

<https://doi.org/10.15407/knit2024.01.014>
УДК 621.454.2.046.2

О. М. МІНАЙ, нач. сектору, аспірант
ORCID: 0000-0002-4180-0149
E-mail: minayan1976@gmail.com

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

КЛАСИФІКАЦІЯ, ОСНОВНІ ТИПИ КОНСТРУКЦІЙ ТА ПРИЗНАЧЕННЯ КАПІЛЯРНИХ ЗАСОБІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА

Політ космічного літального апарата характеризується чергуванням активних ділянок траєкторії, коли працює рушійна установка, та пасивних ділянок, на яких рідинні компоненти палива в баках перебувають під впливом мікрогравітації. Внаслідок різноманітних збурювальних факторів (дії аеродинамічних сил, сонячного вітру, внутрішніх гравітаційних сил, прискорення від двигунів системи орієнтації та стабілізації тощо) компоненти палива можуть займати у баках будь-яке положення. При цьому не виключена ситуація, коли газовий компонент палива може потрапити до витратної магістралі, що надалі може призвести до зриву повторного запуску рушійної установки і аварійного завершення місії. Тому майже обов'язковим елементом систем зберігання та живлення рідинними ракетними компонентами палива рушійної установки космічного літального апарата є засоби забезпечення суцільності палива, головним критерієм досконалості яких є величина залишків компонентів палива, які неможливо використати через порушення суцільності рідини на вході у рушійну установку.

Безпосередньо конструкція засобів забезпечення суцільності палива визначається внутрішньою геометрією бака та характеристиками пневмогідросистеми космічного літального апарата. Істотне ускладнення конструкції засобу забезпечення суцільності палива відбувається за наявності декількох факторів, які діють при виконанні польотного завдання космічним апаратом: багаторазовий запуск та зупинення рушійної установки, виконання складних маневрів в умовах різноманітних зовнішніх силових імпульсів, що якраз притаманне для космічних літальних апаратів багатопільового призначення. Невизначеність положення та неоднорозв'язність границь між газом наддуву і компонентами палива на момент запуску рушійної установки потребують додаткових способів для запобігання передчасного прориву газу у витратну магістраль з його подальшим потраплянням до рушійної установки.

За більш ніж п'ять десятиліть було розроблено засоби забезпечення суцільності палива, дія яких оснований на різноманітних принципах. Найбільшого розповсюдження отримали засоби забезпечення суцільності палива капілярного типу. За цей час були вивчені основні фізичні принципи поведінки рідини під дією капілярних сил в умовах невагомості і визначені основні типи конструкцій засобів забезпечення суцільності палива та описано спектр завдань, які вони вирішують. У роботі пропонується класифікація основних типів конструкцій та призначення капілярних засобів забезпечення суцільності палива.

Ключові слова: капілярні засоби забезпечення суцільності палива, лопатки, капілярні насоси, колектори, накопичувачі, жолоби, сітчасті розділювачі фаз, капілярна утримна здатність.

Цитування: Мінай О. М. Класифікація, основні типи конструкцій та призначення капілярних засобів забезпечення суцільності палива. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1 (146). С. 14–30. <https://doi.org/10.15407/knit2024.01.014>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Прогрес освоєння космосу значною мірою йде шляхом створення та запуску нових космічних літальних апаратів (КЛА) багаторазового використання, подовження термінів експлуатації КЛА (штучних супутників Землі телекомунікаційного зв'язку), а також розширення наявної (космічні станції) та створення нової космічної інфраструктури, її обслуговування та експлуатації [1, 15, 16, 27, 31, 49, 53, 60, 66].

При цьому на більшості КЛА використовуються, й вочевидь будуть використовуватися в найближчі десятиріччя рушійні установки (РУ) на рідкому паливі. У зв'язку з цим збільшення запасів палива на орбіті, збільшення строків експлуатації та багаторазове використання КЛА веде до подальшого зростання вимог, що пред'являються до систем зберігання та живлення рідинними ракетними компонентами палива (КП) РУ КЛА, а саме [1, 4]:

- забезпечення мінімальної маси систем зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА і залишків КП, що не випрацьовуються;
- максимальне використання внутрішнього об'єму паливних баків та зручність їхнього розташування в КЛА;
- працездатність систем зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА в агресивних середовищах;
- тривала експлуатація, велика кількість циклів «заповнення — спорожнення», та багаторазове використання систем зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА при мінімальних об'ємах відновлювальних робіт;
- економічність та технологічність виготовлення.

Окрім цього, слід враховувати, що політ КЛА характеризується чергуванням активних ділянок траєкторії, коли працює РУ, та пасивних ділянок, на яких рідинні КП в баках перебувають під впливом мікрогравітації та різноманітних збурювальних факторів (дії аеродинамічних сил, сонячного вітру, внутрішніх гравітаційних сил, прискорення від двигунів системи орієнтації та стабілізації тощо) можуть займати в них будь-яке положення. При цьому не виключена ситуація, коли газова фаза може потрапити до витрат-

ної магістралі (ВМ), що надалі може призвести до зриву повторного запуску РУ і аварійного завершення місії [1, 3, 4, 10, 11, 18, 23, 24].

Тому майже обов'язковим елементом систем зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА є засоби забезпечення суцільності (ЗЗС) палива, головним критерієм досконалості яких є величина залишків КП, що їх неможливо використати через порушення суцільності рідини на вході у РУ. Безпосередньо конструкція ЗЗС палива визначається внутрішньою геометрією бака та характеристиками пневмогідросистеми (ПГС) КЛА.

Істотне ускладнення конструкції ЗЗС палива відбувається під впливом декількох факторів, наявних при виконанні КЛА польотного завдання: багаторазовий запуск та зупинення РУ КЛА, виконання складних маневрів в умовах різноспрямованих зовнішніх силових імпульсів, що якраз притаманне для КЛА багатоцільового призначення.

Невизначеність положення та неоднорозв'язаність меж, між газом наддуву і КП на момент запуску РУ, потребують додаткових заходів для запобігання передчасного прориву газу у ВМ з його подальшим потраплянням до РУ [1, 4, 24].

Серед багатьох способів досягнення зазначених цілей можна виділити:

- використання ЗЗС палива на основі гнучких діафрагм, еластичних мішків, поршнів [1, 2, 10, 17, 24];
- керування положенням КП за допомогою штучно створюваних масових сил [1, 10, 18, 24];
- керування положенням КП за допомогою електростатичних сил [1, 10, 31, 51];
- керування положенням КП за допомогою капілярних засобів розділення фаз [1, 10, 52, 55, 64];
- використання відцентрових сепараторів [1, 10, 12, 23];
- використання засобів стабілізації положення центра мас КП [1, 10, 37].

За більш ніж п'ять десятиріч були розроблені ЗЗС палива, дію яких засновано на різноманітних принципах [2].

Водночас найбільшого розповсюдження отримали ЗЗС палива капілярного типу [1, 9, 19, 36,

52, 55, 64]. За цей час було вивчено основні фізичні принципи поведінки рідини під дією капілярних сил в умовах невагомості, визначено основні типи конструкцій ЗЗС палива та описано спектр задач, що вони вирішують [41, 43, 44, 45, 46, 49, 62, 63].

КЛАСИФІКАЦІЯ КАПІЛЯРНИХ ЗАСОБІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА

Праця капілярних ЗЗС палива заснована на використанні сили поверхневої взаємодії, тобто на капілярному перепаді тиску при переході через поверхню розподілу фаз, що використовується для утримання КП у визначеному місці баку. Таким чином, бак і капілярний ЗЗС палива проектується так, щоб в умовах космічного польоту сили поверхневої взаємодії були сумірні чи перевищували суму інших сил прикладених до рідини.

Капілярні ЗЗС палива мають ряд переваг над рештою систем орієнтації рідини в умовах мікрогравітації. Так, капілярні ЗЗС палива мають високу довговічність і простоту конструкції. Вони не мають рухомих частин, не вимагають для своєї роботи зовнішніх джерел енергії і слабо реагують на зміну інтенсивності поля масових сил. Вони допускають швидку перевірку своєї працездатності. При їхньому застосуванні потрібна кількість КП завжди залишається вільною від газових включень, що дозволяє здійснювати запуск РУ у будь-який необхідний час. Ефективний капілярний ЗЗС палива можливо розробити для будь-якої кількості запусків РУ, будь яких КП, та будь якого терміну експлуатації КЛА, враховуючи необхідність великої кількості циклів «заповнення — спорожнення» баків, та багаторазове використання системи зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА.

Таким чином, головною метою розробки капілярного ЗЗС палива є створення внутрішньо-бакових конструкцій, що забезпечують покриття достатньою кількістю рідини ЗЗС палива у момент запуску РУ для гарантованої подачі КП до неї без наявності газових включень. Капілярний ЗЗС палива, зокрема своєї основної функції та перерахованих вище властивостей, можуть застосовуватися для [1]:

- зменшення плескання КП в баках,
- створення конструкції, здатної локалізувати місце розташування центра мас КП,
- видалення КП від дренажного отвору при заправці баків в умовах невагомості.

Капілярні ЗЗС палива можливо класифікувати за загальною ієрархією, наведеною на рис. 1. За об'ємом функціональних вимог, яким повинні відповідати капілярні ЗЗС палива їх можна розподілити на три основні типи: локальні, тотальні та засоби стабілізаційні положення центра мас рідини [1].

