

С. О. ДАВИДОВ, <https://orcid.org/0009-0001-7649-7418>М. О. КАТРЕНКО, <https://orcid.org/0000-0003-1015-5746>Н. С. ПРЯДКО, <https://orcid.org/0000-0003-1656-1681>

ВПЛИВ ТЕМПЕРАТУРИ НА ПАРАМЕТРИ КАПІЛЯРНИХ ЗАСОБІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА

*Інститут технічної механіки**Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
15, вул. Ляшко-Попеля, Дніпро, 49005, Україна; e-mail: sdavydov1960@gmail.com*

Робота присвячена вивченню ступеня впливу коливань температури компонентів палива на етапі орбітального руху літального апарату на основні проєктні параметри капілярних засобів забезпечення суцільності палива. Існування цих засобів в системі подачі палива літальних апаратів багатопільового призначення пов'язано з вимогами повторних запусків маршових двигунів із стану практичної невагомості. В умовах невагомості рідке паливо переміщується довільним чином з газом наддуву і виникає небезпека потрапляння газової фази у зливну магістраль та далі в камеру згоряння двигуна, що, в свою чергу, може призвести до зриву його запуску. З метою уникнення такої аварійної ситуації протягом останніх декількох десятиріч були розроблені і успішно використовуються різноманітні засоби, серед яких найбільш поширені і універсальні засоби забезпечення суцільності палива на основі дії капілярних сил. Незважаючи на ряд суттєвих переваг у порівнянні з іншими засобами, капілярним засобом притаманні деякі недоліки, які пов'язані з особливостями дії капілярних сил. Зокрема температура будь-якого палива змінює його фізичні властивості, які в свою чергу впливають на технічні характеристики капілярних засобів забезпечення суцільності палива.

Метою роботи було виявлення ступеня впливу коливань температури палива на працездатність цих засобів. Були проведені розрахунки зміни значень статичної та динамічної утримуючих здатностей капілярних засобів забезпечення суцільності палива, які є основними проєктними параметрами, що забезпечують їх працездатність, при зростанні температури палива у порівнянні з розрахунковою. Враховувалась залежність від температури коефіцієнта поверхневого натягу, коефіцієнта динамічної в'язкості та густини рідкого палива.

Отримані результати свідчать про зниження рівня працездатності капілярних засобів забезпечення суцільності палива при орбітальному русі літального апарату внаслідок локального підвищення температури палива в певній частині бака. Для надійного повторного запуску двигунів необхідно забезпечити достатньо високий коефіцієнт запасу працездатності цих засобів. Крім того, доцільно прийняти заходи щодо зменшення локального підвищення температури палива в баках в умовах невагомості. Використання результатів в інженерній практиці дозволяє прогнозувати проєктні параметри засобів забезпечення суцільності палива на етапі розробки ескізних проєктів перспективних літальних апаратів багатопільового призначення.

Ключові слова: ракетне паливо, засоби забезпечення суцільності палива, повторні запуски двигунів, теплові процеси у невагомості.

This work is devoted to the study of the effect of propellant component temperature oscillations in orbital flight on the main design parameters of capillary propellant management devices. The presence of these devices in the propellant feed system of multi-purpose spacecraft is associated with the requirements of sustainer engine restarts in near-zero-gravity conditions. In zero gravity, a liquid propellant is mixed in an arbitrary manner with the pressurant gas, thus causing the danger of the gas phase entering the feed line and then the engine combustion chamber, which, in turn, may lead to a start failure. To avoid this emergency situation, various propellant management devices have been developed and successfully used over the past several decades, among which the most common and universal ones are those based on capillary forces. Despite a number of significant advantages in comparison with other devices, capillary ones have some drawbacks that are associated with the features of capillary forces. In particular, the temperature of any propellant affects its physical properties, thus affecting the performance of capillary propellant management devices.

The goal of this work was to identify the effect of propellant temperature oscillations on the performance of these devices. The static and dynamic holding capacities of capillary propellant management devices, which are their main critical design parameters, were calculated for propellant temperatures higher than the design temperature. The temperature dependence of the surface tension coefficient, the dynamic viscosity coefficient, and the liquid propellant density was taken into account.

