрів руху границі розділу середовищ «газ–рідина» у порожнинах паливних баків сучасних космічних ступенів рідинних РН в умовах мікрогравітації з урахуванням гарячої зони (у період від моменту зупинки маршового РРД космічного ступеня до моменту подачі команди на запуск).

1. Моделювання процесу спорожнення баків космічного ступеня під час запуску маршового двигуна. Математичне моделювання гідродинамічних процесів в паливних баках системи живлення маршового двигуна проводиться з використанням методу скінченних елементів, що дозволяє врахувати конструктивні особливості паливних баків і гідравлічних трактів при математичному моделюванні процесу руху компонентів палива на вхід в маршовий РРД в умовах мікрогравітації [6].

Приймаючи до уваги, що баки космічного ступеня, як правило, симетричні відносно поздовжньої осі, в якості їх геометричних моделей можуть розглядатися плоскі перетини баків, симетричні відносно поздовжньої осі ступеня, та відповідно вісесимметричне спорожнення баків.

При моделюванні гідродинамічних процесів в паливних баках системи живлення маршового двигуна використано метод об’єму рідини (VOF), що дозволяє враховувати складну топологію течій. Виконання VOF-аналізу проведено з використанням засобів сучасних систем скінченно-елементного аналізу (CAE-систем) [12]. Для опису руху відносно стінок баку границі розділу між газом і рідиною використовується CSF-метод (неперервної поверхневої сили).

Розроблена модель, що описує нестаціонарну течію нестискаємої рідини з деформівною вільною поверхнею в баку, включала рівняння нерозривності, моменту кількості руху і рівняння руху вільної поверхні рідини, що записані відносно функції C [13], яка характеризує долю рідини в розрахованому об’ємі скінченного елементу в скінченно-елементній моделі бака з рідиною. Ці рівняння в узагальненому вигляді записуються наступним чином [12]:

– рівняння нерозривності

$$\nabla V = 0\,, \tag{1}$$

– рівняння кількості руху рідини

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \rho (V \cdot \nabla) V = -\nabla p + \mu \nabla^2 V + F_s + \rho\, a_z\,, \tag{2}$$

– рівняння руху вільної поверхні рідини

$$\frac{\partial C}{\partial t} + V \cdot \nabla C = 0\,, \tag{3}$$

де ∇ – оператор Гамільтона; V – швидкість руху рідини; p, ρ, μ, F_s – відповідно тиск, густина, в’язкість і сила поверхневого натягу рідини; a_z – поздовжнє прискорення космічного ступеня РН.

Функція C в рівнянні (3) може приймати наступні значення: $C = 0$ – при відсутності рідкого заповнення в об’ємі скінченного елементу, $C = 1$ – при повному заповненні його об’єму рідиною, $0 < C < 1$ – для проміжних станів.

В контексті VOF- та CS-методів [12] сила поверхневого натягу рідини F_s визначається виразом

$$F_s = \sigma k \nabla C\,, \tag{4}$$

де k – середня кривизна поверхні розділу середовищ «рідина–газ» в розрахунковій точці; σ – коефіцієнт поверхневого натягу, що визначається експериментально для конкретної пари «рідина – тверде тіло».

При формуванні граничних умов встановлюється кут контакту на границі розділу фаз «газ–рідина», сили спротиву в забірних пристроях бака, врахування гарячої зони біля верхнього днища бака.

2. Приклад розрахунку параметрів руху рідкого палива в кріогенному сферичному паливному баку, заповненному хладоном в умовах мікрогравітації на пасивній ділянці польоту з урахуванням та без урахування гарячої зони біля верхнього днища баку. Запропонований підхід використано для визначення параметрів руху границі розділу «газ–рідина» в модельному циліндричному баку [7, 14, 15], які задовільно узгоджуються з експериментальними даними.

Властивості рідини безпосередньо впливають на рух рідини в умовах мікрогравітації.