Мінімальні вимоги пред'являються до локальних капілярних ЗЗС палива (рис. 2, а), які зазвичай забезпечують постачання рідкого ракетного палива без порушення суцільності з паливних баків до входу у ВМ і далі до маршової рідинної ракетної РУ розгінних ракетних блоків (РРБ) та РУ систем орбітального маневру (СОМ) КЛА. Вони повинні забезпечити багаторазовий запуск РУ в умовах мікрогравітації або незначних знакозмінних прискорень, а також її роботу протягом деякого проміжку часу, якого буде достатньо для перетікання основної маси рідини у бак до входу у ВМ. Таким чином, локальні капілярні ЗЗС палива можна визначити як конструкції, що здатні відібрати рідину без газових включень тільки з частини об'єму бака, його деякої локалізованої зони, або відсіку, який зветься накопичувачем («пасткою», або «стартовим кошиком»).

Локальні капілярні ЗЗС палива за умовою роботи є системами часткового утримання КП. Вони поділяються на два класи: ті, що не поповнюються, та ті, що поповнюються.

Пристрої, що не поповнюються, призначені для випадку, коли прискорення, прикладене до ступеня ракети-носія (РН), не осаджує КП на капілярний ЗЗС. Його обсяг розраховується на утримання в районі капілярного ЗЗС достатньої кількості КП, необхідного для виконання всієї програми включень РУ та маневрів ступеня.

Капілярний ЗЗС палива, що поповнюється, має обсяг, що забезпечує необхідну кількість КП для маневрів, що не викликають його осадження у проміжках між запусками РУ. З цією системою часто застосовують додаткові рідинні ракетні РУ малої тяги для створення передпускового при-

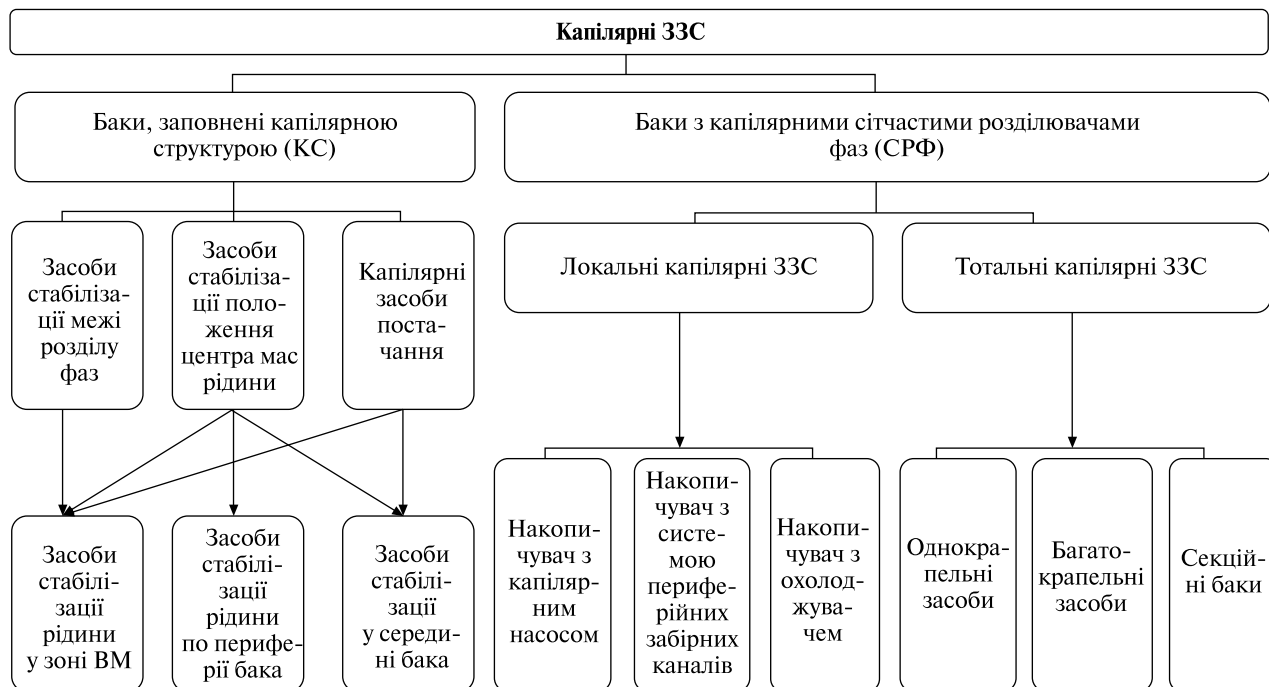


Рис. 1. Загальна ієрархія капілярних ЗЗС палива

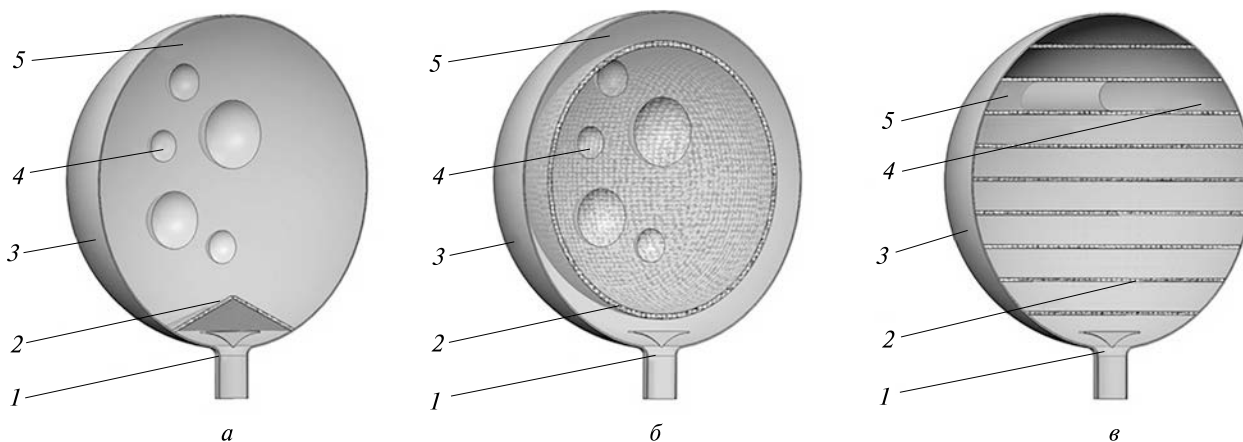


Рис. 2. Схематичне зображення капілярних ЗЗС палива за об'ємом функціональних вимог локального типу (а), тотального (б) та стабілізаційні засоби положення центра мас рідини (в): 1 – вхід у ВМ, 2 – капілярний розділювач фаз (КРФ), 3 – стінка бака, 4 – газова фаза, 5 – рідкий КП

скорення та повторного заповнення капілярного ЗЗС палива. Характерною конструкцією капілярного ЗЗС палива, що поповнюється є 3-й ступінь РН «Циклон-4».

Капілярні ЗЗС палива локального типу (рис. 2, а) було застосовано на КЛА «Apollo», РРБ «Age-

на», СОМ КЛА «Space Shuttle», на четвертому ступені міжконтинентальної балістичної ракети (МБР) «Peacekeeper» (рис. 3, а), РРБ «Centaur», третьому ступені РН «Циклон-4», штучних супутниках Землі (ШСЗ) телекомунікаційного зв'язку «Eurostar» (рис. 3, б), «Star 2» (рис. 3, в)