The results obtained show that the operability of capillary propellant management devices in orbital flight deteriorates due to a local increase in propellant temperature in a certain part of the tank. For a reliable engine restart, it is necessary to ensure a sufficiently high operability reserve factor of these devices. In addition, it is

© С. О. Давидов, М. О. Катренко, Н. С. Прядко, 2026

The article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attributions (CC BY) license (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

ISSN 1561-9184 (Print) ISSN 2616-6380 (Online)

Технічна механіка. 2026. № 2.

advisable to take measures to reduce a local increase in propellant temperature in the tanks in zero gravity. The use of the results in engineering practice allows one to predict the design parameters of propellant management devices at the draft design stage of promising multi-purpose spacecraft.

Keywords: rocket propellant, propellant management devices, engine restarts, thermal processes in zero gravity.

Вступ. Використання засобів забезпечення суцільності палива (ЗЗСП) в системі подачі палива в камери згоряння двигунів літального апарата (ЛА) обумовлено необхідністю повторного запуску двигунної установки в умовах практичної невагомості. Після тривалого руху ЛА по орбітальній траєкторії рідке паливо в баках перемішується з газом наддуву під дією різноспрямованих зовнішніх силових імпульсів довільним чином. Внаслідок цього виникає можливість потрапляння газу у зливну магістраль разом з рідким паливом на етапі запуску маршових двигунів незалежно від рівня заповнення баків паливом. Наслідком цього може бути зрив запуску двигунів ЛА. З метою уникнення такої небезпечної ситуації протягом останніх декількох десятиків років розроблені і успішно використовуються на верхніх ступенях ракет-носіїв і космічних літальних апаратів різноманітні пристрої і методи, а саме:

- механічне розділення рідкої і газової фаз за допомогою поршнів, мембран, еластичних ємностей і т.п. [1];
- використання капілярних сил за допомогою перфорованих пластин, тканин металевих сіток, капілярних насосів [2];
- створення лінійного або відцентрового переважання [3];
- геліровання компонентів рідкого палива і т.п. [4].

Кожен з наведених вище методів забезпечення суцільності палива має свої переваги і недоліки. Але на теперішній час найбільш широке розповсюдження в конструкції виробів ракетно-космічної техніки мають капілярні ЗЗСП. До переваг ЗЗСП капілярного типу у порівнянні з іншими типами ЗЗСП можна віднести:

- пасивний характер дії, тобто відсутність активних додаткових пристроїв для функціонування;
- сумісність з агресивними та криогенними компонентами палива;
- можливість працювати в умовах дії різноспрямованих зовнішніх силових імпульсів;
- тривалий час функціонування без суттєвого погіршення технічних характеристик;
- незалежність рівня працездатності від кількості запусків двигунів.

До недоліків ЗЗСП капілярного типу слід віднести їх відносно складну конструкцію, яка залежить від конкретного виробу. Крім того, на працездатність цих ЗЗСП суттєво впливають рівень і напрямок дії зовнішніх силових навантажень, фізико-хімічні характеристики палива, характеристики двигуна, запуск якого забезпечує ЗЗСП.

Мета роботи. Задачі, які вирішує ЛА при виконанні польотного завдання, постійно ускладнюються. Відповідно зростають вимоги до тактико-технічних характеристик ЗЗСП. Метою даної роботи було виявлення ступеня впливу коливань температури палива на працездатність капілярних ЗЗСП і пропонування, у разі необхідності, можливих шляхів зменшення цього впливу для їх подальшого використання в конструкціях перспективних ЛА.