Рідина, що досліджуєьтся (вода, гелій або хладон), має коефіцієнт поверхневого натягу, який зменшується з підвищенням температури і практично не залежить від тиску [16]. Цей факт відноситься до всіх рідин і до компонентів кріогенного палива, тому це необхідно враховувати при відповідній обробці експерименту і використанні коефіцієнта поверхневого натягу, що відповідає фактичній температурі.

На значення коефіцієнта поверхневого натягу впливають різні причини [17]. Найменші домішки у рідині сильно змінюють коефіцієнт поверхневого натягу, у більшості випадків знижуючи його. Для виконання практичних розрахунків цей факт необхідно враховувати. Зокрема, для розрахунку коефіцієнта поверхневого натягу слід використовувати тільки чисті рідини. Поверхневий натяг можна істотно знизити за допомогою поверхнево-активних речовин, до яких відносяться детергенти [18].

Для розрахунку коефіцієнта поверхневого натягу та контактного кута необхідно враховувати не лише речовини, а й контактне газове середовище та тверду стінку середовища [19].

Як було зазначено вище, відповідно до літературних джерел коефіцієнт поверхневого натягу падає зі зростанням температури. Цей факт може бути використаний для стабілізації розташування газової порожнини в баку космічного ступеня на пасивній ділянці польоту [20, 21].

У літературі для хладону наведено залежність коефіцієнта поверхневого натягу від температури [22].

Розглянемо кілька розрахункових випадків руху рідкого палива у кріогенному сферичному паливному баку, заповненому хладоном, в умовах мікрогравітації на пасивній ділянці польоту за різної температури та отримані за допомогою запропонованого підходу та рівнянь (1) – (4) розташування поверхні розділу середовищ «рідина–газ» в умовах мікрогравітації і розрахункові розподіли швидкостей (V) та амплітуд тиску (δp) у вузлах скінченних елементів рідкого палива та газу в баку.

N випадка	Характеристики
1	випадок 1 руху палива в умовах мікрогравітації при температурі $T=-30^0C$, $\sigma=0.0164$ Н/м без урахування нагріву
2	випадок 2 руху палива в умовах мікрогравітації з урахуванням нагріву $T=-22^0C$, $\sigma=0.0148$ Н/м.

На рис. 1, рис. 2 розглянуто розрахунковий випадок 1 руху палива в умовах мікрогравітації при температурі $T=-30^0C$, $\sigma=0.0164$ Н/м без урахування нагріву.

