

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.040>
УДК 621.454.2.046.2

О. М. МІНАЙ, нач. сектору, аспірант

ORCID: 0000-0002-4180-0149

E-mail: minayan1976@gmail.com

І. Ю. КУЗЬМІЧ, інженер-конструктор I категорії, аспірант

ORCID: 0000-0002-3944-2602

E-mail: kuzmichyu82@gmail.com

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

ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНОЇ КОНСТРУКЦІЇ ЗАСОБУ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА ЗА ДОПОМОГОЮ МЕТОДУ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ

Залишки компонентів ракетного палива у системі живлення рушійної установки наприкінці роботи ступеня ракети-носія значною мірою впливають на її енергетичні характеристики. Засоби забезпечення суцільності палива, якими обладнано баки сучасних ракет-носіїв, забезпечують неперервну подачу компонентів палива із бака до рушійної установки без порушення суцільності потоку і мінімізують залишки. У баку пального ракет-носіїв наявність тунельного трубопроводу ускладнює, а у певних випадках виключає можливість забору палива із полюса бака. Вирішити задачу забору пального у цьому випадку дозволяє використання засобу забезпечення суцільності палива бічного типу. Проте такий пристрій за рахунок зміщення відносно полюса днища бака на певний кут може призводити до нерівномірного за рівнем прориву і занурення газу до входу у витратну магістраль і, як наслідок, значного збільшення залишку компонентів ракетного палива. Авторами проведено пошук і обґрунтування оптимальної конструкції засобу забезпечення суцільності палива на прикладі бака пального першого ступеня ракети-носія «Циклон-4», який обладнано засобом забезпечення суцільності палива бічного типу у вигляді профільованої пластини (тарілі). Розглянуто конструкції сифонного і кільцевого засобу забезпечення суцільності палива. За допомогою емпіричних залежностей аналітично розраховано фізичний експеримент, та чисельне моделювання їхніх основних параметрів. На основі виконаних робіт здійснено порівняльний аналіз зміни енергетичних характеристик ракети-носія у залежності від вибраної конструкції. Визначено ефективність розглянутих засобів забезпечення суцільності палива за масою залишку компонентів ракетного палива у статичних умовах. Результатом проведених експериментальних та розрахунково-аналітичних робіт стало отримання найбільш оптимального варіанту засобу забезпечення суцільності палива, яким за декількома параметрами виявився сифон. Впровадження в конструкцію паливного бака ракети-носія «Циклон-4» сифонного засобу забезпечення суцільності палива, що є більш досконалим, дозволить підвищити її енергетичні характеристики за рахунок збільшення ваги корисного вантажу на 5.4 кг. Використання методів чисельного моделювання (CFD-методів) при виконанні проектно-конструкторських робіт замість звичайного використання емпіричних та напівемпіричних залежностей дозволяє отримувати точніші результати та скоротити кількість використовуваних дослідних конструкцій, кількість і тривалість випробувань та сукупну тривалість проектно-експериментальних робіт, скоротити загальні матеріально-технічні витрати та здешевити кінцеву вартість продукту розробки, що підвищить його конкурентоспроможність.

Ключові слова: залишки компонентів палива, засіб забезпечення суцільності палива, рушійна установка, паливний бак, компоненти палива.

Цитування: Мінай О. М., Кузьміч І. Ю. Визначення оптимальної конструкції засобу забезпечення суцільності палива за допомогою методу чисельного моделювання. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3 (148). С. 40–52. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.040>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

На енергетичні характеристики сучасних ракет-носіїв (РН) значною мірою впливають залишки компонентів ракетного палива у баках наприкінці роботи ступеня. Залишки компонентів палива (ЗКП) — це кількість компонентів палива (КП) у системі живлення рушійної установки (РУ), які неможливо виробити через порушення вимог щодо суцільності, тиску, температури КП на вході в РУ, а також через конструктивні особливості бака і витратної магістралі (ВМ).

Засіб забезпечення суцільності палива (ЗЗСП) — важливий елемент паливного бака, який забезпечує безперервну подачу КП із бака до РУ без порушення суцільності потоку (без газових включень), тобто максимальне їхнє вироблення.

У процесі проектування паливних баків і систем живлення КП РУ як для нижніх ступенів [1, 17], так і для космічних ступенів РН [9, 18], важливим є питання вибору оптимального типу ЗЗСП. Цим будуть надалі визначатися терміни проектування ЗЗСП; обсяг та термін експериментального відпрацювання (фізичного і чисельного) [12, 16]; потрібна для експериментального відпрацювання матеріально-технічна частина; енергетичні характеристики РН (за рахунок маси залишків КП) і, як наслідок, загальні часові та матеріально-технічні витрати на розробку як безпосередньо ЗЗСП, так і РН в цілому [13, 21].

Основним параметром, який визначає ефективність роботи ЗП, є критична висота $H_{кр}$ провалу рівня КП у статичних умовах. Це висота рівня рідини у баку, при якій відбувається прорив газу до входу у ВМ. Від значення $H_{кр}$ безпосередньо залежить маса ЗКП.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Наявність у баках пального деяких РН тунельного трубопроводу, мала відстань між входом у двигун і днищем бака, потреба роздільного живлення кількох двигунів із одного бака для забезпечення живлення РУ КП значно ускладнюють відбір палива із полюса бака.

Метою нашого дослідження є визначення оптимальної конструкції ЗЗСП для бака з наявністю тунельного трубопроводу, яка забезпечить

підвищення енергетичних характеристик РН. Одним з досить поширених варіантів рішення щодо відбору палива із бака в цьому випадку є використання ЗЗСП бічного типу.

Бічні ЗЗСП характеризуються кутом розташування відносно полюса бака β (для центральних ЗЗСП кут $\beta = 0$). Наявність нахилу β призводить до нерівномірного за рівнем прориву газу до входу у ВМ і, як наслідок, до значного збільшення ЗКП, що негативно впливає на енергетичні характеристики РН [2, 10].

У попередній статті авторів [6] на прикладі бака пального першого ступеня РН «Циклон-4», який обладнано бічними ЗЗСП у вигляді профільованої пластини (тарілі), для усунення недоліків, притаманних цій конструкції, було розглянуто можливість використання замість бічної тарілі сифонного та кільцевого ЗЗСП. Задля цього були здійснені проектні роботи з визначення їхніх основних геометричних параметрів (розробка конструктивних схем). Було розраховано значення $H_{кр}$ за методикою [11], що ґрунтується на емпіричних та напівемпіричних залежностях. Коефіцієнти до цих залежностей отримувались при експериментальному відпрацюванні моделей, конструкція яких найбільш подібна до спроектованих ЗЗСП. Після цього було виконано порівняльний аналіз зміни енергетичних характеристик РН в залежності від вибраної конструкції ЗЗСП.

Конструктивні схеми наявного ЗЗСП РН «Циклон-4» у вигляді бічної профільованої пластини (тарілі), та спроектованих сифонного та кільцевого ЗЗСП наведено на рис. 1. Детальніше загальні параметри кільцевого та сифонного ЗЗСП та основні принципи їхнього проектування розглянуто у роботі [6].