Основна частина. Незалежно від конкретної конструкції капілярних ЗЗСП в основу їх функціонування в якості розділювачів фаз покладено використання капілярних сил, які є проявом сил міжмолекулярної взаємодії на границі розділу фаз. Згідно з рівнянням Лапласа [5] на границі розділу «рідина–газ» внаслідок її викривлення діє капілярний перепад тиску:

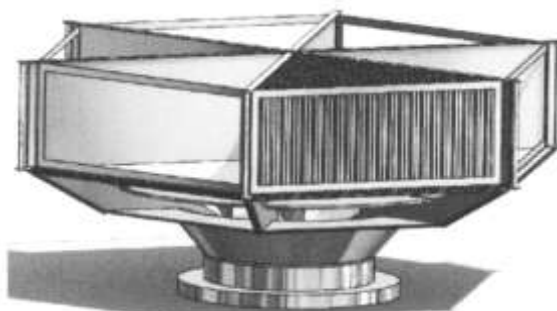
$$\Delta p_k = \sigma \cos \theta \left(\frac{1}{r_1} + \frac{1}{r_2} \right), \quad (1)$$

де: σ – коефіцієнт поверхневого натягу палива, Н/м; θ – контактний кут змочування матеріалу ЗЗСП паливом, град; r_1, r_2 – головні радіуси кривизни поверхні розділу «рідина–газ», м.

Створення різноманітних переважно металевих конструкцій в середині паливних баків дозволяє перешкоджати потраплянню газової фази до зливного отвору як на активній, так і на пасивній ділянках руху ЛА. При контакті газових пузирів з елементами ЗЗСП виникає їх деформація, яка призводить до зростання кривизни поверхні розділу і, згідно з (1), до зростання капілярного перепаду тиску Δp_k . Для кожної конкретної конструкції ЗЗСП існує максимальний капілярний перепад тиску $(\Delta p_k)_{\max}$, який називають статичною утримуючою здатністю (СУЗ) ЗЗСП [6]. На рис. 1 наведені приклади ЗЗСП тотального (рис. 1, а) і локального типу (рис. 1, б)) [2], які успішно використовуються у теперішній час.



а) тотальний тип



б) локальний тип

Рис. 1 – Приклади капілярних засобів забезпечення суцільності палива

Незалежно від типу капілярного ЗЗСП необхідною умовою його штатного функціонування в системі подачі палива ЛА є виконання умови [7]:

$$(\Delta p_k)_{\max} \geq k_z \Delta p_{\text{заг}} = k_z (\Delta p_m + \Delta p_v + \Delta p_d), \quad (2)$$

де: $\Delta p_{\text{заг}}$ – загальний перепад тиску, який діє на поверхні ЗЗСП під час руху ЛА по розрахунковій траєкторії, Па; Δp_m – гідростатичний перепад тиску, обумовлений дією зовнішніх масових сил, Па; Δp_v – перепад тиску, обумовлений в'язкістю палива, Па; Δp_d – перепад тиску, обумовлений динамічними процесами в баках ЛА Па; $k_z = 1,1 - 1,5$ – коефіцієнт запасу працездатності ЗЗСП.

Діючий загальний перепад тиску $\Delta p_{\text{заг}}$ суттєво залежить від етапу виконання ЛА польотного завдання. З точки зору особливостей роботи ЗЗСП можна виділити три суттєво різних етапи, а саме:

- рух ЛА по орбітальній траєкторії в умовах практичної невагомості, (пасивна ділянка траєкторії);
- рух ЛА з працюючими двигунами (активна ділянка траєкторії);
- перехідні етапи роботи двигунів ЛА, тобто їх запуск і зупинення роботи.