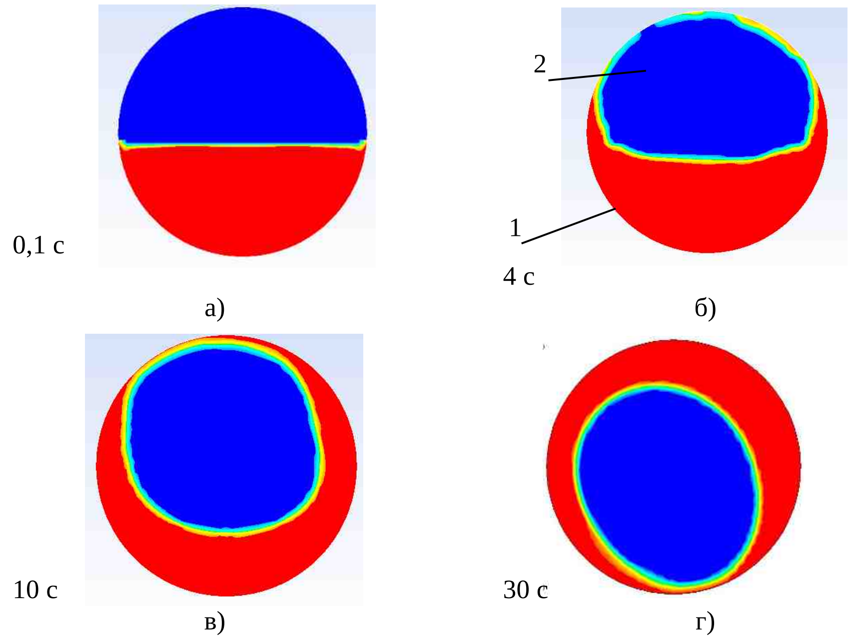


Рис. 1 – Процес руху рідкого палива в досліджуваному баку в умовах мікрогравітації для моментів часу а) 0.1 с, б) 4 с, в) 10 с, г) 30 с (випадок 1 для $T=-30^0C$). Області, що займають рідина та газ, позначені цифрами 1 і 2 відповідно