На основі результатів розрахунково-аналітичних робіт було зроблено порівняльний аналіз значень $H_{кр}$ розглядуваних конструкцій ЗЗСП.

Значення критичної висоти провалу рівня КП і ЗКП у баку пального з наявністю тунельного трубопроводу при впровадженні різних схем ЗЗСП наведено у табл. 1 [6], де $H_{кр}$ — критична висота провалу рівня КП відносно теоретичного полюса бака, $M_{ЗКП}^{стат}$ — маса статичного гідравлічного ЗКП, $M_{ЗКП}^к$ — маса конструктивного ЗКП, $M_{ЗКП}^{сум}$ — сумарна маса ЗКП.

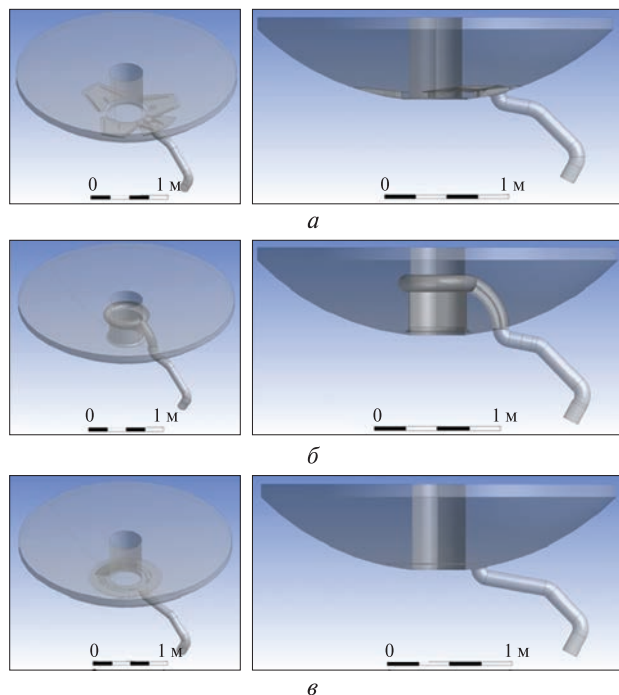


Рис. 1. Принципові конструктивні схеми ЗЗСП: *а* — бічного типу, у баку пального першого ступеня РН «Циклон-4», *б* — сифонного ЗЗСП, *в* — кільцевого ЗЗСП. Зліва — аксонометричний вигляд, справа — вигляд спереду

Таблиця 1. Значення величини критичної висоти провалу рівня компонентів палива і відповідне значення залишків компонентів палива у баку пального

Конструкція ЗЗСП	$H_{кр}$, мм	$M_{ЗКП}^{стат}$, кг	$M_{ЗКП}^к$, кг	$M_{ЗКП}^{сум}$, кг
ЗЗСП бічного типу	147	94.8	—	94.8
Сифонний ЗЗСП	40	8.69	22.91	31.6
Кільцевий ЗЗСП	104	47.4	—	47.4

У розвиток проектних робіт, наведених у статті [6], з метою більш досконалого розрахунку робочих параметрів ЗЗСП авторами було додатково зроблено:

- фізичний експеримент з визначення ЗКП для ЗЗСП бічного типу на дослідних конструкціях (ДК);
- чисельне моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗЗСП бічного типу за допомогою програмного пакету CFD-розрахунків ANSYS Fluent;

- верифікацію чисельного моделювання за результатами фізичного експерименту;
- чисельне моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для сифонного та кільцевого ЗЗСП;
- порівняльний аналіз і визначення оптимальної конструкції ЗЗСП за фактором впливу отриманих значень ЗКП на зміни енергетичних характеристик РН по результатах чисельного моделювання.

ФІЗИЧНИЙ ЕКСПЕРИМЕНТ З ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА ДЛЯ ЗЗСП БІЧНОГО ТИПУ

Фізичний експеримент з визначення гідравлічних ЗКП для ЗЗСП бічного типу було проведено на ДК масштабів M_1 1:1, та M_2 1:4 в умовах земного тяжіння. За модельні рідини було використано дистильовану воду (для M_1 1:1) та гас (для M_2 1:4).

Подібність гідродинамічних процесів, що відбуваються під час спорожнення ДК у земних умовах та в умовах космічного польоту у натурних баках з паливом, забезпечувалось рівністю безрозмірних чисел Фруда (Fr), Рейнольдса (Re), Струхалія (St), та геометричної подібності [8].

Число Фруда:

$$Fr = \frac{\dot{V}_M}{a_{XM} \cdot L_M^5} = \frac{\dot{V}_H}{a_{XH} \cdot L_H^5},$$

число Рейнольдса:

$$Re = \frac{W_M \cdot L_M}{\nu_M} = \frac{W_H \cdot L_H}{\nu_H},$$

число Струхалія:

$$St = \frac{a_M \cdot \tau_M^2}{L_M} = \frac{a_H \cdot \tau_H^2}{L_H},$$

геометрична подібність:

$$\frac{L_H}{L_M} = M,$$

де a_M, a_H — модельне і натурне прискорення, m/c^2 ; τ_M, τ_H — модельний і натурний час, c ; L_M, L_H — лінійний розмір, m ; \dot{V}_M, \dot{V}_H — модельні і натурні об'ємні витрати, m^3/c ; W_M, W_H — модельна і натурна швидкість течії рідини, m/c ; ν_M, ν_H — модельна і натурна кінематична в'язкість, m^2/c .

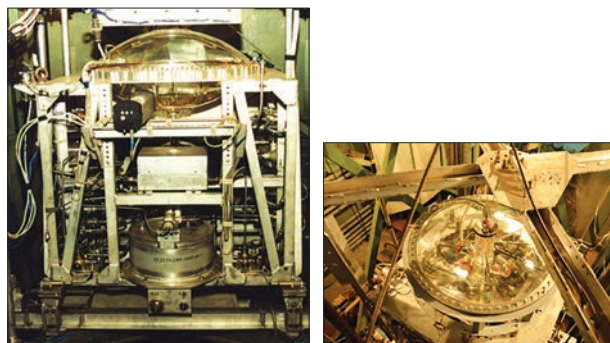


Рис. 2. Фото процесу наповнення дослідних конструкцій M_1 1:1 модельною рідиною (водою)

Дослідна конструкція M_1 1:1 була нижньою частиною штатного бака пального разом з ЗЗСП бічного типу та ВМ, на кінці якої було встановлено фотометричний давач суцільності. Перед початком експерименту дослідна конструкція заповнювалась модельною рідиною (водою). Потрібне значення витрат рідини під час проведення експерименту забезпечувалось завдяки попередньому налаштуванню дросельного механізму відсічного клапана. У процесі експерименту після фіксації давачем суцільності наявності газових включень у потоці рідини, виконувалась відсічка ЗКП, та їхній злив по байпасній лінії до вимірювальної ємності, де визначались значення ЗКП. На рис. 2 наведено фото процесу наповнення ДК M_1 1:1 модельною рідиною (водою).