Як свідчать експериментальні дослідження [8, 9], миттєві значення $\Delta p_{\text{заг}}$ можуть значно перевищувати СУЗ ЗЗСП, тобто порушувати умову (1), але це не викликає порушення працездатності системи подачі палива. Це обумовлено, перш за все, інерційністю рідкого палива, внаслідок якої деформація вільної поверхні на елементах конструкції ЗЗСП не встигає досягти критичного рівня, який викликає прорив газу наддуву в ті частини баку, де його знаходження не передбачено. Такі ситуації виникають найчастіше на перехідних етапах роботи ракетних двигунів або на активній ділянці траєкторії ЛА (складова Δp_d в (1)). Наявність складової Δp_v в (1) обумовлена рухом палива скрізь ЗЗСП, що пов'язаний з його витратою з баків, тобто на етапі запуску та роботи ракетних двигунів. Але ця складова може мати ненульове значення і при відсутності витрати на етапі руху ЛА по пасивній ділянці траєкторії внаслідок переорієнтації палива в баках під впливом зовнішніх силових навантажень різного походження [2]. Рідке паливо під дією зовнішніх силових імпульсів збільшує свою кінетичну енергію. При певному напрямку руху палива газові бульбашки, які в умовах невагомості розташовані в середині нього довільним чином, переміщуються в напрямку ЗЗСП і в залежності від рівня його динамічної утримуючої здатності (ДУЗ) [10] можуть потрапити до зливного отвору. В якості приклада на рис. 2 наведений сферичний паливний бак 1 з локальним капілярним ЗЗСП сітчастого типу 4 [3]. Внаслідок дії зовнішньої сили $\vec{F}_2$ паливо 3 переміщується в протилежному напрямку (на рис. 2 показано у вигляді стрілок), а газ наддуву 2 намагається пройти крізь сітчасту поверхню ЗЗСП 4 (рис. 2, а)). На рис. 2, б) наведена нештатна ситуація, коли певна частина газу 2 потрапила в так звану «заневолену» частину бака 5 і далі – у зливну магістраль 6.

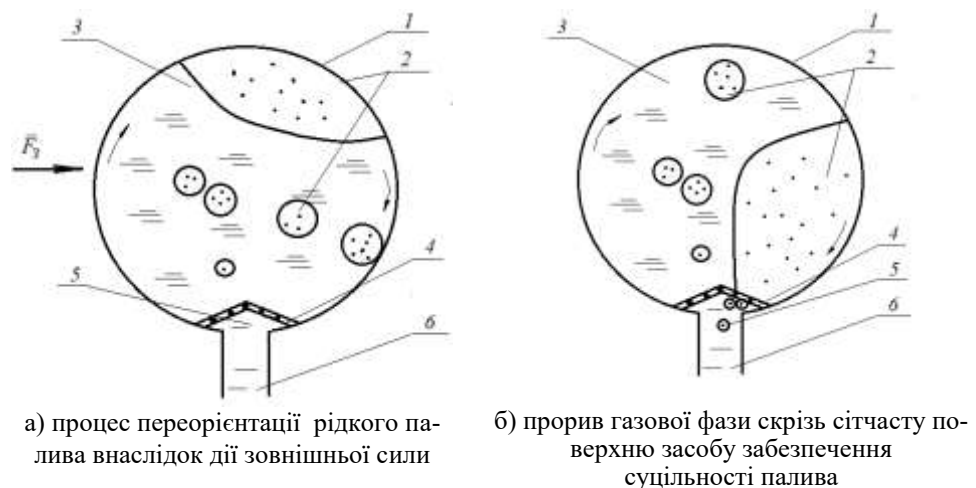


Рис. 2 – Функціонування капілярних засобів забезпечення суцільності палива в умовах динамічного навантаження

На момент контакту газової фази з ЗЗСП зовнішня сила $\vec{F}_3$, внаслідок якої виникла переорієнтація палива, може вже зникнути (рис. 2, б)), але інерційних рух палива з газовими пухирцями не припиняється. Демпфування цього руху виконують капілярні та в'язкі сили, які і визначають рівень ДУЗ ЗЗСП капілярного типу.

Таким чином, основними проектними параметрами, від яких залежить працездатність капілярних ЗЗСП, є СУЗ та ДУЗ. Значення цих параметрів знаходиться у залежності від коефіцієнта поверхневого натягу палива σ . Що стосується в'язкості палива, то відповідно її зростанню зростає рівень ДУЗ ЗЗСП. В той же час, згідно з (1), зростання в'язкості палива викликає додаткові втрати тиску Δp_v і, відповідно, висуває більш жорсткі умови на мінімально припустимий рівень СУЗ ЗЗСП.