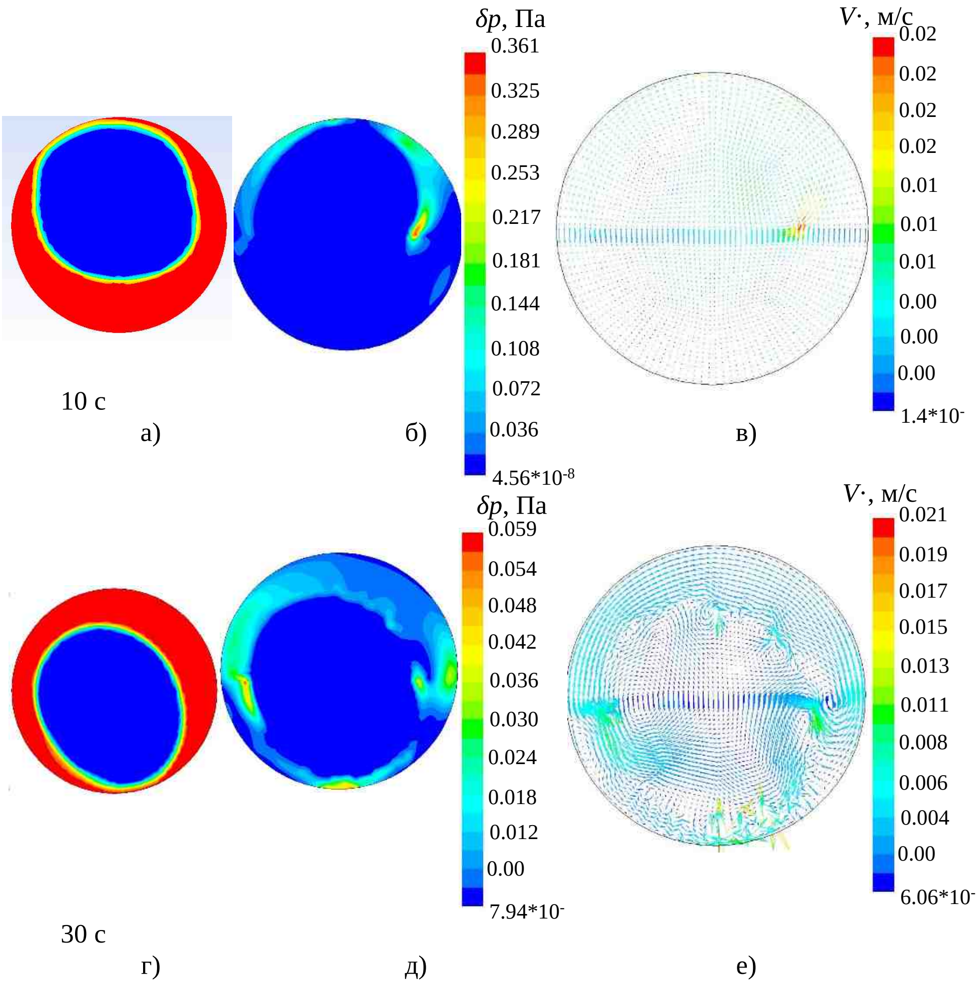


Рис. 2 – Розрахункові розподіли швидкостей (*V*) та амплітуд тиску (*δp*) у вузлах скінченних елементів рідкого палива та газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 10 с, 30 с (випадок 1 для Т=-30^{0}С): процес руху рідкого палива в досліджуваному баку для моментів часу 10 с (а), 30 с (г); розрахунковий розподіл амплітуд тиску (*δp*) у вузлах скінченних елементів рідкого палива та газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 10 с (б), 30 с (д); розрахункові розподіли швидкостей (*V*) у вузлах скінченних елементів рідкого палива та газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 10 с (в), 30 с (е)

На рис. 2 представлено для випадку 1:

– розрахункові розподіли амплітуд тиску (*δp*) у вузлах скінченних елементів рідкого палива і газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 10 с і 30 с;

– розрахункові розподіли швидкостей (*V*) у вузлах скінченних елементів рідкого палива і газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 10 с і 30 с;

– результати чисельного моделювання границі середовищ «газ–рідина» в баку для моментів часу 10 с і 30 с.

Нижче розглянуто розрахунковий випадок 2 руху палива в умовах мікрогравітації з урахуванням нагріву T=-22 ^{0}C, σ =0.0148 Н/м.