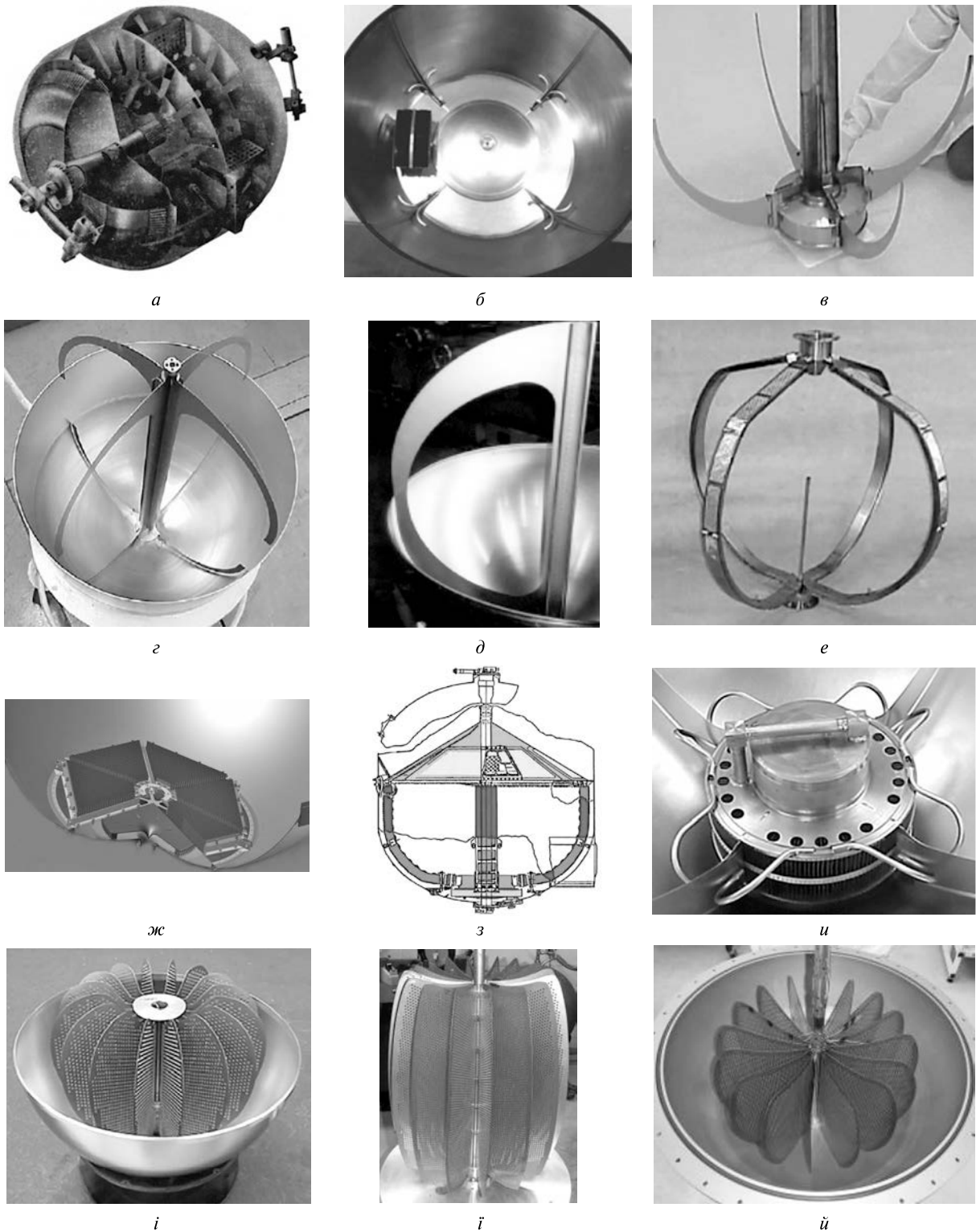


Рис. 3. Приклад різних типів капілярних ЗЗС палива за об'ємом функціональних вимог, втілених в конструкціях існуючих КЛА: *а* – МБР «Peacekeeper», *б* – ШСЗ «Eurostar», *в* – ШСЗ «Star 2», *г* – ШСЗ «Star 1», *д* – ШСЗ «Iridium», *е* – РСУ «Space Station Interim Control Module», *ж* – 3-й ступінь РН «Циклон – 4», *з* – СОМ КЛА «Space Shuttle», *и* – ШСЗ «SS/Loral», *і* – ДКА «Orbital Express», *ї*, *й* – КТ «JWST» (дві модифікації) [1, 22, 43, 63, 64]

«SS/Loral», «Arabsat», «INSAT-1D» [1, 5, 20, 32, 34, 35, 36, 40, 41, 48, 53, 56, 62, 63].

Тотальні капілярні ЗЗС палива (рис. 2, б) використовуються для постачання палива у рідинні ракетні РУ ракетних систем управління (PCY), які повинні вирішувати ширше коло завдань. В цих РУ капілярні ЗЗС забезпечують безперервний потік палива не лише для включення двигунів, яке, зазвичай, виконується при мікрогравітації, але й протягом всього періоду їхньої роботи, коли положення рідини у баку змінюється, і його важко передбачити. Для таких рідинних ракетних РУ PCY і були розроблені тотальні капілярні ЗЗС палива, здатні виконувати відбір рідини, що перебуває у будь-якій зоні бака. Тотальні капілярні ЗЗС палива за умовою роботи є системами повного зв'язку КП.

Капілярні ЗЗС палива тотального типу було застосовано на PCY КЛА «Space Shuttle», КЛА «Space Tag», PCY КЛА «Буран», ШСЗ телекомунікаційного зв'язку «Star 1» (рис. 3, з), «Iridium» (рис. 3, д), «GOES», «INSAT», тимчасовій PCY космічної станції «Space Station Interim Control Module» (рис. 3, е), космічному телескопі (КТ) «AXAF» [1, 5, 22, 38, 39, 41, 54, 62, 63].

Локальні та тотальні капілярні ЗЗС палива мають як свої переваги, так і недоліки, що обмежують границі їхнього застосування. Тому на практиці на цей час більшість капілярних ЗЗС палива, що розроблені і експлуатуються у складі КЛА, мають ознаки як локальних, так і тотальних ЗЗС палива. Тому їх можна виділити в окрему групу комбінованих капілярних ЗЗС палива.

Використання комбінованих капілярних ЗЗС палива у складі систем живлення КП КЛА зумовлене, перш за все, необхідністю безперервного постачання палива до РУ як на активних, так і на пасивних ділянках траєкторій польоту КЛА. За конструкцією схема таких засобів допускає постачання КП до двигунів PCY та маршової РУ з одного спільного бака. Тому комбіновані капілярні ЗЗС палива мають як накопичувач, що поповнюється після кожного запуску маршової РУ, так і систему зв'язку накопичувача з основною масою палива для постійного підживлення двигунів PCY.

За конструкцією та режимами роботи до комбінованих капілярних ЗЗС палива можна відне-

сти: третій ступінь РН «Циклон-4» (рис. 3, ж), СОМ КЛА «Space Shuttle» (рис. 3, з) та ШСЗ телекомунікаційного зв'язку «SS/Loral» (рис. 3, и).

Засоби забезпечення суцільності палива, що стабілізують положення центра мас рідини (рис. 2, в), повинні відповідати найжорсткішим вимогам, бо вони використовуються для постачання палива у рідинні ракетні РУ міжпланетних і орбітальних КЛА, в яких ракетне паливо складає значну частину від всієї маси апарата. Крім безперервного постачання КП до споживача, ці пристрої повинні забезпечувати мінімальну змінність положення центра мас рідини під час роботи двигунів PCY, постійний контакт газової «подушки» з отвором для подачі газу та незначні плескання рідини під час запуску маршової РУ. ЗЗС палива, що стабілізують положення центра мас рідини, є внутрішньобаковими конструкціями, які, діючи на поверхню розділу фаз «рідина — газ», здатні впливати на взаємне положення рідини і газу всередині бака.

Засоби забезпечення суцільності палива, що стабілізують положення центра мас рідини, за умовою роботи є системами повного утримання КП. Пристрій ділить перегородками з вікнами, закритими сіткою, внутрішній об'єм бака на частини, в яких перебуває майже вся рідина при повністю заповненому баку.

Капілярні ЗЗС палива, що стабілізують положення центра мас рідини, було застосовано на КЛА «Viking Orbiter», КЛА «Jupiter Orbiter», дослідницькому космічному апараті (ДКА) «Orbital Express» (рис. 3, і), КТ «SDO» та «JWST» (рис. 3, ї, ү) [1, 5, 41, 62, 63].

ОСНОВНІ ТИПИ КОНСТРУКЦІЙ ТА ПРИЗНАЧЕННЯ КАПІЛЯРНИХ ЗАСОБІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА

Капілярні ЗЗС палива складаються із зварних конструкцій, встановлених у паливні баки. Ці конструкції зібрані з комбінації деталей, виконаних за допомогою механічної обробки, та різних варіацій капілярних розділювачів фаз (КРФ): листового фасонного матеріалу (жолобів, стільників, пелюсток, системи конусів, віял тощо), а також пористих елементів — перфорованих листів металу, пористих металів, сітчастих екранів,

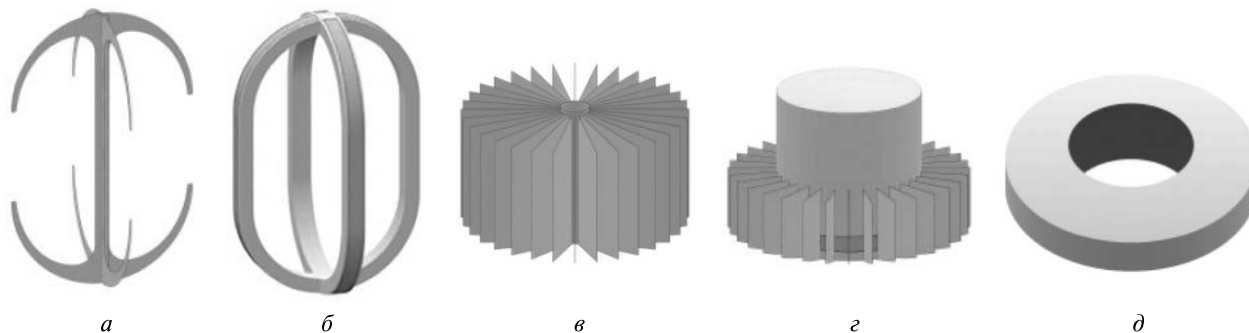


Рис. 4. Види конструктивного виконання капілярних ЗЗС палива: *а* — лопатки (vanes), *б* — капілярні насоси (galleries), *в* — колектори (sponge), *г* — накопичувачі («пастки», «стартові кошики», trap), *д* — жолоби (trough) [43, 63, 64]

комбінованих пористо-сітчастих металів [1, 13, 41, 52, 55, 64].

Конструктивне виконання капілярних ЗЗС палива відомих систем можна розділити на п'ять найпоширеніших видів: лопатки (vanes), капілярні насоси (galleries), колектори (sponge), накопичувачі («пастки», «стартові кошики», trap), жолоби (trough) (рис. 4).

Лопатки. Лопатки можна віднести до одного з видів капілярних насосів, які застосовуються при відносно невеликих прискореннях ($10^{-7} \dots 10^{-3}g$). Лопатки переміщують рідину в район ВМ з невеликою швидкістю течії. Рідина концентрується у вершинах двограних кутів, утворених поверхнями лопаток та внутрішньою поверхнею стінки бака. Форма лопатки повинна забезпечувати рух рідини у напрямку ВМ. Площа поверхні лопатки зростає у напрямку ВМ, збільшуючи радіус кривизни поверхні рідини, сконцентрованої у вершині двогранного кута. Двогранні кути, утворені поверхнями лопаток, у місцях їхнього перетину над ВМ вздовж осьової лінії бака забезпечують локалізацію рідини, необхідної для включення двигуна.