Дослідна конструкція M_2 1:4 була нижньою частиною штатного бака пального, виконаною з прозорого органічного скла, разом з ЗЗСП бічного типу та ВМ, на кінці якої було встановлено фотометричний давач суцільності. ДК було інтегровано у кінематичну модель (КМ), до складу якої входили:

- система керування та вимірювання (СКТВ);
- пневмогідросистема (ПГС);



а б

Рис. 3. Фото загального виду КМ (а) і ДК (б) для гідродинамічних іспитів M_2 1:4

Таблиця 2. Маса M статичних гідравлічних залишків компонентів палива для бічного ЗП, в залежності від числа Фруда F_r

F_r	M , кг	F_r	M , кг
M_1 1:1 (вода)		M_2 1:4 (гас)	
12.49	76.50	18.19	83.34
11.97	82.03	19.87	104.72
14.66	78.87	20.80	99.22
18.23	94.68	20.83	105.82
19.51	94.68	20.84	94.04
23.61	101.00	21.11	91.60
27.32	102.58	21.21	94.55
27.32	105.75	21.37	86.00

- система відеовимірювань.

Перед початком експерименту дослідна конструкція заповнювалась модельною рідиною (гасом). Потрібне значення витрат рідини під час експерименту забезпечувалось створенням необхідного тиску у ДК. Під час експерименту відповідні давачі фіксували тиск у ДК, витрати рідини, суцільність потоку рідини на виході з ВМ, тиск у зливній ємності, проводилась відеофіксація процесу зливання модельної рідини з ДК до зливної ємності.

Розрахунок ЗКП виконувався обчислювальною станцією системи керування та вимірювання на основі отриманих даних.

На рис. 3 наведено фото загального виду КМ для гідродинамічних іспитів і ДК (окремий вид) M_2 1:4 відповідно.

Результати іспитів з визначення маси статичних гідравлічних ЗКП у КМ масштабів M_1 1:1 та M_2 1:4 для ЗЗСП бічного типу, в залежності від значень числа Фруда Fr , які були перераховані для натурних умов, наведено у табл. 2.

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС ВИПОРОЖНЕННЯ БАКА І ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА ДЛЯ ЗЗСП БІЧНОГО ТИПУ

З розвитком обчислювальної техніки та числових методів розв'язування диференціальних рівнянь руху рідини з'явилась можливість заміни практично повсюдного використання емпіричних залежностей більш точним обчислювальним експериментом, яку дуже активно стали використовувати інженери-проектувальники ЗЗСП [7, 14, 15, 19, 20].

Так, до 1990-х років у США компаніями «Lockheed Martin» і «PMD Technology» було повністю сформовано та багаторазово апробовано науково-інженерний підхід до розробки ЗЗСП, який дозволяв розширити модельний ряд, оптимізувати параметри конструкції, зменшити строк проектування і здешевити кінцеву вартість виробів. Такий підхід повністю базувався на використанні методів обчислювальної гідрогазодинаміки (Computational Fluid Dynamics — CFD). З часом він став повсюдно визнаним інженерним інструментом.

До ключових проєктів, які підтвердили можливість числових методів при розробці ЗЗСП, стали місії телескопів SDO і JWST; космічної експериментальної платформи NFIRE; дослідницького супутника MESSENGER.

При цьому під час місії MESSENGER на орбіті Меркурія розробники виконали багаторазові розрахунки у CFD, щоб оптимізувати послідовність вмикання маршового двигуна для звільнення ЗКП, який «прилип» до перегоронок бака. Прогнози, отримані CFD-методом, були дуже доцільними та точними, що у черговий раз підтвердило економічну і наукову доцільність використання методів чисельного моделювання в ракетно-космічній галузі.

У Європі за відсутності доступної бази даних результатів наземного відпрацювання різноманітних конструкцій ЗЗСП процес впроваджен-

ня чисельних методів при розробці ЗЗСП йшов більш повільними темпами. Прискорення йому надала робота над спільним з США проєктом «Space Shuttle» наприкінці 1980-х років. Під час його реалізації було проведено широкомасштабні дослідження з використанням дослідницької платформи ЕМТЕ, що дозволило отримати гарну початкову базу даних. Надалі європейські розробники ЗЗСП подовжували розширювати наявну базу даних під час втілення різноманітних проєктів. Проводились як експерименти, так і розрахунки чисельними методами.

В Україні інженери ДП «КБ «Південне» почали використовувати чисельні методи при проєктуванні ЗЗСП з 2012 р., після придбання ліцензії на програмний пакет ANSYS. Як і у випадку з європейськими інженерами, поповнення необхідної для верифікації чисельних розрахунків бази експериментальних даних йшло разом з виконанням робіт над проєктом РН «Циклон-4». І якщо на перших етапах робіт проєктні параметри ЗЗСП підтверджувались виключно результатами експериментів на наземних гідродинамічних стендах та стендах невагомості, то на заключних етапах почали паралельно застосовуватись чисельні методи. Застосування чисельних методів дозволило скоротити: кількість використаних ДК, необхідну кількість випробувань, тривалість іспитів, і, щонайважливіше, скоротити загальні матеріальні витрати.

Для розв'язання поточної задачі чисельне моделювання виконувалось для повномасштабного (натурного) паливного бака та натурних умов польоту РН «Циклон-4».

Процес чисельного моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗЗСП бічного типу у програмному пакеті обчислювальної гідродинаміки ANSYS Fluent складався з кількох етапів:

- побудова 3D-моделі розрахункової області течії рідини;
- побудова розрахункової сітки;
- вибір математичної моделі розрахунку;
- завдання властивостей матеріалів;
- завдання початкових та граничних умов;
- завдання параметрів вирішувача;
- обчислювання;

- візуалізація, обробка та аналіз результатів обчислювання.

Точність та достовірність результатів чисельного експерименту залежала від коректності виконання кожного з перелічених етапів.

При проведенні чисельного експерименту було прийнято ряд спрощень та допущень (в основному при побудові 3D-моделі), оскільки врахувати всі фактори, що впливають на поведінку рідини в натурних умовах польоту РН, практично неможливо.

Також деяке погіршення точності чисельного експерименту було пов'язане з обмеженою потужністю наявної обчислювальної техніки та обмеженням часового ресурсу.

Для чисельного експерименту було побудовано 3D-модель розрахункової області течії рідини, тобто змодельовані внутрішні порожнини натурального (повномасштабного) днища бака та ВМ без врахування товщин стінок (див. рис. 4, а, б). На базі 3D-моделі було створено розрахункову кінцево-елементну сітку [5]. Тип сітки — *Tetrahedrons*. Задіяні оператори *Curvature* та *Proximity*. Зовнішній вигляд створеної сітки та її параметри наведено на рис. 4, в.

Після завантаження розрахункової сітки у модулі CFD-розрахунків ANSYS Fluent було обрано [4]:

- метод розв'язування задачі — *Pressure-Based*;
- тип вирішувача для нестационарних розрахунків — *Transient*;
- значення прискорення вільного падіння — *Gravitational Acceleration* — 4.905 м/с^2 ;
- розрахункова модель течії — *Multiphase, Volume of Fluid (VOF)*. Кількість фаз — 2;
- турбулентна модель в'язкості — *Realizable k-ε (+2E)* (Ейлерова модель).

