

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА

**СЄДИХ ІГОР ВІКТОРОВИЧ**



УДК 532.22/.542:629.764/.78(043.3)

**ВИБІР ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ІНЕРЦІЙНИХ ЗАСОБІВ  
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА В БАКАХ КОСМІЧНИХ  
СТУПЕНІВ РАКЕТ-НОСІЇВ**

05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів

**АВТОРЕФЕРАТ**

дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Дніпро – 2021

**Дисертацією є рукопис.**

Роботу виконано в Державному підприємстві «Конструкторському бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля Державного Космічного Агентства України, лабораторії самостійній науково-дослідній по проектуванню засобів забезпечення суцільності компонентів палива ракет Головного проектно-конструкторського підрозділу КБ-2.

**Науковий керівник:** доктор фізико-математичних наук, професор  
**Гоман Олег Гаврилович,**  
Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара  
Міністерства освіти і науки України,  
професор кафедри аерогідромеханіки та енергомасопереносу  
(м. Дніпро)

**Офіційні опоненти:** доктор технічних наук, професор  
**Стрельнікова Олена Олександрівна,**  
Інститут проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного  
Національної академії наук України,  
провідний науковий співробітник відділу  
гідроаеромеханіки енергетичних машин (м. Харків)

кандидат технічних наук, старший науковий співробітник  
**Ніколаєв Олексій Дмитрович,**  
Інститут технічної механіки Національної академії наук  
України і Державного космічного агентства України,  
старший науковий співробітник відділу динаміки  
гідромеханічних і віброзахисних систем (м. Дніпро)

Захист відбудеться «06» травня 2021 р. о 13:00 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 08.051.15 при Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України за адресою: 49005, м. Дніпро, вул. Наукова, 1, ФТФ, корп. №10.

З дисертацією можна ознайомитись у науковій бібліотеці Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара Міністерство освіти і науки України за адресою: 49005, м. Дніпро, вул. Казакова, 8.

Автореферат розіслано « 31 » березня 2021 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради Д 08.051.15,  
доктор технічних наук, професор



С.О. Давидов

## **ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ**

**Актуальність теми.** Під час виведення космічних апаратів на орбіту з довготривалими паузами між включеннями маршового двигуна потрібно забезпечити запуск двигуна в космосі, для чого потрібно гарантувати наявність палива на вході до витратних магістралей. При цьому, під впливом різноманітних факторів, таких, як мікрогравітація, тиск сонячного вітру, залишковий аеродинамічний опір та інші, паливо в баці може займати будь яке положення, у тому числі збиратися біля верхнього днища бака. Для забезпечення повторного запуску маршового двигуна в ракетній техніці знайшов застосування метод, згідно з яким завчасно до команди на запуск маршового двигуна за допомогою двигунів малої тяги створюється поздовжнє прискорення, завдяки якому відбувається осадження палива, заспокоєння його коливань та сепарація з нього газових включень. Ця система має назву інерційної системи забезпечення суцільності компонентів палива. Вибір параметрів цієї системи, таких як тяга двигунів малої тяги, їх кількість, час роботи й об'єм палива, потрібного на виконання маневру, є вкрай важливим, оскільки впливає на енергетичні характеристики ступеня ракети.

Вибір цих параметрів, в першу чергу, визначається часом потрібним на виконання маневру осадження, тобто часу, який потрібен на переміщення рідини з одного положення в інше.

Таким чином, обґрунтування вибору проектних параметрів інерційної системи забезпечення суцільності палива, спираючись на формули розрахунку часу осадження компонентів палива при польоті космічного ступеня ракети на основі проведення чисельних розрахунків з верифікацією їх результатами експериментального відпрацювання, є актуальною науковою задачею.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** В основу дисертації покладено матеріали та узагальнювальні дослідження, проведені автором під час виконання науково-дослідних робіт відповідно до тематичного плану Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара та «Стратегії космічної діяльності України на період до 2022 року» ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля, затвердженої Наказом Державного космічного агентства України № 100 від 21.05.2015р:

1. Закономірності процесів гідродинаміки і теплообміну в умовах низької гравітації та їх вплив на проектні параметри систем подачі палива літальних апаратів (номер теми ФТФ-26-13, номер держреєстрації 0114U000185).