Невеликі бічні прискорення призводять до того, що рідина йде з двограних кутів одного боку стінки бака і збирається з іншого боку. Процес відбувається доти, поки гідростатичний тиск, викликаний прискоренням, не урівноважується капілярними силами. Коли прискорення зменшиться, маса рідини, зібрана на стінці бака, повинна перебувати в контакті хоча б з однією лопаткою, яка буде переміщати рідину

назад у район ВМ. З цієї умови вибирається мінімальна кількість лопаток, необхідна для надійного функціонування РУ.

Капілярні насоси. Капілярні насоси, як і лопатки, використовуються для переміщення КП всередині бака. Вони, на відміну від лопаток, застосовуються в космічних ступенях РН, які зазнають більших навантажень ($10^{-6} \dots 10^{-1}g$).

Капілярні насоси є профілями круглого або прямокутного перерізу, які розташовані меридіанах вздовж осі бака. На поверхні, зверненій до стінки бака, у капілярних насосах прорізано вікна, закриті сіткою. Газ, що потрапив у насос, не видаляється через сітчастий екран, тому вони заповнюються рідиною під час заправки та залишаються заповненими до повного випорожнення бака. Кількість капілярних насосів та їхнє розташування має забезпечувати постійний контакт КП щонайменше з одним із вікон.

Колектори. Колектори призначені для статичного утримання рідини за умови помірних ($10^{-3} \dots 10^{-2}g$) навантажень. Колектори є групою складових радіальних листових елементів або одного елемента, вигнутого у вигляді гофрованого віяла. Колектори можуть бути виконані з суцільного листового металу, а також з сіток. Канали, що звужуються, утворені елементами колектора, забезпечують надходження рідини до центра колектора без газових включень. Колектори часто використовуються у поєднанні з лопатками, насосами та накопичувачами як додаткові пристрої. Колектори необхідні у випадках, коли програма польоту викликає періо-

дичну ізоляцію маси КП від капілярних насосів. У цьому випадку кількість КП, яка утримується колектором, повинна забезпечувати РУ паливом до його поповнення.

Приватним випадком колекторів є стільниковий накопичувач, що є конструкцією, яка складається зі зварених між собою профільованих пластин, що утворюють замкнені осередки, відкриті з торців. Стільниковий накопичувач встановлюється над сітчастим екраном та забезпечує відбір КП з бака на пасивних ділянках польоту для живлення двигунів РСУ. На ділянках роботи маршової РУ стільниковий накопичувач повторно заповнюється паливом.

Накопичувачі. Накопичувачі застосовують для статичного утримання рідини при відносно великих (до $1g$) прискореннях. Накопичувач системи часткового утримання КП є контейнером, у суцільних стінках якого прорізано кілька вікон, закритих сітками. Вікна необхідні для наповнення та спорожнення накопичувача. Осередки сітки досить малі для утримання рідини при максимально очікуваних прискореннях під час польоту. Площа вікна розраховується з умови мінімуму суми динамічного та гідростатичного напорів для випадку максимальних величин витрат КП та польотних навантажень. Накопичувачі можуть використовуватися і у системах повного зв'язку КП. Накопичувач статично утримує КП при повному або частковому його заповненні та накопичує газ, коли спорожнюється.

Системи повного утримання КП з накопичувачем застосовуються лише тоді, коли програма керування ступенем РН включає маневри, що викликають бічні та позитивні осьові навантаження, у яких КП осідає у бік ВМ. Вони не застосовуються, коли вектор прискорень спричиняє локалізацію КП у районі верхнього днища бака. В останньому випадку обсяг залишку КП, що не забирається, значно збільшується. При дії бокового навантаження газова порожнина, що має сплюснуту форму, рухається в напрямку, протилежному напрямку вектору прискорення, усередині верхнього відділення, заповненого рідиною. Ця порожнина зростає в діаметрі в міру спорожнення бака, а при досягненні нею свого найбільшого розміру площа течії рідини змен-

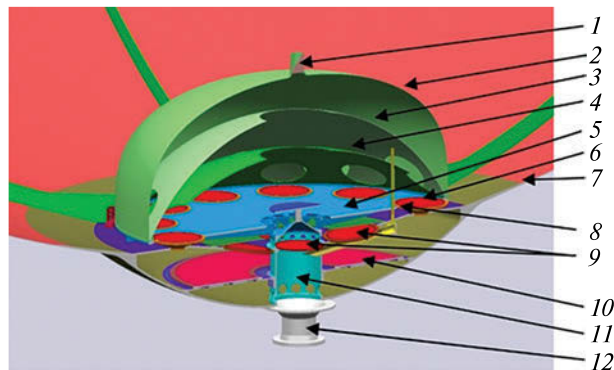


Рис. 5. Конструктивна схема капілярного ЗЗС палива бака окислювача РРБ А5МЕ: 1 — дренажний отвір, 2 — зовнішня стінка накопичувача, 3 — 1-й внутрішній конус накопичувача, 4 — 2-й внутрішній конус накопичувача, 5 — розмежувальна пластина, 6 — «вікно» перекрите сітчастим екраном, 7 — стінка бака, 8 — внутрішня перегородка, 9 — центральні отвори перекрите сітчастим екраном, 10 — сітчастий екран спрямування потоку рідини на вході у ВМ, 11 — сепаратор на вході у ВМ, 12 — вихід у ВМ

шується, динамічний напір перевищує утримну капілярну силу, і газ проникає в наступний відсік. Процес повторюється у кожному відсіку, доки останній не спорожниться.

Окремим випадком накопичувачів є сітчастий екран, що встановлюється над ВМ та утримує КП в районі забірної отвору на пасивних ділянках траєкторії польоту.

Жолоби. Жолоби за своїми функціями подібні до накопичувачів і колекторів. Вони утримують рідину в умовах великих перевантажень як накопичувачі, і можуть поповнюватися як колектори. Поповнення жолобів відбувається за допомогою капілярних насосів та лопаток. Жолоби зазвичай застосовуються в умовах впливу великих бічних перевантажень, перпендикулярних до осі бака. За конструкцією жолоб є круглим або прямокутним профілем, розташованим співвісно з центральною віссю бака. Жолоб може бути відкритий збоку та обов'язково відкритий знизу. Він випорожнюється під дією передпускового навантаження через донні отвори, закриті сіткою. Жолоби можуть використовуватися у поєднанні з пастками, лопатками, капілярними насосами та колекторами.

На практиці при проектуванні капілярних ЗЗС палива для виконання складних програм сучасних космічних місій активно застосовуються різноманітні варіанти комбінацій основних типів ЗЗС за об'ємом функціональних вимог та видів їхнього конструктивного виконання. Прикладом такого підходу може бути капілярний ЗЗС палива, що розробляється космічними інженерами Євросоюзу для РРБ РН «Ariane 5» (A5ME) (рис. 5). Його буде оснащено новою рідинною ракетною РУ VINCI, щоб мати можливість багаторазово включати її в умовах невагомості (мікрогравітації) [27–29].

Капілярний ЗЗС палива бака окислювача (LO_x) РРБ А5МЕ — це накопичувач, що поповнюється. Дві внутрішні конічні перегородки розділяють верхню порожнину накопичувача на три відсіки. Всередині відсіків рідина може вільно перетікати скрізь отвори у основі конусів. Внутрішні конуси встановлено на багатошарову пластину (перегородку), яка відділяє верхній відділ накопичувача від меншого нижнього. Рідина може перетікати від верхнього до нижнього відділу крізь «вікна», перекриті гофрованими сітчастими екранами. Гофрування збільшує загальну площу сітки та зменшує втрати тиску на ній. Сепаратор на вході у ВМ оснащено дренажним трубопроводом, який па пасивних ділянках траєкторії дренує газ, що підіймається від РУ у бак.

Деякі перегородки (лопатки) розташовано за межами накопичувача. Вони керують рідиною під час балістичної фази траєкторії та підтримують процес поповнення накопичувача. Також вони служать для рівномірності розподілу рідини на вході у накопичувач. Така конструкція капілярного ЗЗС палива також здатна утримувати рідину у накопичувачі при осьовому обертанні РРБ.

Наведений вище огляд свідчить про значне різноманіття конкретних конструкцій капілярних ЗЗС палива, що використовуються на сьогоднішній час у системах живлення рідинних ракетних РУ КЛА.

Проте найчастіше капілярні ЗЗС палива є розділювальними перегородками з «вікнами», капілярними насосами, накопичувачами, або жолобами, перекритими тканими металевими сітками, які є одним з найпоширеніших і най-

кращих матеріалів для застосування як КРФ [1, 14]. КРФ, основним робочим елементом яких є металеві ткани сітки з чарунками мікронних розмірів, називають сітчастим розділювачем фаз (СРФ).

Застосування сіток як основні робочі елементи КРФ з-поміж інших матеріалів має ряд переваг: ефективна робота у широкому діапазоні динамічних навантажень, висока капілярна утримна здатність (КУЗ) при порівняно невеликій масі конструкції, довговічність, мінімальний час підготовки двигуна до включення, універсальність та надійність. Серед недоліків: складність конструкції, відносно велика вартість, необхідність довготривалого експериментального відпрацювання.

Капілярна утримна здатність — це здатність запобігати проникненню вільних парогазових включень через чарунки сітки, в умовах зовнішніх силових впливів на КП. Капілярна утримна здатність залежить від розміру чарунки, матеріалу дротів та чистоти їхньої поверхні, типу та температури КП [1, 51, 52] і є найважливішим параметром, що безпосередньо визначає працездатність як безпосередньо СРФ, так і капілярного ЗЗС палива у цілому.