Для спрощення розрахунків перша фаза (газ), обрана як повітря (*air*); друга фаза — рідина, задана як несиметричний диметилгідразин *UDMH* (НДМГ ГОСТ В17803-72.НДМГ), відповідно задані його характеристики (щільність, в'язкість тощо).

У розділі *Boundary Conditions* (граничні умови) задано:

- на вході (*inlet*) — для фази mixture задано тип *pressure-inlet* — встановлено значення 202650 Па (2.1 ата) у полі *Gauge Total Pressure* (pascal);

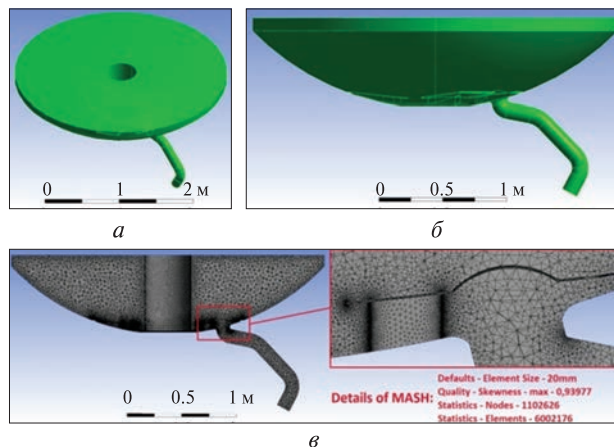


Рис. 4. 3D-модель розрахункової області течії рідини для чисельних розрахунків бічного ЗП: а — аксонометричний вигляд, б — вигляд спереду, в — розрахункова сітка

- на виході (*outlet*) — для фази mixture задано тип *velocity-inlet* — встановлено значення -3.95 м/с у полі *Velocity Magnitude*;

- для стінок (*wall*) — фаза mixture задано тип *wall* — у полі *Wall Adhesion* встановлено значення 0 рад для контактного кута змочування рідини *Contact Angles*; у полі *Roughness Height* встановлено значення 40 мкм для шорсткості стінок.

У розділі *Solution Methods* (методи розв'язування) обрано:

- схему сполучення тиску та швидкості — *PISO*;
- схему дискретизації градієнта — *Least Squares Cell Based*;
- схему дискретизації тиску — *PRESTO!*;
- схему дискретизації імпульсу, об'єму, кінетичної енергії, рівня розсіювання турбулентного потоку — *Second Order Upwind* (дискретизація 2-го порядку).

Задано початковий рівень рідини по координатах за допомогою функції *Adapt -> Region -> Mark*.

Після кінцевих налаштувань у розділі *Run Calculation* було здійснено розрахунок і отримано результати параметрів гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗСП бічного типу, які були відображені за допомогою модуля *Results*.

На рис. 5 наведено хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗСП

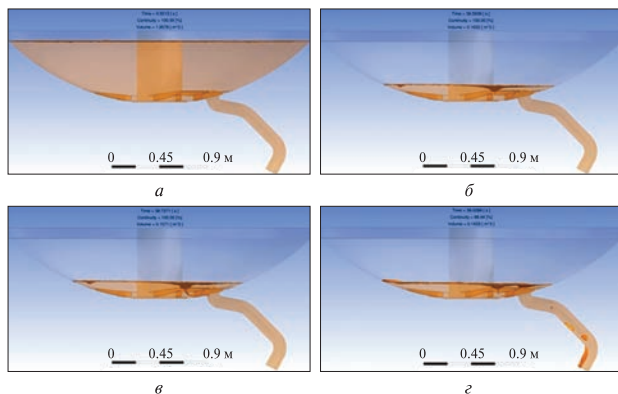


Рис. 5. Хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗЗСП бічного типу для чотирьох ключових моментів: *а* — початок зливу, *б* — занурення газової фази під таріль ЗЗСП бічного типу, *в* — занурення газової фази до входу у ВМ, *г* — занурення газової фази до входу у РУ

Таблиця 3. Значення маси компонентів палива та суцільність рідини у паливній системі живлення рушійної установки для бічного ЗП

Момент	Час, с	Суцільність, %	Маса КП, кг
T_1	0.0213	100	1547.64
T_2	38.5939	100	129.09
T_3	38.7271	100	124.19
T_4	39.0284	98	113.28

бічного типу для чотирьох ключових моментів ($T_1 \dots T_4$).

У табл. 3 наведено значення маси КП та суцільність рідини (наприкінці ВМ) у паливній системі живлення РУ для чотирьох ключових моментів випорожнення паливного бака з бічним ЗП.

ВЕРИФІКАЦІЯ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС ВИПОРОЖНЕННЯ БАКА І ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА ДЛЯ ЗЗСП БІЧНОГО ТИПУ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ФІЗИЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

Результати чисельного моделювання, як звичайно, верифікуються даними фізичного експерименту. Для порівняльного аналізу дані фізичного експерименту, наведені у табл. 2, було нанесено на графік залежності маси ЗКП від числа Fr

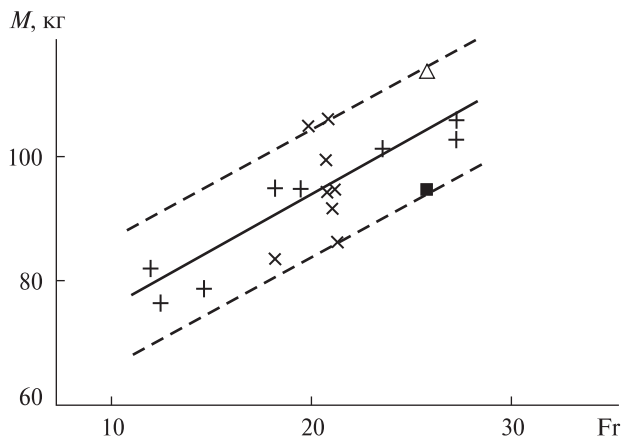


Рис. 6. Графік залежності маси ЗКП на момент занурення газової фази до входу у РУ від числа Fr: хрестики — результати експериментального відпрацювання M_1 1:1 (вода); косі хрестики — результати експериментального відпрацювання M_2 1:4 (газ); квадратик — результати розрахунків за емпіричними залежностями; трикутник — результати CFD-моделювання; суцільна пряма — лінійна апроксимація експериментальних даних; штрихові прямі — межі розкиду експериментальних даних

(рис. 6) разом з даними чисельного моделювання та даними попередніх розрахунків за емпіричними залежностями (див. табл. 1) для ЗЗСП бічного типу. Значення чисел Fr та маси ЗКП приведено для повномасштабного бака пального (разом з ВМ) та натурних умов польоту на момент занурення газової фази до входу у РУ. При цьому, оскільки розрахункове значення ЗКП для ЗЗСП бічного типу (див. табл. 1) було отримано для бака пального без ВМ на момент занурення газової фази до входу у ВМ, його значення на момент занурення газової фази до входу у РУ (M_6'') буде дорівнювати

$$M_6'' = M_{33СП\ 6.т.}^{сум\ ЗКП} + M_{33СП\ 6.т.}^{КП\ ВМ} - \tau^* \cdot \dot{G}_{РУ}, \quad (1)$$

де $M_{33СП\ 6.т.}^{сум\ ЗКП}$ — сумарна маса ЗКП. $M_{33СП\ 6.т.}^{сум\ ЗКП} = M_{33СП}^{сум}$ для ЗЗСП бічного типу (див. табл. 1), $M_{33СП\ 6.т.}^{КП\ ВМ} = 10.67$ кг — маса КП у ВМ бака з ЗЗСП бічного типу, $\tau^* \approx 0.3$ с — час, за який газова фаза занурюється від входу у ВМ до входу у РУ; теоретично цей час залежить від конфігурації ВМ, шляху, що долає газова фаза від входу у ВМ до входу у РУ, та швидкості її занурення. Величина $\dot{G}_{РУ} = 38.57$ кг/с — вагові витрати КП до РУ.