2. Модернізація ракет-носіїв і космічних літальних апаратів щодо зниження несприятливого впливу на екологію навколоремного космічного простору (номер теми 6-242-11, номер держреєстрації 0111U001142).

3. Розробка перспективних систем запуску двигуна в умовах мікрогравітації для верхніх ступенів перспективних ракет-носіїв сімейств: «АКРК», «Маяк» та «Циклон», згідно до тематичних планів ДП «КБ «Південне».

**Мета і завдання дослідження.** Метою роботи є удосконалення вибору проектних параметрів інерційної системи забезпечення суцільності за рахунок

уточнення традиційних підходів до розрахунку часу потрібного на осадження компонентів палива.

Для досягнення поставленої мети було сформульовано наступні задачі:

- проаналізувати традиційний підхід до розрахунку часу, потрібного на переорієнтацію палива;
- провести експериментальне визначення часу, який потрібен на переорієнтацію палива;
- розробити математичну модель та алгоритм чисельного розрахунку й провести його за допомогою програмного пакету ANSYS Fluent, використовуючи за початкові дані, параметри отримані на експерименті і, таким чином, верифікувати отримані експериментально результати;
- удосконалити розрахункові формули, виконавши чисельні розрахунки, спираючись на підтверджену математичну модель та алгоритм виконання чисельного розрахунку;
- розробити методику вибору проектних параметрів інерційних засобів забезпечення суцільності для сфероциліндричних баків ракет-носіїв.

*Об'єкт дослідження* – методи і процеси керування компонентами палива в бакі ракети-носія під впливом мікроприскорення від роботи двигунів малої тяги інерційної системи забезпечення суцільності палива.

*Предмет дослідження* – закономірності та особливості впливу часу, потрібного для переорієнтації компонентів палива, на проектні параметри інерційних засобів забезпечення суцільності палива.

**Методи дослідження.** У роботі використано комплексний підхід, який включає аналіз і узагальнення результатів відомих теоретичних та експериментальних досліджень, методи чисельного розв'язання нелінійних рівнянь гідромеханіки і комп'ютерного моделювання. Проведено ряд експериментів на стенді невагомості з використанням кінематичної моделі та масштабних моделей баків; отримані результати верифіковано результатами чисельного моделювання у програмному комплексі ANSYS. Подальше проведення чисельних розрахунків також виконувалось з використанням програмного комплексу ANSYS, спираючись на попередньо розроблену верифіковану математичну модель та алгоритм.

**Наукова новизна отриманих результатів.** У результаті виконаних досліджень отримано такі нові наукові результати:

- Вперше розроблено новий розрахунково-експериментальний метод визначення часу, потрібного для виконання повного осадження компонентів палива у бакі перед повторним включенням маршового двигуна, оснований на об'єднанні результатів фізичного експерименту на стенді невагомості з чисельним експериментом у програмному пакеті ANSYS Fluent.
- Отримала подальший розвиток розрахункова модель визначення часу потрібного на переорієнтацію рідини в баках ракет-носіїв, за рахунок використання отриманих результатів розрахункових та експериментальних досліджень, виконаних при розробці дисертації;

– Отримала подальший розвиток фізична модель характеру руйнування поверхневого шару й подальшого переміщення рідини в баці при виконанні маневру переорієнтації, під впливом факторів виникаючих від роботи інерційної системи забезпечення суцільності палива.

**Достовірність і обґрунтування одержаних у дисертаційній роботі результатів** визначається: теоретичним аналізом явищ та процесів, що досліджують; коректністю постановок розв'язуваних завдань; збіжністю результатів чисельного і аналітичного моделювання; практичним використанням отриманих результатів у проектно-конструкторській діяльності, яке підтвердило правильність запропонованих рішень.