Металеві ткани сітки, що використовуються у СРФ, виготовляються в досить широкому діапазоні типів плетінь (структур) дротяної тканини (рис. 6). Найрозповсюдженіші сітки мають квадратні або нульові (так звані «фільтрові») чарунки. Особливістю перших з них є те, що дроти основи та утока мають рівні діаметри і розташовані на однаковій відстані одне від одного. «Фільтрові сітки» характеризуються тим, що дроти одного з напрямків (утока) прилягають один до одного настільки щільно, що між ними практично немає просвіту. За структурою сітки з квадратними чарунками поділяються на два типи плетіння: полотняне та саржеве (Plain Square та Twill Square відповідно) [1, 6, 8, 42, 60]. «Фільтрові сітки» поділяються на три типи плетіння: полотняне голландське, саржеве та зворотне саржеве голландське (Plain Dutch, Dutch Twill та Reverse Plain Dutch відповідно) [1, 7, 61].

Полотняне плетіння (рис. 6, а) є найпоширенішим і найпростішим для плетіння. Це стан-

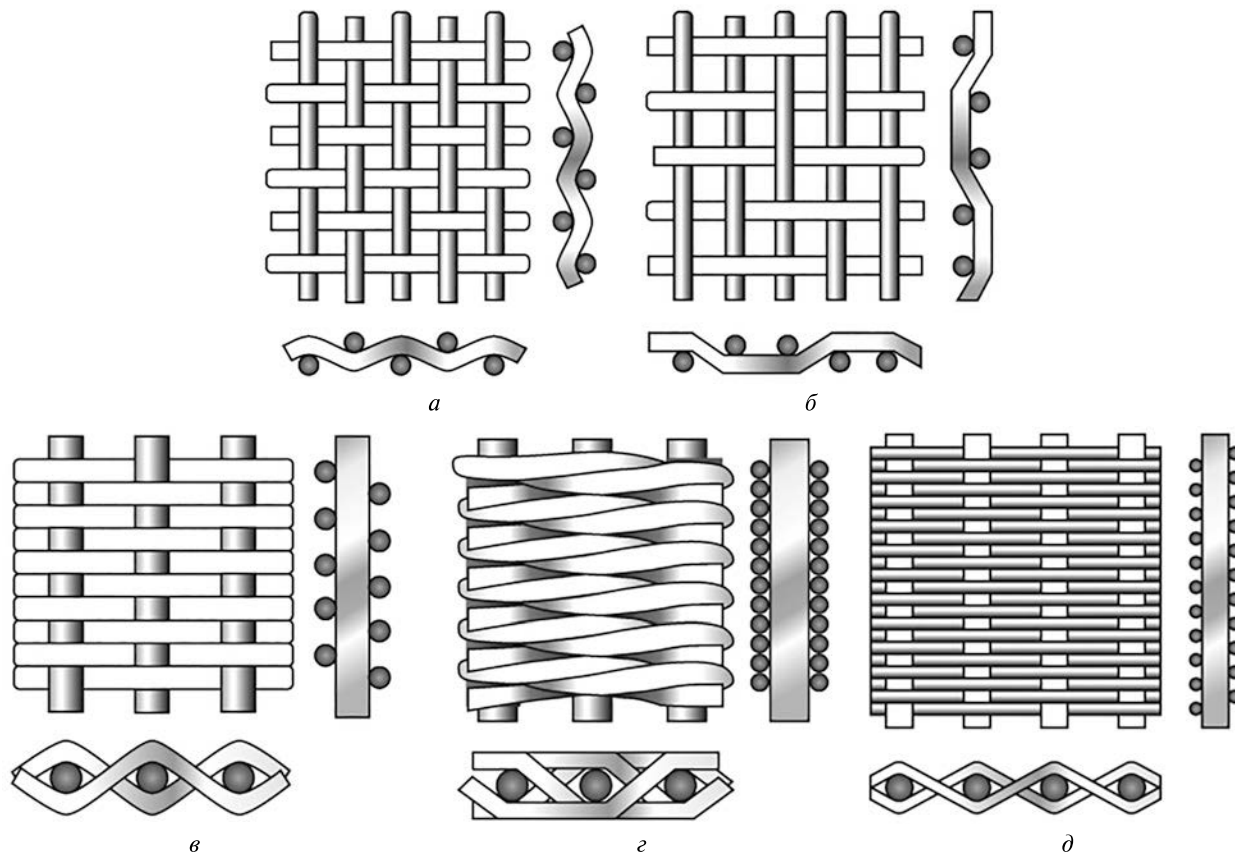


Рис. 6. Плетіння (структура) дротяної тканини: а — полотняне, б — саржеве, в — полотняне голландське, г — саржеве голландське, д — зворотнє полотняне голландське [1, 58]

дартний тип плетіння для дротяної тканини, в результаті якого утворюються квадратні отвори з однаковими розмірами дроту в обох напрямках. Кожен дріт основи проходить по черзі поверх і під дротами утока під прямим кутом в обох напрямках.

Саржеве плетіння дротяної тканини (рис. 6, б) — метод плетіння, у якому утоковий дріт проходить вище та нижче двох дротів основи, утворюючи квадратні отвори та діагонально сплетені візерунки, які виглядають як саржа. Саржеве плетіння може бути виготовлене з металевго дроту більшого діаметра, ніж полотняне, що може зробити сітку більш стабільною та отримати більшу міцність, щільність і стійкість до корозії.

Плотняне голландське плетіння дротяної тканини (рис. 6, в) — це метод щільного плетіння. Діаметр дроту утока менший за діаметр дроту

основи, що дозволяє основі бути ближче одна до одної, таким чином утворюючи дуже щільний, рівний верхній і нижній малюнок. Плотняне голландське плетіння не має прямих прозорих отворів, як звичайне полотняне. Навпаки, цей метод плетіння створює звивистий шлях, завдяки якому можна досягти вищих значень КУЗ. Водночас він забезпечує в рази вищу механічну міцність, ніж інші поширені способи плетіння.

Саржеве голландське плетіння дротяної тканини (рис. 6, г) — це стиль плетіння, подібний до полотняного голландського. Виготовляється за допомогою саржевого плетіння, коли утоковий дріт меншого діаметра все ще використовується і проходить через два дроти основи, роблячи утки щільнішими, що дозволяє досягти меншого розміру чарунок, не впливаючи на товщину тка-

нини. Порівняно з полотняним голландським плетіння щільніше, а ефект фільтрації точніший.

Зворотнє полотняне голландське плетіння (рис. 6, д) — цей метод та метод полотняного голландського плетіння приблизно однакові, єдина відмінність полягає в тому, що дріт основи та дріт утока розташовані протилежно (діаметр дроту основи менший за діаметр дроту утока). Порівняно з полотняним голландським плетінням утоковий дріт більшого діаметра сплетений щільніше.

Сітки з квадратними чарунками мають більші переваги над «фільтровими сітками» при використанні у капілярних ЗЗС плетіння, що застосовуються у КЛА з РУ, які працюють на висококиплячих КП — це низьке значення гідравлічних втрат тиску та нижчі вимоги до чистоти КП. У КЛА з РУ, які працюють на низькокиплячих (кріогенних) КП, для забезпечення більшого значення КУЗ та вищого ступеня фільтрації зазвичай використовують «фільтрові сітки».

ВИСНОВКИ

Як свідчить наведений вище аналіз класифікації, основних типів конструкції та призначення

капілярних ЗЗС палива, більшість з них використовує СРФ як КРФ. Тому саме проєктні параметри СРФ будуть визначати тактико-технічні характеристики всього капілярного ЗЗС палива. Таким чином, при розробці нових конструкцій капілярних ЗЗС палива дослідження функціонування СРФ в різноманітних умовах експлуатації КЛА та створення спрощених математичних моделей реальних фізичних процесів, що відбуваються у сітках при контакті з КП, є перспективною задачею, якій слід приділяти першочергову увагу. Це допоможе досягти оптимальних характеристик капілярних ЗЗС палива та знизити витрати на їхню розробку [1, 33, 58].

Для втілення результатів цих досліджень і розроблених на їхній основі математичних моделей у інженерні методики проєктування та розрахунку вони повинні носити фундаментальний характер та спиратися, у першу чергу, на дані експериментальних випробувань [1, 25]. Це дозволить розрахувати проєктні характеристики капілярних ЗЗС палива, основним робочим елементом яких є СРФ, швидко та з високою точністю.