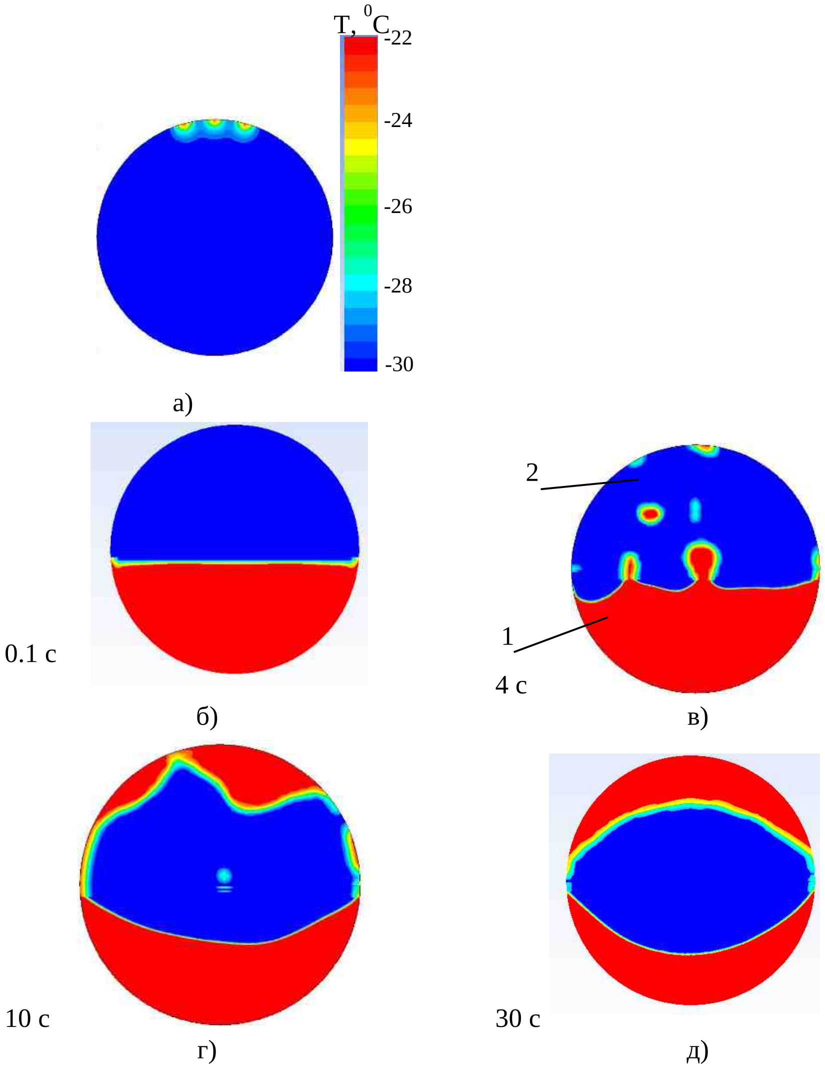
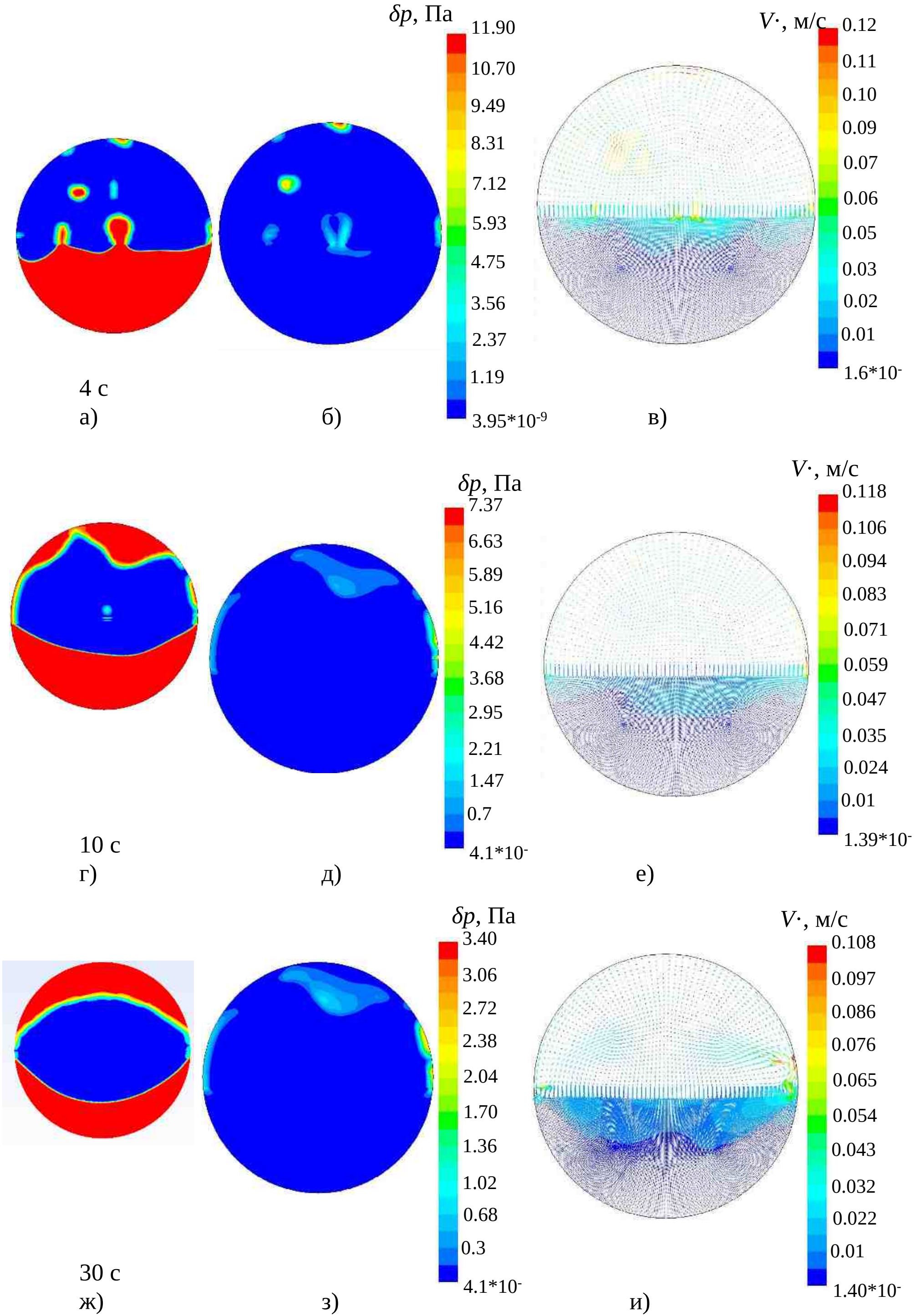