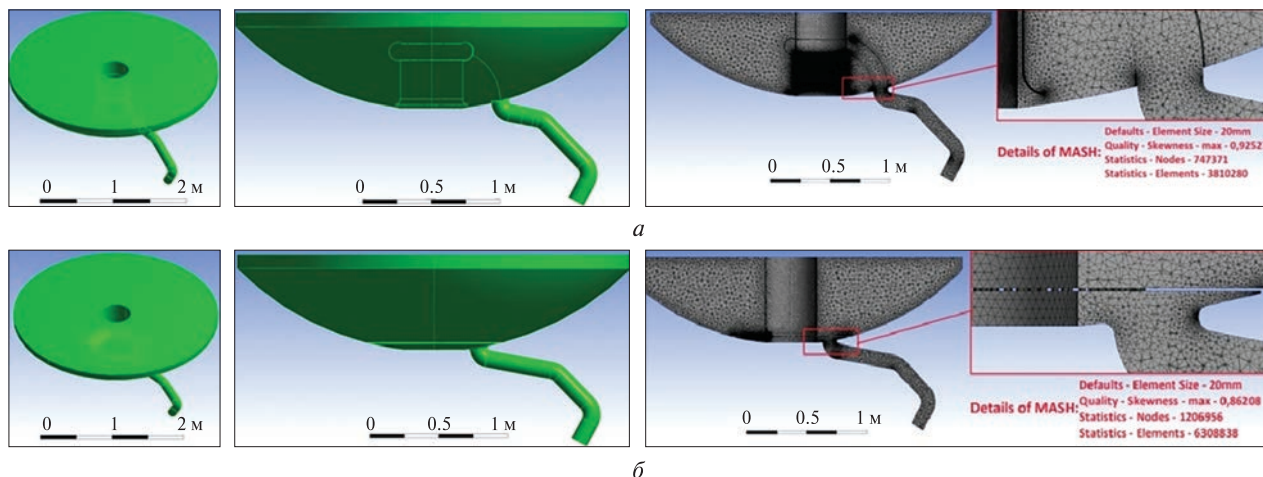


Рис. 7. 3D-моделі розрахункової області течії рідини для чисельних розрахунків: а — сифонного ЗЗСП, б — кільцевого ЗЗСП. Зліва — аксонометричний вигляд, посередині — вигляд спереду, справа — розрахункові сітки

Для точнішого врахування маси КП, на яку зменшиться сумарне значення ЗКП за час занурення газової фази від входу у ВМ до входу у РУ, замінимо у формулі (1) значення множника $\tau^* \cdot \dot{G}_{\text{РУ}}$ на різницю $M_{T_4} - M_{T_3}$ (див. табл. 3). У цьому випадку формула (1) буде мати вигляд

$$M_6'' = M_{\text{ЗЗСП б.т.}}^{\text{сум ЗКП}} + M_{\text{ЗЗСП б.т.}}^{\text{КП ВМ}} - M_6^*, \quad (2)$$

де $M_6^* = M_{T_4} - M_{T_3}$. Для ЗЗСП бічного типу $M_6^* = 10,91$ кг.

Як видно з рис. 6, значення ЗКП для ЗЗСП бічного типу, отримане методом чисельного моделювання, лежить у межах розкиду значень експериментальних даних та відхиляється від лінії апроксимації експериментальних даних приблизно на 9 % (середньо апроксимоване за результатами експерименту значення ЗКП дорівнює 104 кг, при $Fg = 25,81$) при загальному відхиленні розкиду значень експериментальних даних ± 12 %. Це свідчить про дотримання гідродинамічної подібності при 3D-моделюванні та підтверджує коректність виконання поставлених задач чисельного експерименту.

Прийняті при проведенні чисельного експерименту спрощення, обмежена потужність наявної обчислювальної техніки та обмеження часового ресурсу суттєво не вплинули на достовірність отриманих результатів, тому що вони підтверджуються даними фізичного експерименту. Це означає, що отримана математична

модель може використовуватися для чисельного моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для сифонного та кільцевого ЗЗСП.

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС ВИПОРОЖНЕННЯ БАКА І ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА ДЛЯ СИФОННОГО ТА КІЛЬЦЕВОГО ЗЗСП

Чисельне моделювання виконувалося для повномасштабного (натурного) паливного бака I-го ступеня та натурних умов польоту РН «Циклон-4» з альтернативними варіантами ЗЗСП: сифонним та кільцевим.

Для чисельного моделювання було побудовано 3D-модель розрахункової області течії рідини, тобто змодельовані внутрішні порожнини натурного (повномасштабного) днища бака та ВМ, без врахування товщин стінок для сифонного (рис. 7, а) та кільцевого (рис. 7, б) ЗЗСП.

На базі 3D-моделі було створено розрахункову кінцево-елементну сітку [5]. Тип сітки — *Tetrahedrons*. Задіяні оператори — *Curvature* та *Proximity*. Зовнішній вигляд створеної сітки та її параметри для сифонного та кільцевого ЗЗСП також наведено на рис. 7 (справа).

У подальшому у модулі CFD-розрахунків ANSYS Fluent після завантаження розрахункової сітки обирались налаштування та задавались

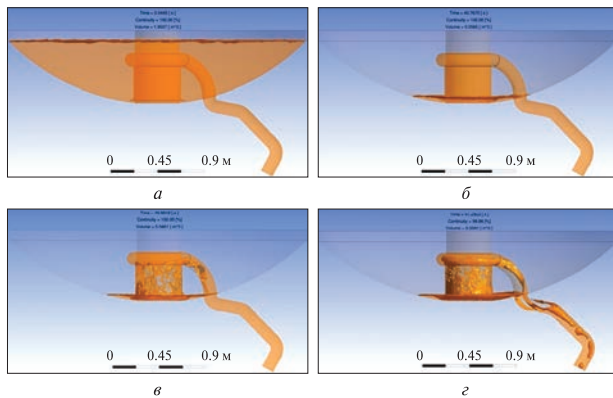


Рис. 8. Хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для сифонного ЗЗСП для чотирьох ключових моментів: а — початок зливу, б — занурення газової фази до входу у сифонний ЗЗСП, в — занурення газової фази до входу у ВМ, г — занурення газової фази до входу у РУ

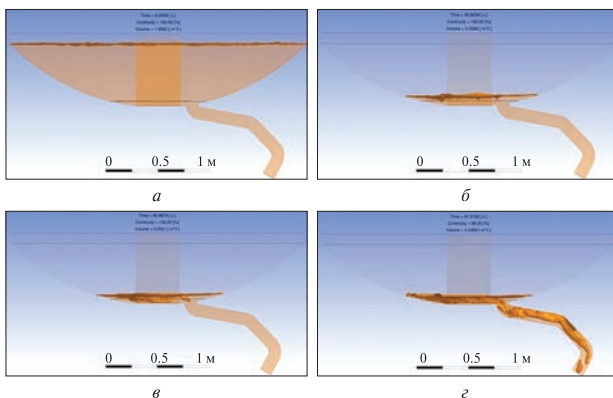


Рис. 9. Хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для кільцевого ЗЗСП для чотирьох ключових моментів: а — початок зливу, б — занурення газової фази під перфоровану пластину кільцевого ЗЗСП, в — занурення газової фази до входу у ВМ, г — занурення газової фази до входу у РУ

початкові та граничні умови згідно з методикою, відпрацьованою для ЗЗСП бічного типу [4].