ЛІТЕРАТУРА

1. Багров В. В., Курпатенков А. В., Поляев В. М. и др. *Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов*. Под ред. В. М. Поляева. М.: УНПЦ «Энергомаш», 1997. 328 с.
2. Беляев Н. М. *Расчет пневмогидравлических систем ракет*. М.: Машиностроение, 1983. 219 с.
3. Биркгоф Г., Сарантанелло Э. *Струи, следы и каверны*. М.: Мир, 1964. 466 с.
4. Валов А. А., Савушкин Н. Ф. Системы питания, использующие силы поверхностного натяжения: обзор по материалам иностранной научно-технической и патентной информации. *Голов. отдел науч.-техн. инф.*—4. Сер. III. 1987. № 20. 73 с.
5. Гаркуша В. А., Шевченко Б. А., Рада Н. А., Овоц Н. А. Средства обеспечения сплошности компонентов топлива зарубежных космических летательных аппаратов. Обзор по материалам открытой печати за 1967—1981 гг. *Голов. отдел науч.-техн. инф.*—3. Сер. I. 1983. № 229 (28). 44 с.
6. Головки М. П. *Товарознавство одяго-взуттєвих товарів*: навч. посіб. Харків: Харків. держ. ун-т харч. та торгівлі, 2015. 459 с.
7. ГОСТ 3187—76. *Сетки проволочные тканые фильтровые*. М.: Изд-во стандартов, 1976. 6 с.
8. ГОСТ 6613—86. *Сетки проволочные тканые с квадратными ячейками*. М.: Изд-во стандартов, 1986. 11 с.
9. Давыдов С. А., Горелова К. В. История совершенствования конструкций и перспективы использования средств обеспечения сплошности топлива на основе капиллярных сил. *Вісник Дніпропетровського ун-ту. Сер. Історія і філософія науки і техніки*. 2012. 20. С. 160—164.
10. Ковалевский М. М. Проблемы термостатирования баков в условиях малых перегрузок путем дренирования части компонента в окружающее пространство: обзор по материалам иностранной печати. *Голов. отдел науч.-техн. инф.* 1970. № 4. 48 с.
11. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьёв Е. В. *Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок*. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

12. Краев М. В., Кишкин А. А., Мелкозеров М. Г. Гидродинамика двухфазного потока в камере пассивного фазоразделителя. *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2002. № 3. С. 22—26.
13. Новиков Ю. М., Большаков В. А. Комбинированные пористые сетчатые металлы. *Безопасность в техносфере*. 2010. № 5. С. 34—37.
14. Патент России № 2165871. Гришин В. М., Подобедов Г. Г., Перфильев Л. А. и др. Устройство для разделения жидкости и газа в условиях невесомости. Заявл. 17.04.2000, опубл. 27.04.2001.
15. Платов И. В., Симонов А. В. Разработка конструкции двигательных установок и траекторий космических аппаратов проекта «Лаплас-II» для исследований планетарной системы Юпитера. *Вестн. СибГАУ. Сер. Авиационная и ракетно-космическая техника*. 2016. 17, № 3. С. 710—721.
16. Платов И. В., Симонов А. В. Разработка двигательной установки на базе двигателей малой тяги и схемы полёта космических аппаратов к центру Солнечной системы. *Сиб. журн. науки и технологий. Сер. Авиационная и ракетно-космическая техника*. 2018. 19, № 3. С. 517—525. <https://doi.org/10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525>
17. Полухин Д. А., Орешенко В. М., Морозов В. А. *Отработка пневмогидравлических систем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД*. М.: Машиностроение, 1987. 248 с.
18. Ринг Э. *Двигательные установки ракет на жидком топливе*. М.: Мир, 1968. 404 с.
19. Сапожников В. Б., Крылов В. И., Новиков Ю. М., Ягодников Д. А. Наземная отработка капиллярных фазоразделителей на основе комбинированных пористо-сетчатых материалов для топливных баков жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов. *Инж. журн.: Наука и инновации*. 2013. Вып. 4. С. 1—15.
20. Седых И. В., Назаренко Д. С., Смоленский Д. Э. Особенности экспериментальной отработки процесса осаждения компонентов топлива в баках космических ступеней ракет. *Космич. техн. Ракетное вооружение*. 2019. № 2. С. 35—41. <https://doi.org/10.33136/stma2019.02.035>
21. Седих І. В. Вибір параметрів інерційних засобів забезпечення суцільності палива в баках космічних ступенів ракет-носіїв: дис. канд. техн. наук. Дніпро: ДП «КБ «Південне», 2021. 214 с.
22. Семенов Ю. П., Лозин-Лозинский Г. Е., Лапыгин В. Л., Тимченко В. А. *Многоразовый орбитальный корабль «Буран»*. М.: Машиностроение, 1995. 447 с.
23. Челомей В. Н., Полухин Д. А., Миркин Н. Н., Орешенко В. М., Усов Г. Л. *Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями*. М.: Машиностроение, 1978. 240 с.
24. Шевченко Б. А. Расчетный и экспериментальный метод разработки средств забора компонентов из баков летательных аппаратов с жидкостным ракетным двигателем: дис. канд. техн. наук. Днепропетровск, 1990. 209 с.
25. Янке Е., Эмде Ф., Леш Ф. *Специальные функции*. М.: Наука, 1977. 344 с.
26. Abrego A., Bair C., Hink A., et al. *Project Hyreus. Mars sample retechnical specification mission utilizing in site technical specification propellant production*. Washington: Univ.; Dept. of Aeronautics and Astronautics. NASA-CR-197189. 1993. 383 p.
27. Behruzi P., Dodd C., Netter G. Future Propellant Management Device Concepts for Restartable Cryogenic Upper Stages. 43th. Joint Propulsion Conf. & Exhibit (8—11 July 2007, Cincinnati, OH). AIAA/ASME/SAE/ASEE. 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5498>
28. Behruzi P., Klatte J., Fries N., Netter G., Kranz T. Cryogenic Propellant Management during Ballistic Flight Phases. 48th Joint Propulsion Conf. & Exhibit (30 July—01 August 2012, Atlanta, Georgia). AIAA/ASME/SAE/ASEE. 14 p. <https://doi.org/10.2514/6.2012-4047>
29. Behruzi P., Klatte J., Fries N., Schütte A., Köhler H. Cryogenic Propellant Management Sounding Rocket Experiments on TEXUS 48. 49th Joint Propulsion Conf. (July 14—17, 2013, San Jose, CA). AIAA/ASME/SAE/ASEE. 19 p. <https://doi.org/10.2514/6.2013-3904>
30. Bienhoff D. *The future of commercial space transportation*. URL: <https://www.thespacereview.com/article/3776/1> (Last accessed: 06.06.2023).
31. Blackmon J. V. Collection of liquid propellant in zero gravity with electric forces. *AIAA Paper*. 1984. № 265. P. 391—398. <https://doi.org/10.2514/3.28190>
32. Blatt M. H., Audelott J. C. Centaur propellant acquisition system. *J. Spacecraft and Rockets*. 1976. 13, № 9. P. 515—521.
33. Chapter J. J., Rider S. B. Surface tension propellant management system computerized flow analysis. 16th Joint Propulsion Conf. *AIAA Paper*. 1980. № 1098. 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.1980-1098>
34. Chato D. J. The role of flight experiments in the development of cryogenic fluid management technologies. *Cryogenics*. 2006. 46, № 2—3. P. 82—88.
35. DeBrock S. C. A survey of current developments in surface tension devices for propellant acquisition. *AIAA Paper*. 1970. № 685. P. 83—98. <https://doi.org/10.2514/3.30226>

36. DeBrock S. C., Grove R. K. Capillary propellant management for integrated primary and secondary propulsion systems. *J. Spacecraft and Rockets*. 1975. **12**, № 5. P. 261–270. <https://doi.org/10.2514/3.56972>
37. Dowdy M. W., De-Brock S. C. Selection of a surface tension propellant management system for the Viking-75 Orbiter. *J. Spacecraft and Rockets*. 1973. **10**, № 9. P. 549–558.
38. Ellion M. E., Trizell D. P., Mager E. An improved technique for propellant management for body stabilized spacecraft. *AIAA Paper*. 1977. № 850. 7 p. <https://doi.org/10.2514/6.1977-850>
39. Fester D. A., Villars A. D., Uney P. E. Surface tension propellant acquisition system technology for Space Shuttle reaction control tanks. *AIAA Paper*. 1975. № 1196. P. 522–527. <https://doi.org/10.2514/3.57117>
40. Gravlee M., Vera C., Wollen M., McLean C., Walls L. Micro-gravity cryogenic experiment opportunity. *AIAA Paper*. 2010. № 8838. 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.2010-8838>
41. Hartwig J. W. Propellant Management Devices for Low-Gravity Fluid Management: Past, Present, and Future Applications. *J. Spacecraft and Rockets*. 2017. **54**, № 4. P. 808–824. <https://doi.org/10.2514/1.A33750>
42. *Industrial woven wire cloth*. Technical requirements and testing. ISO 9044:2016.
43. Jaekle D. E. Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Vanes. 27th Joint Propulsion Conf. (June 24–26, 1991, Sacramento, CA). AIAA/SAE/ASME/ASEE. 13. *AIAA-91-2172*. 12 p. <https://doi.org/10.2514/6.1991-2172>
44. Jaekle D. E. Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Sponges. 29th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (June 28–30, 1993, Monterey, CA). AIAA/SAE/ASME/ASEE. 13. *AIAA-93-1970*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1993-1970>
45. Jaekle D. E. Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Traps and Troughs. 31th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (July 10–12, 1995, San Diego, CA). AIAA/SAE/ASME/ASEE. 13. *AIAA-95-2531*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1995-2531>
46. Jaekle D. E. Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Galleries. 33th Joint Propulsion Conf. and Exhibit. (July 6–9, 1997, Seattle, WA). AIAA/SAE/ASME/ASEE. 13. *AIAA-97-2811*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1997-2811>
47. Kornuta D., Abbud-Madrid A., Atkinson J., et al. *Commercial lunar propellant architectechnical specificationre. A collaborative stechnical specificationdy of lunar propellant production*. 2019. 77 p. <https://doi.org/10.1016/j.reach.2019.100026>
48. Kutter B., Zegler F., Sakla S., Wall J., Saks G., Duffey J., Hopkins J., Chato D. J. Settled Cryogenic Propellant Transfer. *AIAA Paper*. 2006. № 4436. 8 p.
49. Levich V. G. *Physicochemical Hydrodynamics*. Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N. J., 1962. 700 p.
50. *Lunar market assessment: market trends and challenges in the development of a lunar economy*. URL: <https://www.pwc.com/au/industry/space-industry/lunar-marketassessment-2021.pdf> (Last accessed: 06.06.2023).
51. Melcher J. R. Dielectroforetic liquid expulsion. *J. Spacecraft and Rockets*. 1969. **6**, № 9. P. 961–967.
52. *Patent Bundesrepublik Deutschland № 2506489*. Laaber D. G., Hivert A. P. Selbstentleerender Behälter für Ranumfahrzeuge. Declared 15.02.75; publ. 17.08.78.
53. *Patent USA № 3353350*. Grove R. K., Collins W. S., DeBrock S. C. Sump for space vehicles. Declared 08.05.65; publ. 21.11.1967.
54. Regnier W. W., Hess D. A. Design and development of a passive propellant management system. *J. Spacecraft and Rockets*. 1978. **15**, № 5. P. 299–304.
55. Rollins J., Grove R., Jaekle D. Twenty-three years of surface tension propellant management system design, development, manufacture, test, and operation. *21st Joint Propulsion Conf*. 1985. 9 p. <https://doi.org/10.2514/6.1985-1199>
56. Sakla S., Kutter B., Wall J. Centaur Test Bed (CTB) for cryogenic fluid management. *AIAA Paper*. 2006. № 4603. 5 p. <https://doi.org/10.2514/6.2006-4603>
57. *Schemes of types weaving of mesh screen*. 2020. URL: <https://www.marcospecialtysteel.com/wire-mesh-crimp-and-weave-styles/> (Last accessed: 06.06.2023).
58. Schutze H. Strukturmechanische auslegung des triebstofforder-ungssystems eines oberflachen spannungstanks. *Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung*. 1982. **6**, № 3. P. 160–167.
59. Snead J. M., Hellman B. H. Near-future reusable space logistics vehicles. *43rd Propulsion Conf. & Exhibit*. AIAA/ASME/SAE/ASEE. 2007. P. 1–20. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5847>
60. *Standard specification for industrial woven wire cloth*. ASTM E 2016 – 20. 2020.
61. *Standard guide for industrial woven wire filter cloth*. ASTM E 2814 – 18. 2018.
62. Tam W., Behruzi P., Jaekle D., Netter G. The Evolutionary forces and the design and development of propellant management devices for space flight in Europe and the United States. *Space Propulsion*. 2016. 25 p.
63. Tam W., Jaekle D. Review and history of ATK space systems surface tension PMD tanks. *Space Propulsion*. 2018. 24 p.