Рис. 3 – Процес руху рідкого палива в досліджуваному баку в умовах мікрогравітації для моментів часу 0.1 с (б), 4 с (в), 10 с (г), 30 с (д) (випадок 2 для зони нагріву T =-22 ^{0}C), а також розрахунковий розподіл температури (T) у вузлах скінченних елементів рідкого палива та газу в баку по його поздовжньому перерізу для момента часу 0.1 с(а)

На рис. 3 показано для випадку 2:

– розподіл температури (T) в узлах скінченних елементів рідкого палива і газу в баку по його поздовжніьому перерізу для момента часу 0.1 с;

– результати чисельного моделювання границь середовищ «газ–рідина» в баку для моментів часу 0.1 с, 4 с, 10 с, 30 с. Області, що займають рідина і газ, позначені цифрами 1 і 2 відповідно.



4 с
а) б) в)

10 с
г) д) е)

30 с
ж) з) и)

Рис. 4 – Розрахункові розподіли швидкостей (V) та амплітуд тиску (δp) у вузлах скінченних елементів рідкого палива та газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 4 с, 10 с, 30 с (випадок 2 для зони нагріву $T=-22^0C$): процес руху рідкого палива в досліджуваному баку випадок 2 для моментів часу 4 с (а), 10 с (г), 30 с (ж); розрахунковий розподіл амплітуд тиску (δp) у вузлах скінченних елементів рідкого палива та газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 4 с (б), 10 с (д), 30 с (з); розрахункові розподіли швидкостей (V) у вузлах скінченних елементів рідкого палива та газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 4 с (в), 10 с (е), 30 с (и)

На рис. 4 представлено для випадку 2:

– розрахунковий розподіл амплітуди тиску (δp) в узлах скінченних елементів рідкого палива і газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 4 с, 10 с, 30 с;

– розрахункові розподіли швидкостей (V) в узлах скінченних елементів рідкого палива і газу в баку по його поздовжньому перерізу для моментів часу 4 с, 10 с, 30 с;

– результати чисельного моделювання границі середовищ «газ–рідина» для моментів часу 4 с, 10 с, 30 с.

Для розрахункового випадку 1 руху палива в умовах мікрогравітації $T=-30^0C$, $\sigma=0.0164$ Н/м без урахування нагріву (рис. 1, рис. 2) газова порожнина спускається до нижнього днища бака (момент часу 30 с). Ця газова порожнина може бути небезпечною і призвести до потрапляння недопустимої кількості газу в паливну магістраль. Для розрахункового випадку 1 амплітуди тиску в газорідинному середовищі в області, розташованій біля нижнього днища бака, δp $=4.7\text{-}4.1{*}10^{-2}$ Па і швидкість в газорідинному середовищі в цій області $V=2.14{*}10^{-2}$ м/с мають достатньо великі значення. Цей факт може призвести до небезпечної ситуації, описаної вище.

Для розрахункового випадку 2 руху палива в умовах мікрогравітації з урахуванням нагріву $T=-22^0C$, $\sigma=0.0148$ Н/м (рис. 3, рис. 4) газова порожнина стабілізується в центрі бака (момент часу 30 с). Для розрахункового випадку 2 амплітуда тиску δp і швидкість V в газорідинному середовищі в області, розташованій на стінці бака справа і зліва посередині, там де стабілізується газова порожнина, приймають достатньо великі значення ($\delta p = 3.4$ Па, $V= 0.108$ м/с). Для розрахункового випадку 2 величини амплітуд тиску δp і швидкості V в газорідинному середовищі в області, розташованій біля нижнього днища бака, значно менші (δp $=4.1{*}10^{-9}$ Па, V $=1.4{*}10^{-6}$ м/с), ніж величини, отримані для випадку 1. Газова порожнина стабілізується в центрі бака і немає небезпечної ситуації, описаної для випадку 1.