Оскільки застосування ЗЗСП в системі подачі палива ЛА викликано необхідністю повторного запуску двигунів, в умовах невагомості слід приділяти особливу увагу працездатності цих пристроїв на етапі орбітального руху ЛА. На цьому етапі руху загальний перепад тиску на ЗЗСП $\Delta p_{заг}$, що визначає потрібний рівень його СУЗ, в основному залежить від гідростатичного перепаду тиску Δp_m [2]:

$$\Delta p_m = \rho a_M L_\delta, \quad (3)$$

де: ρ – густина палива, кг/м³; $a_M = \frac{|\vec{F}_3|}{m}$ – модуль масового прискорення, що виникає внаслідок дії зовнішньої сили $\vec{F}_3$ при орбітальному руху ЛА, м/с²; m – маса ЛА, кг; L_δ – максимальний лінійний розмір паливного бака ЛА в напрямку дії сили $\vec{F}_3$, м.

З урахуванням (1) і (3), умова (2) для визначення рівня СУЗ ЗЗСП на пасивній ділянці траєкторії польоту буде мати вигляд:

$$k^* \sigma \cos \theta \geq k_p \rho a_M L_\delta, \quad (4)$$

де: $k^* = \frac{1}{r_1} + \frac{1}{r_2}$ – кривизна вільної поверхні палива на ЗЗСП, м⁻¹.

Оскільки більшість ракетних палив добре змочують поверхню ЗЗСП, можна вважати що $\cos \theta \approx 1$. Для гарантованої штатної роботи ЗЗСП необхідно виконання умови (4) протягом всього орбітального руху ЛА. Тому добуток $a_M L_\delta$ в (4) має максимальне значення.

Теплообмінні процеси в умовах невагомості мають ряд особливостей, які можуть впливати на функціонування капілярних ЗЗСП.

На активній ділянці траєкторії польоту ЛА внаслідок роботи маршових двигунів діє повздовжнє масове прискорення. В цих умовах теплообмін в баках ЛА забезпечується перш за все за рахунок гравітаційної конвекції, яка є достатньо інтенсивною при діючому рівні повздовжнього масового прискорення. Внаслідок цього виникає термічне розшарування палива, для боротьби з яким використовують спеціальні засоби [4].

При руху ЛА по пасивній ділянці траєкторії відсутня домінуюча повздовжня масова сила. В цих умовах перенос тепла в паливі створюється або за рахунок молекулярної теплопровідності, або термокапілярної конвекції

(ефект Марангоні). На процеси теплопереносу також впливають різноспрямовані зовнішні силові імпульси [2]. Оскільки теплообмін в умовах практичної невагомості проходить дуже мінливо, поле температур рідкого палива є суттєво неоднорідним, якщо зовні на деякі частини поверхні бака діють теплові навантаження. Зокрема на його формування температурного поля впливають теплові потоки від стінок та днища бака. Внаслідок термокапілярної конвекції газові пухіри переміщуються вбік палива з підвищеною температурою. Оскільки конструктивні елементи капілярних ЗЗСП у своїй переважній більшості розташовують повз бічних стінок баків та на нижньому днищі [2], то неоднорідне температурне поле палива і дрейф газу наддуву в області з підвищеною температурою створюють несприятливі умови для функціонування капілярних ЗЗСП.

На діючий рівень СУЗ ЗЗСП при руху ЛА по пасивній ділянці траєкторії впливає зміна фізичних параметрів рідкого палива внаслідок зміни його температури. Перш за все, це коефіцієнт поверхневого натягу σ , який практично лінійно залежить від температури [11]:

$$\sigma = \sigma_0 - \alpha(T - T_0), \quad (5)$$

де: σ_0 – коефіцієнт поверхневого натягу палива при його розрахунковій температурі T_0 , Н/м; α – емпіричний коефіцієнт, який залежить від фізичних властивостей палива, Н/м·К; T – дійсна температура палива, К.