64. Tegar J. R., Wright N. T. Double perforated plate as a capillary barrier. *19th Joint Propulsion Conf.* 1983. № 1379. 7 p. <https://doi.org/10.2514/6.1983-1379>
65. *Zombie Satellites Return From the Graveyard. Mission Extension Vehicles give dead spacecraft a new lease on life.* URL: <https://spectrum.ieee.org/zombie-satellites-return-from-the-graveyard#toggle DPR> (Last accessed: 06.06.2023).

REFERENCES

1. Bagrov V. V., Kurpatenkov A. V., Polyayev V. M., et al. (1997). *Capillary systems for extracting fluid from spacecraft tanks*. Ed. V. M. Polyayev. M.: UNPC «Energomash», 328 p. [in Russian].
2. Belyayev N. M. (1983). *Calculation of pneumohydraulic systems of rockets*. M.: Mashinostroenie, 219 p. [in Russian].
3. Birkhoff G., Sarantanello E. (1964). *Jets, traces and caverns*. M.: Mir, 466 p. [in Russian].
4. Valov A. A., Savushkin N. F. (1987). Power systems using surface tension forces: a review based on foreign scientific, technical and patent information. *Head Department of Scientific and Technical Information-4, Part. III, № 20*, 73 p. [in Russian].
5. Garkusha V. A., Shevchenko B. A., Rada N. A., Ovots N. A. (1983). Means for ensuring the continuity of fuel components of foreign spacecraft. Review based on materials from the open press for 1967—1981. *Head Department of Scientific and Technical Information-3, Part. I, № 229 (28)*, 44 p. [in Russian].
6. Golovko M. P. (2015). *Merchandising of clothing and footwear products. Study guid*. Kharkiv: Kharkiv. State Un-t of Food and Trade, 459 p. [in Ukrainian].
7. GOST 3187—76. *Grids are wire woven filter*. M.: Publ. house of standards, 1976. 6 p. [in Russian].
8. GOST 6613—86. *Grids woven wire with square cells*. M.: Publ. house of standards, 1986. 11 p. [in Russian].
9. Davydov S. A., Gorelova K. V. (2012). History of design improvement and prospects for the use of means to ensure fuel continuity based on capillary forces. *Bull. Dnipropetrovsk Univ. Ser. history and philosophy of science and technology*, **20**, 160—164 [in Russian].
10. Kovalevsky M. M. (1970). Problems of temperature control of tanks under conditions of small overloads by draining a part of the component into the surrounding space: a review based on foreign press materials. *Head Department of Scientific and Technical Information, № 4*, 48 p. [in Russian].
11. Kozlov A. A., et al. (1988). *Power supply and control systems for liquid-propellant rocket propulsion systems*. M.: Engineering, 352 p. [in Russian].
12. Kraev M. V., Kishkin A. A., Melkozerov M. G. (2002). Hydrodynamics of two-phase flow in the chamber of a passive phase separator. *Univ. news. Aviation. technology*, № 3, 22—26 [in Russian].
13. Novikov Yu. M., Bol'shakov V. A. (2010). Combined porous mesh metals. *Security in the technosphere*, № 5, 34—37 [in Russian].
14. *Patent of Russia № 2165871*. Grishin V. M., Podobedov G. G., Perfil'ev L. A., et al. A device for separating liquid and gas under weightlessness. Declared 04.17.2000, publ. 04.27.2001 [in Russian].
15. Platov I. V., Simonov A. V. (2016). Development of the design of propulsion systems and trajectories of spacecraft of the Laplace-II project for the study of the planetary system of Jupiter. *Bull. SibGAU. Ser. Aviation and rocket-space technology*, **17**, № 3, 710—721 [in Russian].
16. Platov I. V., Simonov A. V. (2018). Development of a propulsion system based on small thrust engines and a scheme for spacecraft flight to the center of the solar system. *Sib. J. Sci. and Techn. Ser. Aviation and rocket-space technology*, **19**, № 3, 517—525. <https://doi.org/10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525> [in Russian].
17. Polukhin D. A., Oreshenko V. M., Morozov V. A. (1987). *Development of pneumohydraulic systems of propulsion systems for launch vehicles and spacecraft with rocket engines*. M.: Engineering, 248 p. [in Russian].
18. Ring E. (1968). *Liquid propellant rocket propulsion systems*. M.: Mir, 404 p. [in Russian].
19. Sapozhnikov V. B., Krylov V. I., Novikov Yu. (2013). Ground testing of capillary phase separators based on combined porous-mesh materials for fuel tanks of liquid rocket engines of the upper stages of launch vehicles, upper stages and spacecraft. *Eng. J.: Sci. and Innovation*, № 4, 1—15.
20. Sedikh I. V., Nazarenko D. S., Smolensky D. E. (2019). Features of experimental development of the process of deposition of fuel components in tanks of space rocket stages. *Space technology. Rocket weapons*, № 2, 35—41. <https://doi.org/10.33136/stma2019.02.035> [in Russian].
21. Sedikh I. V. (2021). *Selection of design parameters of inertial factors for ensuring the stability of fuel in the tanks of the space stages of launch vehicles*: dis. cand. tech. Dnipro, 214 p. [in Russian].
22. Semenov Yu. P., Lozin-Lozinsky G. E., Lapygin V. L., Timchenko V. A. (1995). *Buran reusable orbital ship*. M.: Engineering, 447 p. [in Russian].