5. Висновки. Запропоновано чисельний підхід до оцінки параметрів руху границі «газ–рідина» в об’ємі паливних баків сучасних космічних ступенів РН в умовах мікрогравітації (протягом часу від моменту зупинки основного РРД космічного ступеня до моменту зупинки РРД). Такий підхід враховує конструктивні особливості бака палива та термодинамічні характеристики границі розділу двох фаз газорідинного середовища в рівноважному стані та конструкцію бака під час програмованого руху РН у просторі. Відповідно до запропонованого підходу чисельне моделювання гідродинамічних процесів у паливному баку здійснюється методом об’єму рідини (VOF) з урахуванням сил поверхневого натягу та змочування палива, сил опору руху палива та особливості конструкції паливного бака. Аналіз VOF виконується з використанням сучасних можливостей систем скінченно-елементного аналізу та CAE-систем. Метод CSF (безперервна поверхнева сила) використовується для опису руху границі розділу між газом і рідиною відносно стінок резервуару.

Виконано чисельне моделювання руху рідини в експериментальному зразку резервуару сферичної форми в умовах мікрогравітації без урахування та з урахуванням гарячої зони, розташованої біля верхнього днища бака. Показано істотне зниження амплітуд тиску і швидкості в газорідинному середовищі в області, розташованій біля нижнього днища бака, з урахуванням гарячої зони, порівняно з амплітудами в газорідинному середовищі в баку, отриманими без урахування гарячої зони. Крім того у випадку урахування гарячої зони газова порожнина стабілізується в центрі бака і не виникає небезпечної ситуації, коли газ потрапляє на вхід у двигун у кількостях, що перевищують допустимі норми. Це небезпечно для функціонування двигуна.

Підхід може бути використаний для теоретичного прогнозування працездатності двигунних установок космічного ступеня РН в умовах багаторазових пусків–зупинок та програмного руху ступеня РН під час його маневрування в просторі.