Така ж сама за формою залежність від температури притаманна густині палива ρ [11], і може бути визначена таким чином:

$$\rho = \rho_0 - \beta(T - T_0), \quad (6)$$

де: ρ_0 – густина палива при його розрахунковій температурі T_0 , кг/м³; β – емпіричний коефіцієнт, який залежить від фізичних властивостей палива, кг/(м³·К).

Залежність коефіцієнта динамічної в'язкості палива μ від температури може бути визначена за допомогою формули Андраде [11]:

$$\mu = A e^{\frac{B}{T}}, \quad (7)$$

де: μ – коефіцієнт динамічної в'язкості палива, кг/(м·с); A – емпіричний коефіцієнт, кг/(м·с); B – емпіричний коефіцієнт, К.

З урахуванням залежностей (5) – (6) умова (4) приймає вигляд:

$$k^* (\sigma_0 - \alpha(T - T_0)) \geq k_s (\rho_0 - \beta(T - T_0)) a_m L_\sigma. \quad (8)$$

Якщо в (8) віднести ліву і праву частини нерівності до розрахункового випадку ($T = T_0$), то капілярний ЗЗСП буде працездатним за виконання умови:

$$1 \geq F(T), \quad (9)$$

$$\text{де: } F(T) = \frac{1 - \frac{\beta}{\rho_0}(T - T_0)}{1 - \frac{\alpha}{\sigma_0}(T - T_0)}.$$

Слід відзначити, що в (9) цікавить випадок, коли діюча температура T перевищує розрахункову температуру, тобто $T \geq T_0$.

З метою виявлення залежності СУЗ ЗЗСП від температури палива були проведені розрахунки для деяких ракетних палив. В табл. 1 наведені відповідні основні фізичні характеристики палив при розрахункових температурах [11]. Результати розрахунків функції $F(T)$ в залежності від зміни температури $(T - T_0)$ наведені у табл. 2.

Як свідчать отримані результати, умова штатного функціонування капілярного ЗЗСП в системі подачі палива (2) на етапі орбітального руху ЛА не буде виконуватись, якщо температура палива в областях поблизу робочих елементів ЗЗСП буде суттєво перевищувати розрахункову. Тобто при зростанні температури палива СУЗ капілярного ЗЗСП зменшується. Так, якщо локальний перегрів палива сягає 50^0 статичне навантаження ЗЗСП перевищує розрахункове на 16 % – 17 % для гасу і гептілу та на 44 % для азотного тетраоксиду. Особливо суттєвий вплив температури на працездатність капілярного ЗЗСП для рідкого кисню. При зростанні його температури на 40^0 статичне навантаження ЗЗСП збільшується на 60 % у порівнянні з розрахунковим.

Далі розглянемо вплив температури палива на ДУЗ ЗЗСП на етапі руху ЛА по пасивній ділянці траєкторії. В загальному випадку ДУЗ капілярного ЗЗСП визначається як максимальна питома робота, яку може зробити ЗЗСП по демпфуванню інерційного руху палива до прориву газової фази скрізь ЗЗСП у «заневолену частину» бака 5 (рис. 2).

Таблиця 1

Основні фізичні характеристики палив, використані при розрахунках

Рідина	Густина ρ_0 , кг/м ³	Коефіцієнт поверхневого натягу σ_0 , Н/м, 10^{-3}	Коефіцієнт динамічної в'язкості μ_0 , кг/м с, 10^{-3}	Термічний коефіцієнт зміни щільності β , кг/(м ³ ·К);	Термічний коефіцієнт зміни поверхневого натягу α , кг/(с ² ·К), 10^{-3}
Рідкий кисень при $T_0 = 64$ К	1300	21,5	0,44	4,5	0,25
Азотний тетраоксид при $T_0 = 293$ К	1443	26,5	0,41	2,34	0,19
Гептіл при $T_0 = 293$ К	793	28,2	0,58	0,85	0,107
Гас ТС-1 при $T_0 = 293$ К	780	26,0	1,25	0,7	0,09

Таблиця 2

Результати розрахунків функції $F(T)$ в залежності від зміни температури $(T - T_0)$