Після розрахунків і отримання оцінок параметрів гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для сифонного і кільцевого ЗЗСП, вони були візуалізовані за допомогою модуля **Results**.

На рис. 8 та 9 наведено хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для си-

фонного і кільцевого ЗЗСП (відповідно) для чотирьох ключових моментів $T_1 \dots T_4$.

У табл. 4 наведено значення маси КП та суцільність рідини (наприкінці ВМ) у паливній системі живлення РУ для чотирьох ключових моментів випорожнення паливного бака з сифонним та кільцевим ЗЗСП.

АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ

Оскільки значення гідравлічного ЗКП визначається для системи живлення РУ РН, яка складається з паливного бака та ВМ, то для коректного порівняння та аналізу результатів аналітичних розрахунків, які проводились без урахування ВМ, з результатами чисельного моделювання, потрібно провести перерахунки ЗКП для сифонного та кільцевого ЗЗСП (табл. 1) за такими формулами:

$$M_c'' = M_{с.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП} + M_{к.ЗЗСП}^{КП\ ВМ} - M_c^*, \quad (3)$$

$$M_k'' = M_{к.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП} + M_{к.ЗЗСП}^{КП\ ВМ} - M_k^*. \quad (4)$$

У формулі (3) для сифонного ЗЗСП: $M_{с.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП}$ — сумарна маса ЗКП, $M_{с.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП} = M_{ЗКП}^{сум}$ (див. табл. 1), $M_{к.ЗЗСП}^{КП\ ВМ} = 10.75$ кг — маса КП у ВМ бака, $M_c^* = 9.48$ кг — маса КП, на яку зменшиться сумарне значення ЗКП за час занурення газової фази від входу у ВМ до входу у РУ. У формулі (4) для кільцевого ЗЗСП: $M_{к.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП}$ — сумарна маса ЗКП, $M_{к.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП} = M_{ЗКП}^{сум}$ (див. табл. 1), $M_{к.ЗЗСП}^{КП\ ВМ} = 12.09$ кг — маса КП у ВМ бака, $M_k^* = 12.10$ кг — маса КП, на

Таблиця 4. Значення маси компонентів палива та суцільність рідини у паливній системі живлення рушійної установки для сифонного та кільцевого ЗЗСП

Момент	Час, с	Суцільність, %	Маса КП, кг
<i>Сифонний ЗЗСП</i>			
T_1	0.0445	100	1542.03
T_2	40.7670	100	46.24
T_3	40.9919	100	36.44
T_4	41.2503	99	26.96
<i>Кільцевий ЗЗСП</i>			
T_1	0.0439	100	1546.61
T_2	40.8234	100	47.27
T_3	40.9879	100	41.19
T_4	41.3169	98	29.09

яку зменшиться сумарне значення ЗКП за час занурення газової фази від входу у ВМ до входу у РУ.

Розрахункові значення M'' статичного гідравлічного ЗКП, отримані для системи живлення РУ РН за формулами (2)–(4), значення M''_{CFD} , отримані при чисельному моделюванні для всіх трьох варіантів ЗЗСП, та їхнє стандартне відхилення σ від наведено у табл. 5.

Як видно з табл. 5, значення гідравлічних ЗКП, отримані чисельним моделюванням, дуже відрізняються від значень, розрахованих за допомогою методики [11], що ґрунтується на емпіричних та напівемпіричних залежностях. Але результати чисельного моделювання для ЗЗСП бічного типу відхиляються від лінії осереднення експериментальних даних приблизно на 9 % (середнє апроксимоване за результатами експерименту значення ЗКП дорівнює 104 кг, при $Fg = 25.81$), при загальному відхиленні розкиду значень експериментальних даних ± 12 %. Це дає можливість висунути гіпотезу, що розроблена методика чисельного моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП є дійсною, а отримані при її використанні значення ЗКП для бічних, сифонних і кільцевих ЗП будуть лежати у межах ± 15 % від середньо апроксимованого значення фізичного експерименту.

Таблиця 5. Параметри статичного гідравлічного ЗКП

Тип ЗЗСП	M'' , кг	M''_{CFD} , кг	σ , %
Конструкція бічного типу	94.56	113.28	20.8
Сифонний ЗП	32.87	26.96	18.0
Кільцевий ЗП	47.48	29.09	38.7

Таблиця 6. Зміна маси $\Delta M''_{CFD}$ корисного вантажу у випадку впровадження сифонного чи кільцевого ЗЗСП відносно штатного ЗЗСП бічного типу за результатами чисельного моделювання

Тип ЗЗСП	$\Delta M''_{CFD}$, кг
Штатна конструкція бічного типу	0
Сифонний ЗЗСП	+5.4
Кільцевий ЗЗСП	+5.2

Відхилення значень ЗКП за результатом чисельного моделювання кільцевого ЗП на 38.7 % пояснюється тим, що аналітична методика [11], за якою було оцінено попереднє значення ЗКП (47.48 кг), не враховувала конструктивних особливостей бака з кільцевим ЗЗСП, де течія рідини у жолобі під перфорованою пластиною може відбуватися за «поршневим» принципом. Це можливо, коли початкове занурення газової фази під пластину відбувається у самому дальньому від ВМ її секторі, що надалі може призвести до повного рівномірного випорожнення жолоба за «поршневим» принципом. Частково цей ефект спостерігається на хронометражі процесу чисельного моделювання випорожнення бака з кільцевим ЗЗСП (рис. 9, б–г).

Таким чином, значення ЗКП, отримані за допомогою чисельного моделювання, повністю відтворюють фізичну картину випорожнення бака та формування ЗКП і є більш достовірними, ніж значення, отримані за допомогою аналітичних розрахунків.

Із табл. 5 випливає, що найменшу масу ЗКП забезпечує сифонний ЗЗСП, як за аналітичними, так і за чисельними розрахунками. Виходячи із отриманих значень ЗКП у баку пального для розглянутих варіантів ЗЗСП, за методикою і рекомендаціями [3] визначено зміну енергетичних характеристик РН «Циклон-4». Для цього оцінювалася зміна маси корисного вантажу, який може бути виведено РН на опорну орбіту відносно штатного ЗЗСП бічного типу. У табл. 6 наведено значення зміни маси корисного вантажу у випадку впровадження сифонного і кільцевого ЗЗСП відносно штатного ЗЗСП бічного типу за результатами чисельного моделювання.