1. *Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д.* Ракета как объект управления. Днепропетровск : АРТ–Пресс. 2004. 544 с.
2. *Kashanov O. E., Degtyarev O. V., Pylypenko O. V., Zavoloka O. M., Nikolayev O. D., Sviridenko M. F.* Ensuring operating efficiency of ilv space stages propellant feeding systems in different operating conditions. IAC-15-D.2.3, 66th Astronautical Congress International. 2015. P. 8832–8838 URL: http://toc.proceedings.com/29485webtoc.pdf (Last accessed: 2.11.2022).
3. *Ducret E., Le Moullec L., Spencer B., Balaam P.* Propellant management device studies, computational methods and neutral buoyancy tests. AIAA 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1992. P. 92–3611. https://doi.org/10.2514/6.1992-3611
4. *Козлов А. А., Новиков В. И., Соловьев Е. В.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М.: Машиностроение. 1988. 352 с.
5. *Пилипенко О. В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф.* Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей Сб. науч. тр. «Аэрогазодинамика: проблемы и перспективы». 2006. Вып. 2. С. 88–100.
6. *Блоха И. Д., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф.* Влияние продольных вибраций космической ступени РН на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя. Техническая механика. 2011. № 2. С. 65–74.
7. *Li Zhang-Guo, Liu Qiu-Sheng, Liu Rong, Hu Wei, Deng Xin-Yu* Influence of Rayleigh–Taylor Instability on Liquid Propellant Reorientation in a Low-Gravity Environment. Chinese Physical Society and IOP Publishing Ltd. 2009. Vol.26, No.11. P.114701-1–114701-4. https://doi.org/10.1088/0256-307X/26/11/114701
8. *Behruzi Ph., Michaelis M., Khimeche G.* Behavior of the Cryogenic Propellant Tanks during the First Flight of the Ariane 5 ESC-A Upper Stage. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California, AIAA 2006-5052. 9—12 July 2006. 10 p. https://doi.org/10.2514/6.2006-5052
9. Investigation of Propellant Sloshing and Zero Gravity Equilibrium for the Orion Service Module Propellant Tanks final report. Microgravity University. Systems Engineering Educational Discovery. Kenosha. 2009. 22 p.
10. *Седых И. В., Назаренко Д. С., Минай А. Н., Бабийчук Я. О.* Экспериментальное определение времени осаждения топлива в сферическом баке перед повторным включением маршевого двигателя Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. 2019. Том XXVII. С. 136–144 URL: https://www.dnu.dp.ua/docs/zbirniki/ftf/program_5e4456e3895d7.pdf (Last accessed: 2.11.2022).
11. The Bremen Drop Tower. Официальный сайт Bremen University. URL: https://www.zarm.uni-bremen.de/en/drop-tower/team.html (Last accessed: 2.11.2022).
12. *Kohnke P.* Ansys Inc. Theory Manual 001369. Twelfth Edition. Canonsburg: SAS IP Inc. 2001. 1266 p.
13. *Hirt C. W., Nichols B. D.* Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. Journal of Computational Physics. 1981. № 39 (1). P. 201–225. https://doi.org/10.1016/0021-9991(81)90145-5
14. *Salzman J. A., Masica W. J., Lacovic R. F.* Low-gravity reorientation in a scale-model Centaur liquid-hydrogen tank. 1973. Официальный сайт NASA URL: https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19730007525 (last accessed 17.10.2017).
15. *Николаев А. Д., Башлий И. Д., Свириденко Н. Ф., Хоряк Н. В.* Определение параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в топливных баках ракет-носителей космических ступеней на пассивных участках полета. Технічна механіка. 2017. № 4. С. 26–40. https://doi.org/10.15407/itm2017.04.026
16. *Шварц А., Перри Дж.* Поверхностноактивные вещества. Их химия и технические применения. Москва, Издательство ИЛ. 1953. 550 с.
17. Lange’s Handbook of Chemistry. 10th ed. 1967. P. 1661–1665
18. *Rosen MJ, Kunjappu JT* Surfactants and Interfacial Phenomena (4th ed.). Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons. 2012. 600 p. https://doi.org/10.1002/9781118228920
19. *Adamson A. W., Gast. A. P.* Physical chemistry of surfaces. 6Ed, Wiley. 1997. 784 p.
20. Патент на винахід 125376 Україна, МПК F02K 9/42 (2006.01). Пристрій сепарації рідкого компоненту палива в паливному баку космічного ступеня від вільних газових включень і стабілізація розташування

сукупної газової порожнини, що формується при польоті ступеня в умовах мікрогравітації/ *О. В. Пилипенко, М. Ф. Свіріденко, О. Д. Ніколаєв, І. Д. Башлій*; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Національного космічного агентства України. а 2018 03094; заявл. 26.03.2018; публ. 02.03.2022, Бюл. № 9. 9 с.

21. Patent US 2013/0048097, F16L 53/00 Thermal phase separation/ *Gregory S. Mungas*; FIRESTAR ENGINEERING – US 2013/0048097 A1; Application 30.08.2012; Pub. Date 28.02.2013. 13 p.
22. *Богданов С. Н., Бурцев С. И., Иванов О. П., Кудрявцева А. В.* Холодильная техника. Кондиционирование веществ. Справочник. 4 изд., перераб. и доп. Под. Ред С. Н. Богданова. СПб.: СПбГАХПТ. 1999. 320 с.

Отримано 31.10.2022,
в остаточному варіанті 21.11.2022