Рідина	$F(T)$				
	$\Delta T = +10$ К	$\Delta T = +20$ К	$\Delta T = +30$ К	$\Delta T = +40$ К	$\Delta T = +50$ К
Рідкий кисень	1,09	1,21	1,37	1,60	–
Азотний тетраоксид	1,06	1,13	1,21	1,34	1,44
Гептіл	1,03	1,06	1,10	1,13	1,173
Гас ТС-1	1,03	1,06	1,09	1,12	1,158

Ця питома робота $A_{ДУЗ}$ може бути представлена як скалярна сума питомих робіт капілярних A_σ і в'язких сил A_μ . Вплив температури на ДУЗ ЗЗСП

можна оцінити шляхом визначення зміни питомих робіт капілярних і в'язких сил окремо. Коефіцієнт залежності від температури питомих робіт капілярних сил k_σ згідно (5) має вигляд:

$$k_\sigma = 1 - \frac{\alpha(T - T_0)}{\sigma_0}. \quad (10)$$

Коефіцієнт залежності від температури питомих робіт в'язких сил k_μ згідно (7) має вигляд

$$k_\mu = \frac{A}{\mu_0} e^{\frac{B}{T}}, \quad (11)$$

де: μ_0 – коефіцієнт динамічної в'язкості палива при його розрахунковій температурі T_0 , кг/(м·с).

Залежність коефіцієнта зміни ДУЗ від температури $k_{ДУЗ}$ може бути визначена як:

$$k_{ДУЗ} = \frac{k_\sigma + \gamma k_\mu}{1 + \gamma}, \quad (12)$$

де: $\gamma = \frac{A_\mu}{A_\sigma}$ – коефіцієнт, що визначається як частка питомої роботи в'язких сил A_μ до питомої роботи капілярних сил A_σ .

Значення γ залежить від конструкції капілярного ЗЗСП.

Для оцінки впливу температури на ДУЗ капілярних ЗЗСП з використанням даних табл. 1 були проведені розрахунки, результати яких представлені у табл. 3 для коефіцієнта залежності від температури питомої роботи капілярних сил k_σ і у табл. 4 для коефіцієнта залежності від температури питомої роботи в'язких сил k_μ .

Таблиця 3

Залежність від температури коефіцієнта питомої роботи капілярних сил k_σ

Рідина	Коефіцієнт k_σ				
	$\Delta T = +10 \text{ K}$	$\Delta T = +20 \text{ K}$	$\Delta T = +30 \text{ K}$	$\Delta T = +40 \text{ K}$	$\Delta T = +50 \text{ K}$
Рідкий кисень	0,88	0,77	0,65	0,54	–
Азотний тетраоксид	0,93	0,86	0,78	0,71	0,64
Гептіл	0,96	0,92	0,89	0,85	0,81
Гас ТС-1	0,97	0,93	0,90	0,86	0,83

Таблиця 4

Залежність від температури коефіцієнта питомої роботи в'язких сил k_μ

Рідина, A , B – емпіричні коефіцієнти із залежності (7)	Коефіцієнт k_μ				
	$\Delta T = +10 \text{ K}$	$\Delta T = +20 \text{ K}$	$\Delta T = +30 \text{ K}$	$\Delta T = +40 \text{ K}$	$\Delta T = +50 \text{ K}$
Рідкий кисень, $A=0,032$; $B=144 \text{ K}$	0,67	0,5	0,4	0,33	–
Азотний тетраоксид, $A=0,015$; $B=972 \text{ K}$	0,91	0,81	0,73	0,68	0,62
Гептіл, $A=0,0105$; $B=1177 \text{ K}$	0,88	0,78	0,69	0,62	0,56
Гас ТС-1 $A=0,01$; $B=1416 \text{ K}$	0,85	0,73	0,64	0,56	0,50