23. Chelomey V. N., Polukhin D. A., Mirkin N. N., Oreshchenko V. M., Usov G. L. (1978). *Pneumohydraulic systems of propulsion systems with liquid rocket engines*. M.: Engineering, 240 p. [in Russian].
24. Shevchenko B. A. (1990). *Calculation and experimental method for the development of means for taking components from tanks of aircraft with a liquid rocket engine*: diss. cand. tech. Dnepropetrovsk, 209 p. [in Russian].
25. Yanke E., Emde F., Lesh F. (1977). *Special functions*. M.: Nauka, 344 p. [in Russian].
26. Abrego A., Bair C., Hink A., et al. (1993). *Project Hyreus. Mars sample retechnical specification mission utilizing in sitechnical specification propellant production*. Washington Univ.; Dept. of Aeronautics and Astronautics, NASA-CR-197189, 383 p. [in English].
27. Behruzi P., Dodd C., Netter G. (2007). Future Propellant Management Device Concepts for Restartable Cryogenic Upper Stages. Joint Propulsion Conf. & Exhibit (8–11 July 2007, Cincinnati, OH). *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE*, 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5498> [in English].
28. Behruzi P., Klatt J., Fries N., Netter G., Kranz T. (2012). Cryogenic Propellant Management during Ballistic Flight Phases. 48th Joint Propulsion Conf. & Exhibit (30 July — 01 August 2012, Atlanta, Georgia). *AIAA/ASME/SAE/ASEE*, 14 p. <https://doi.org/10.2514/6.2012-4047> [in English].
29. Behruzi P., Klatt J., Fries N., Schütte A., Köhler H. (2013). Cryogenic Propellant Management Sounding Rocket Experiments on TEXUS 48. 49th Joint Propulsion Conf. (July 14–17, 2013, San Jose, CA). *AIAA/ASME/SAE/ASEE*, 19 p. <https://doi.org/10.2514/6.2013-3904> [in English].
30. Bienhoff D. (2019). *The future of commercial space transportation*. URL: <https://www.thespacereview.com/article/3776/1> (Last accessed: 06.06.2023).
31. Blackmon J. B. (1984). Collection of liquid propellant in zero gravity with electric forces. *AIAA Paper*, № 265, 391–398. <https://doi.org/10.2514/3.28190> [in English].
32. Blatt M. H., Audelott J. C. (1976). Centaur propellant acquisition system. *J. Spacecraft and Rockets*, **13**, № 9, 515–521 [in English].
33. Chapter J. J., Rider S. B. (1980). Surface tension propellant management system computerized flow analysis. *AIAA Paper*, № 1098, 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.1980-1098> [in English].
34. Chato D. J. (2006). The Role of Flight Experiments in the Development of Cryogenic Fluid Management Technologies. *Cryogenics*, **46**, № 2–3, 82–88 [in English].
35. DeBrock S. C. (1970). A survey of current developments in surface tension devices for propellant acquisition. *AIAA Paper*, № 685, 83–98. <https://doi.org/10.2514/3.30226> [in English].
36. DeBrock S. C., Grove R. K. (1975). Capillary propellant management for integrated primary and secondary propulsion systems. *J. Spacecraft and Rockets*, **12**, № 5, 261–270. <https://doi.org/10.2514/3.56972> [in English].
37. Dowdy M. W., De-Brock S. C. (1973). Selection of a surface tension propellant management system for the Viking-75 Orbiter. *J. Spacecraft and Rockets*, **10**, № 9, 549–558 [in English].
38. Ellion M. E., Trizell D. P., Mager E. (1977). An improved technique for propellant management for body stabilized spacecraft. *AIAA Paper*, № 850, 7 p. <https://doi.org/10.2514/6.1977-850> [in English].
39. Fester D. A., Villars A. D., Uney P. E. (1975). Surface tension propellant acquisition system technology for Space Shuttle reaction control tanks. *AIAA Paper*, № 1196, 522–527. <https://doi.org/10.2514/3.57117> [in English].
40. Gravlee M., Vera C., Wöllen M., McLean C., Walls L. (2010). Micro-Gravity Cryogenic Experiment Opportunity. *AIAA Paper*, № 8838, 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.2010-8838> [in English].
41. Hartwig J. W. (2017). Propellant Management Devices for Low-Gravity Fluid Management: Past, Present, and Future Applications. *J. Spacecraft and Rockets*, **54**, № 4, 808–824. <https://doi.org/10.2514/1.A33750> [in English].
42. *Industrial woven wire cloth. Technical requirements and testing*. ISO 9044:2016 [in English].
43. Jaekle D. E. Jr. (1991). Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Vanes. 27th Joint Propulsion Conf. (June 24–26, 1991, Sacramento, CA, 13). *AIAA/SAE/ASME/ASEE, AIAA-91-2172*. 12 p. <https://doi.org/10.2514/6.1991-2172> [in English].
44. Jaekle D. E. Jr. (1993). Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Sponges. 29th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (June 28–30, 1993, Monterey, CA, 13). *AIAA/SAE/ASME/ASEE, AIAA-93-1970*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1993-1970> [in English].
45. Jaekle D. E. Jr. (1995). Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Traps and Troughs. 31th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (July 10–12, 1995, San Diego, CA, 13). *AIAA/SAE/ASME/ASEE, AIAA-95-2531*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1995-2531> [in English].
46. Jaekle D. E. Jr. (1997). Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Galleries. 33th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (July 6–9, 1997, Seattle, WA, 13). *AIAA/SAE/ASME/ASEE, AIAA-97-2811*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1997-2811> [in English].

47. Kornuta D., Abbud-Madrid A., Atkinson J., et al. (2019). *Commercial lunar propellant architecttechnical specificationre. A collaborative stechnical specifictiondy of lunar propellant production*. 77 p. <https://doi.org/10.1016/j.reach.2019.100026> [in English].
48. Kutter B., Zegler F., Sakla S., Wall J., Saks G., Duffey J., Hopkins J., Chato D. J. (2006). Settled Cryogenic Propellant Transfer. *AIAA Paper*, № 4436. 8 p. [in English].
49. Levich V. G. (1962). *Physicochemical Hydrodynamics*. Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N. J., 700 p. [in English].
50. *Lunar market assessment: market trends and challenges in the development of a lunar economy*. URL: <https://www.pwc.com.au/industry/space-industry/lunar-marketassessment-2021.pdf> (Last accessed: 06.06.2023) [in English].
51. Melcher J. R. (1969). Dielectroforetic liquid expulsion. *J. Spacecraft and Rockets*, 6, № 9, 961—967 [in English].
52. *Patent Bundesrepublik Deutschland № 2506489*. Laaber D. G., Hivert A. P. Selbstentleerender Behälter für Ranumfahrz-enge. Declared 15.02.75; publ. 17.08.1978 [in German].
53. *Patent USA № 3353350*. Grove R. K., Collins W. S., DeBrock S. C. Sump for space vehicles. Declared 08.05.65; publ. 21.11.1967 [in English].
54. Regnier W. W., Hess D. A. (1978). Design and development of a passive propellant management system. *J. Spacecraft and Rockets*, 15, № 5, 299—304 [in English].
55. Rollins J., Grove R., Jaekle D. (1985). Twenty-three years of surface tension propellant management system design, development, manufacture, test, and operation. *21st Joint Propulsion Conf.*, 9 p. <https://doi.org/10.2514/6.1985-1199> [in English].
56. Sakla S., Kutter B., Wall J. (2006). Centaur Test Bed (CTB) for Cryogenic Fluid Management. *AIAA Paper*, № 4603. 5 p. <https://doi.org/10.2514/6.2006-4603> [in English].
57. *Schemes of types weaving of mesh screen*. URL: <https://www.marcospecialtysteel.com/wire-mesh-crimp-and-weave-styles/> (Last accessed: 06.06.2023).
58. Schutze H. (1982). Strukturmechanische auslegung des triebstoffforder-ungssystems eines oberflachen spannungstanks. *Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung*, 6, № 3, 160—167 [in English].
59. Snead J. M., Hellman B. H. (2007). Near-future reusable space logistics vehicles. 43rd Propulsion Conf. & Exhibit. *AIAA/ASME/SAE/ASEE*, 1—20. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5847> [in English].
60. *Standard specification for industrial woven wire cloth*. ASTM E 2016 — 20. 2020 [in English].
61. *Standard guide for industrial woven wire filter cloth*. ASTM E 2814 — 18. 2018 [in English].
62. Tam W., Behruzi P., Jaekle D., Netter G. (2016). The Evolutionary forces and the design and development of propellant management devices for space flight in europe and the united states. *Space Propulsion*, 25 p. [in English].
63. Tam W., Jaekle D. (2018). Review and history of ATK space systems surface tension PMD tanks. *Space Propulsion*, 24 p. [in English].
64. Tegart J. R., Wright N. T. (1983). Double perforated plate as a capillary barrier. *19th Joint Propulsion conf.*, № 1379, 7 p. <https://doi.org/10.2514/6.1983-1379> [in English].
65. *Zombie Satellites Return From the Graveyard. Mission Extension Vehicles give dead spacecraft a new lease on life*. URL: <https://spectrum.ieee.org/zombie-satellites-return-from-the-graveyard#toggleldr> (Last accessed: 06.06.2023).

Стаття надійшла до редакції 15.08.2023

Після доопрацювання 10.01.2024

Прийнято до друку 10.01.2024

Received 15.08.2023

Revised 10.01.2024

Accepted 10.01.2024

O. M. Minai, head of sector, post-graduate student

ORCID: 0000-0002-4180-0149

E-mail: minayan1976@gmail.com

Yuzhnoye State Design Office named after M. K. Yangel

3, Kryvorizhska Str., Dnipro, 49008 Ukraine

CLASSIFICATION, MAIN TYPES OF STRUCTURES AND PURPOSE OF CAPILLARY MEANS TO ENSURE FUEL PERFECTION

The flight of a spacecraft is characterized by the alternation of active sections of the trajectory, when the propulsion system is operating, and passive sections, in which the liquid components of the fuel in the tanks are under the influence of microgravity and, as a result, various disturbing factors (actions: aerodynamic forces, solar wind, internal gravitational forces, disturbances from the engines of the orientation and stabilization system, etc.) can occupy any position in them. At the same time, the situation is not ruled out when the gas phase can get into the flow line, which in the future can lead to a failure to restart the propulsion system and an emergency end of the mission. Therefore, an almost obligatory element of the systems for storing and supplying liquid rocket fuel components of the propulsion system of a spacecraft is the means of ensuring fuel continuity, the main criterion for the perfection of which is the amount of residual fuel components that cannot be produced due to a violation of the fluid continuity at the inlet to the propulsion system. The design of the fuel continuity means is directly determined by the internal geometry of the tank and the characteristics of the pneumohydraulic system of the spacecraft. A significant complication of the design of the fuel continuity means occurs in the presence of several factors that are present when a spacecraft performs a flight task: multiple launch and stop of the propulsion system, performing complex maneuvers under conditions of multidirectional external force impulses, which is just inherent in spacecraft. The position uncertainty and heterogeneity of the boundaries between the boost gas and fuel components at the time of launching the propulsion system require additional measures to prevent premature gas breakthrough into the flow line with its subsequent entry into the propulsion system. Therefore, over more than five decades, fuel continuity tools have been developed, the operation of which is based on various principles. At the same time, capillary-type fuel continuity means are most widely used. During this time, the basic physical principles of the behavior of a liquid under the action of capillary forces under weightless conditions were studied, the main types of designs of means for ensuring fuel continuity were determined, and the range of tasks they solved was described.

Keywords: capillary fuel continuity means, vanes, capillary pumps, collectors, accumulators, chutes, mesh phase separators, capillary holding capacity.