ВИСНОВКИ

Результати розрахунково-аналітичних та експериментальних робіт засвідчили, що ЗКП найменший у випадку використання сифонного ЗЗСП. Основними перевагами його є:

- зменшення середнього значення статичного гідравлічного ЗКП у системі живлення РУ РН «Циклон-4», з 104 кг (для штатного ЗЗСП бічного типу), до 26.96 кг (різниця становить 77.04 кг і є суттєвою);

- забезпечення рівномірного зниження рівня КП у баку;
- зменшення динамічної складової сумарного залишку як наслідок зменшення $H_{кр}$ завдяки центральному відбиранню КП;
- запровадження сифонного ЗЗСП для живлення рульової РУ не потребує доопрацювання у баку пального ЗЗСП маршової РУ.

У підсумку впровадження в конструкцію паливного бака РН «Циклон-4» замість бічного — більш досконалого сифонного ЗЗСП дозволить підвищити енергетичні характеристики РН шляхом збільшення маси корисного вантажу, який виводиться на опорну навколосезну орбіту, на 5.4 кг.

Як показали результати проведених робіт, застосування при виконанні проектно-конструкторських робіт з розробки, оптимізації та вдосконалення, замість звичайного використання емпіричних та напівемпіричних залежностей, методів чисельного моделювання (CFD-моделювання), дозволяє:

- отримувати більш точні результати;
- скоротити кількість використаних ДК;
- скоротити необхідну кількість випробувань;
- скоротити тривалість проведення іспитів;
- скоротити сукупну тривалість обчислювальних та проектно-експериментальних робіт;
- скоротити загальні матеріально-технічні витрати і, як наслідок, здешевити кінцеву вартість продукту розробки, що підвищить його конкурентоспроможність.

ПОДАЛЬШІ РОБОТИ

У подальшому планується:

- проведення чисельного моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення динамічної складової ЗКП для бічного, сифонного та кільцевого ЗЗСП;
- проведення порівняльного аналізу і підтвердження оптимальної конструкції ЗЗСП за результатами чисельного моделювання.

ЛІТЕРАТУРА

1. Баранов Д. А., Еленев В. Д. *Типовые решения в проектировании и конструировании элементов ракет-носителей*. Учеб. пособ. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2020. 112 с.
2. Беляев Н. М. *Расчет пневмогидравлических систем ракеты*. М.: Машиностроение, 1983. 223 с.
3. Бізниченко В. В., Джур Є. О., Краснікова Р. Д. та ін. *Проектування і конструкція ракет-носіїв*. За ред. акад. С. М. Конюхова. Д.: Вид-во ДНУ, 2007. 504 с.
4. Зиганшин А. М. *Вычислительная гидродинамика. Постановка и решение задач в процессоре Fluent*. Казань: Изд-во Казан. гос. архитектур. строит. ун-та, 2013. 79 с.
5. Кривцов А. В. *Изучение влияния качества сетки и моделей турбулентности на результаты CFD-расчёта в ANSYS Fluent*. Самара: Изд-во гос. аэрокосм. ун-та им. С. П. Королева, 2013. 47 с.
6. Кузьміч І. Ю., Мінай О. М. Вибір оптимальної конструкції заборного пристрою у баку пального першого ступеню ракети-носія «Циклон-4». *Авіаційно-космічна техніка й технологія*. 2022. № 1. С. 25—33.
7. Кузьміч І. Ю., Мінай О. М. Влияние диджитализации на процессы проектирования и экспериментальной отработки в ракетно-космической отрасли на примере капиллярного заборного устройства. *Матер. XVI наук. читань «Дніпровська орбіта — 2021»*. Дніпро, 2021. С. 162—169.
8. Мишишев Г.Н. *Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов*. М.: Машиностроение, 1978. 248 с.
9. Мінай А. Н., Седых И. В., Кузьміч И. Ю. Применение методов численного моделирования при экспериментальной отработке заборных устройств центрального типа. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2019. № 6 (158). С. 33—41. <https://doi:10.32620/akt.2019.6.05>.
10. Токарев В. Е. Истечение жидкости из емкости с образованием воронки. *Изв. высш. учеб. завед. Сер. Авиационная техника*. 1967. № 3. С. 92—94.
11. Шевченко Б. А. *Расчетный и экспериментальный метод разработки средств забора компонентов топлива из баков летательных аппаратов с жидкостным ракетным двигателем*: дис. ... канд. тех. наук. Днепропетровск, 1990. 209 с.
12. Chen Lei, Liu Jintao, Li Wen, Yao Can, Zhu Honglai. Numerical simulation and microgravity experiment of fluid flow in the vane type. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. and Engineering*. 2019. **542**. P. 8. <https://doi:10.1088/1757-899X/542/1/012012>
13. Chen Shangdong, Duan Li, Kang Qi. Study on propellant management device in plate surface tension tanks. *Res. paper: Acta Mechanica Sinica*. 2021. P. 11. <https://doi:10.1007/s10409-021-01121-y>.

14. 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:10.2514/1.A33750>
15. Hartwig J. W. *Liquid Acquisition Devices for Advanced In-Space Cryogenic Propulsion Systems*. Elsevier Inc, 2016. 469 p.
16. Liu Jintao, Li Yong, Li Wen, Chen Lei, Guo Chongwu. Experimental study on liquid distribution in a vane type propellant tank. *J. Phys.: Conf. Ser.* 2019. **1314**. P. 8. <https://doi:10.1088/1742-6596/1314/1/012097> .
17. Manning R. E., Ballinger Ian, Bhatia Manoj, Dowdy Mack. Design of the Europa clipper propellant management device. *American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA Propulsion and Energy Forum*, Indianapolis, 2019. P. 19. <https://doi:10.2514/6.2019-3858>
18. Minai O. Influence of long-term stay elements of capillary intake devices in liquid propellant components on their parameters. *Aerospace Res. Bulgaria*, 2020. **32**. P. 175—192. <https://doi:10.3897/arb.v32.e15> .
19. Walter T., Philipp B., 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. P. 25.
20. Walter T., Jaekle D. Review and history of ATK space systems surface tension PMD tanks. *Space Propulsion*. 2018. P. 24.
21. Yusuf Aamir, Gopinathanb P. K., Kamatchi K., Jose Paul, Nageswaran G., Narayanan V. Design & development of propellant intake device for cryo upper stage LOX tank. *71st Int. Astronautical Congress (IAC): The CyberSpace Edition*, 2020. Virtual. P. 12. Paper code: IAC-20,C4,2,2,x57098.