Результати розрахунків наведені у табл. 3 і 4 свідчать, що зі зростанням температури палива капілярна і в'язка складові ДУЗ ЗЗСП суттєво зменшуються. Найбільш явно ця тенденція виявляється для рідкого кисню. Коефіцієнт k_{σ} зменшується на 46 %, а k_{μ} – на 67 % при зростанні температури на 40⁰. Більш слабка залежність коефіцієнтів k_{σ} і k_{μ} від температури спостерігається для висококиплячих компонентів палива (k_{σ} зменшуються на 20 % – 35 %, а k_{μ} – на 38 % – 50 % при зростанні температури на 50 К). Відповідно коефіцієнт $k_{ДУЗ}$ в залежності від значення параметра γ в (12) також буде зменшуватися в межах зміни значень його складових, коефіцієнтів k_{σ} і k_{μ} .

Висновки. Таким чином, основні проєктні параметри капілярних ЗЗСП, що визначають рівень їх працездатності в системі подачі палива ЛА, а саме СУЗ і ДУЗ, суттєво залежать від температурного поля в баках ЛА. Тенденція до погіршення цих параметрів і до зниження рівня працездатності цих пристроїв має місце на етапі орбітального руху ЛА в умовах практичної невагомості. Це є наслідком локального підвищення температури рідкого палива в частині бака, де розташовані елементи конструкції ЗЗСП. Для надійної роботи капілярних ЗЗСП в цих умовах необхідно на етапі проєктування забезпечити достатньо високий коефіцієнт запасу працездатності ЗЗСП. Крім того, доцільно прийняти заходи на етапі проєктування нових виробів щодо зменшення локального підвищення температури палива, розташованого поблизу робочих елементів ЗЗСП капілярного типу.

1. Беляев Н. М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. М.: Машиностроение. 1983. 219 с.
2. Бабійчук Я. О., Назаренко Д. С., Сєдих І. В. Розрахунково-експериментальний метод дослідження осадження палива в баку перед повторними вмиканнями маршового двигуна. Технічна механіка. 2019. № 2. С. 39–47. <https://doi.org/10.15407/itm2019.02.039>
3. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М.: Машиностроение. 1988. 352 с.
4. Багров В.В., Курпатенков А. В., Поляев В. М. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов. и др. Под. ред. В. М. Поляева. М.: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. 328 с.
5. Оно С. Молекулярная теория поверхностного натяжения в жидкостях: Пер. с англ.. С. Оно, С. Кондо М.: Изд-во иностранной литературы, 1983. 254 с.
6. Давыдов С. А. Экспериментальные исследования влияния коэффициента упругости сетчатых разделителей фаз на их удерживающую способность. Вісн. Дніпропетр. університету. Ракетно-космічна техніка Дніпропетровськ, 2004. Вип. 8. № 12. С. 11–17.
7. Regnier W. W., Hess D. A. Design and Development of a Passive Propellant Management System. Journal of Spacecraft and Rockets. 1978. Vol.15, № 5. P. 299–304. <https://doi.org/10.2514/3.57320>
8. Давыдов С. А., Макарова А. С. Экспериментальная оценка влияния переменного давления на прорыв газа через металлическую сетку. Депонирована в ВИНИТИ № 26 –19 – В89 – 1989. 11 с.
9. Tegart J.R. Influence of pressure transients on the performance of capillary propellant acquisition systems. AIAA paper. 1976. № 597. 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.1976-597>
10. Сичевой А. В., Давыдов С. А., Горелова К. В. Коэффициент динамического нагружения сетчатых средств обеспечения сплошности топлива. «Системне проєктування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки». Збірник наукових праць, Дніпропетровськ, Пороги, 2010. т. X, С. 106–113.
11. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей М.: Наука, 1972. 720 с.
12. Фролов, Ю. Г. Курс коллоидной химии: Поверхностные явления и дисперсные системы: учеб. для вузов. Ю. Г. Фролов. – 5-е изд., стер. Москва.: Альянс, 2014. 464 с. ISBN 978-5-91872-040-0.

Стаття надійшла до редакції 01.05.2026;
прийнято до друку після рецензування 15.06.2026;
дата публікації 02.07.2026.