REFERENCES

1. Baranov D. A., Elenev V. D. (2020). *Typical solutions in the design and construction of elements of launch vehicles*. Textbook. Samara: Samara Univ. Press, 112 p. [in Russian].
2. Belyaev N. M. (1983). *Calculation of pneumohydraulic systems of a rocket*. M.: Mashinostroenie, 223 p. [in Russian].
3. Bliznichenko V. V., Jur E. O., Krasnikova R. D. et al. (2007). *Design and construction of launch vehicles*. Ed. acad. S. M. Konyukhova. D.: Type of DNU, 504 p. [in Ukrainian].
4. Ziganshin A. M. (2013). *Computational fluid dynamics. Setting and solving problems in the Fluent processor*. Kazan: Kazansk Publishing House. state architect. builds. un-ta, 79 p. [in Russian].
5. Krivtsov A. V. (2013). *Studying the influence of mesh quality and turbulence models on the results of CFD calculation in ANSYS Fluent*. Samar: Publishing House of the State. aerospace. un-t them. S. P. Koroleva, 47 p. [in Russian]
6. Kuzmich I. Yu., Minai O. M. (2022). Selection of the optimal design of the intake device in the fuel tank of the first stage of the launch vehicle “Cyclone-4”. *Aerospace Engineering and Technology*, № 1, 25—33.
7. Kuzmich I. Yu., Minai O. M. (2021). The influence of digitalization on the processes of design and experimental development in the rocket and space industry on the example of a capillary intake device. *Materials of the XVI scientific readings “Dnieper Orbit - 2021”*. Dnepr, 162—169 [in Ukrainian].
8. Mikishev G. N. (1978). *Experimental methods in spacecraft dynamics*. M.: Mashinostroenie, 248 p. [in Russian].
9. Minai O. M., Sedykh I. V., Kuzmich I. Yu. (2019). Application of Numerical Simulation Methods in Experimental Development of Central Type Intake Devices. *Aerospace engineering and technology*, № 6 (158), 33—41. <https://doi:10.32620/akt.2019.6.05>. [in Russian].
10. Tokarev V. E. (1967). Fluid outflow from a container with the formation of a funnel. *News of higher educational institutions. Ser. Aviation technology*, № 3, 92—94 [in Russian].
11. Shevchenko B. A. (1990). *Calculation and experimental method for the development of means for the intake of fuel components from the tanks of aircraft with a liquid-propellant rocket engine*. PhD (Tech.). Dnepropetrovsk.
12. Chen Lei, Liu Jintao, Li Wen, Yao Can, Zhu Honglai. (2019). Numerical simulation and microgravity experiment of fluid flow in the vane type. *IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering*, **542**, 8. <https://doi:10.1088/1757-899X/542/1/012012> [in English].
13. Chen Shangtong, Duan Li, Kang Qi. (2021). Study on propellant management device in plate surface tension tanks. *Research paper: Acta Mechanica Sinica*, 11. <https://doi:10.1007/s10409-021-01121-y> [in English].
14. 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:10.2514/1.A33750> [in English].
15. Hartwig J. W. (2016). *Liquid Acquisition Devices for Advanced In-Space Cryogenic Propulsion Systems*. Elsevier Inc, 469 p. [in English].
16. Liu Jintao, Li Yong, Li Wen, Chen Lei, Guo Chongwu. (2019). Experimental study on liquid distribution in a vane type propellant tank. *J. Phys.: Conf. Ser.*, **1314**, 8. <https://doi:10.1088/1742-6596/1314/1/012097> [in English].
17. Manning R. E., Ballinger Ian, Bhatia Manoj, Dowdy M. (2019). Design of the Europa Clipper Propellant Management Device. *American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA Propulsion and Energy Forum*, 19. <https://doi:10.2514/6.2019-3858> [in English].

18. Minai O. (2020). Influence of long-term stay elements of capillary intake devices in liquid propellant components on their parameters. *Aerospace Res. in Bulgaria*, **32**, 175—192. <https://doi.org/10.3897/arb.v32.e15> [in English].
19. Walter T., Philipp B., 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** [in English].
20. Walter T., Jaekle D. (2018). Review and history of ATK space systems surface tension PMD tanks. *Space Propulsion*, **24** [in English].
21. Yusuf Aamir, Gopinathanb P. K., Kamatchi K., Jose Paul, Nageswaran G., Narayanan V. (2020). Design & Development of Propellant Intake Device for Cryo Upper Stage LOX Tank. *71st International Astronautical Congress (IAC): The CyberSpace Edition*, Virtual. P. 12. Paper code: IAC-20,C4,2,2,x57098 [in English].

Стаття надійшла до редакції 15.08.2023

Після доопрацювання 15.12.2023

Прийнято до друку 10.01.2024

Received 15.08.2023

Revised 15.12.2023

Accepted 10.01.2024

O. M. Minai, Head of Sector, post-graduate student

ORCID: 0000-0002-4180-0149

E-mail: minayan1976@gmail.com

I. Yu. Kuzmich, Design Engineer of the 1-st category, post-graduate student

ORCID: 0000-0002-3944-2602

E-mail: kuzmichyu82@gmail.com

M. K. Yangel Yuzhnoye State Design Office

3, Kryvorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

DETERMINATION OF THE OPTIMUM DESIGN OF THE MEANS TO ENSURE FUEL CONTINUITY USING THE METHOD OF NUMERICAL SIMULATION

Residues of liquid propellant components in the power system of the propulsion system at the end of the operation of the launch vehicle stage significantly affect its energy characteristics. The fuel continuity features found in modern launch vehicle tanks ensure a continuous supply of propellant components from the tank to the propulsion system without disrupting flow and minimizing residues. In the fuel tank of launch vehicles, the presence of a tunnel pipeline complicates, and in certain cases excludes the possibility of taking fuel from the pole of the tank. Solving the problem of fuel intake, in this case, allows the use of means to ensure the continuity of fuel of the side type. However, the use of such a device, due to the displacement relative to the pole of the bottom of the tank by a certain angle of the sampling point, can lead to an uneven level of breakthrough and immersion of the boost gas at the inlet to the flow line and, as a result, a significant increase in the remainder of the fuel components. The authors searched for and substantiated the optimal design of the means for ensuring fuel continuity on the example of the fuel tank of the first stage of the Cyclone-4 launch vehicle, which is equipped with a side-type fuel continuity means in the form of a profiled plate (plate). The designs of siphon and annular fuel continuity means are considered. An analytical calculation was carried out using empirical dependences, a physical experiment, and a numerical simulation of their main parameters. Based on the work performed, a comparative analysis of the change in the energy characteristics of the launch vehicle depending on the chosen design was carried out. The efficiency of the operation of the considered means of ensuring the continuity of the fuel is determined in terms of the mass parameter of the remainder of the propellant components under static conditions. The result of the experimental and computational-analytical work was to obtain the most optimal variant of the fuel continuity means, which turned out to be a siphon according to several parameters. The introduction of a siphon means of ensuring continuity, as more optimal, into the design of the fuel tank of the Cyclone-4 launch vehicle will improve its energy characteristics by increasing the mass of the output payload by 5.4 kg. Also, using the numerical modeling methods (CFD methods) for design work on development, optimization, and improvement, instead of empirical and semi-empirical dependencies, allows you to: obtain more accurate results; reduce the number of experimental designs; reduce the required number of tests; reduce the duration of examinations; reduce the total duration of computational and design and experimental work; reduce the overall material and technical costs and, as a result, reduce the final cost of the development product, which will increase its competitiveness.

Keywords: residues of fuel components; fuel continuity means; propulsion system; fuel tank; fuel components.