**Практичне значення отриманих результатів.** Застосування результатів на практиці дозволяє:

– використовуючи удосконалений підхід до визначення часу, що потрібен на переорієнтацію палива, можна оперативніше та з більшою точністю, ніж це було раніше, розраховувати цей час, тим самим, вже на етапі проектування дозволить оптимізувати енергетичні можливості ракети-носія за рахунок оптимізації закладених на ці маневри запасів палива;

– використовуючи розроблений розрахунково-експериментальний метод визначення часу, потрібного на виконання осадження компонентів палива в баці перед повторним включенням маршового двигуна, за рахунок заміни частини фізичних експериментів чисельними суттєво зменшити фінансові й часові витрати, потрібні на виконання проектних робіт;

– використовуючи удосконалені методики вибору основних проектних параметрів інерційних засобів забезпечення суцільності проводити розрахунки та вибір параметрів з більшою точністю, ніж це було раніше.

Результати отримані за допомогою методики та розрахунково-експериментального методу було використано для корегування циклограми роботи інерційної системи забезпечення суцільності при виконанні маневрів переорієнтації 3-го ступеня РН «Циклон-4», і успішно впроваджено в польотному завданні на перший запуск.

**Апробація результатів дисертації.** Основні результати дисертаційної роботи обговорювалися на науково-технічних нарадах ДП «КБ «Південне» та його структурних підрозділів.

Основні положення і результати досліджень, представлених в роботі, доповідалися й обговорювалися на наступних конференціях: 71-й Міжнародний астронавтичний конгрес IAC (CyberSpace Edition, 2020 р.); VII Міжнародна конференція «Космічні технології: сучасне та майбутнє» (м. Дніпро, 2019 р.); II Міжнародна науково-технічна конференція «Динаміка, міцність та моделювання в машинобудуванні» (Харків, 2020 р.); XVII і XIX – XXI Міжнародна молодіжна конференція «Людина і Космос» (м. Дніпропетровськ: 2015 р.; м. Дніпро: 2017 – 2019 рр.); Науково-практична конференція «Сучасні розрахунково-експериментальні методи обчислювання характеристик ракетно-космічної техніки» (м. Дніпро,

2019 р.); VI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Молодь. Техніка. Космос» (м. Санкт-Петербург, Росія, 2014 р.).

**Публікації та особистий внесок здобувача.** За результатами виконаних досліджень опубліковано 17 наукових робіт, з них 3 статті [1 – 3] – у виданнях, що входять до наукометричних баз даних (1 стаття у закордонному виданні, що включене до наукометричної бази Web of Science; 2 статті у виданнях, що включені до наукометричної бази Index Copernicus), 4 статті [4 – 7] – у фахових виданнях України, 9 праць [8 – 16] – в матеріалах наукових конференцій та збірниках тез доповідей, отримано один патент [17].

Всі етапи дослідження, аналіз і узагальнення теоретичних та експериментальних результатів, формулювання висновків та рекомендацій, які винесено на захист, отримані здобувачем особисто. Текст дисертації написано особисто автором.

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертаційна робота складається зі вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаних літературних джерел і додатків. Повний обсяг дисертації – 210 сторінок. Основний зміст викладено на 159 сторінках. Робота містить 106 рисунків, 11 таблиць. Список літературних джерел містить 109 найменувань. Три додатки на 34 сторінках.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

**У вступі** обґрунтовано актуальність теми дослідження, показано зв'язок роботи з науковими програмами, планами і темами, сформульовано мету роботи, основні напрямки досліджень, викладено наукову новизну та практичне значення дисертаційної роботи, наведено інформацію щодо апробації результатів роботи та публікації.

**У першому розділі** розглянуто методи керування паливом в баках космічних ступенів ракет-носіїв й виділено один цих методів, а саме керування положенням палива за допомогою інерційної системи забезпечення суцільності палива.

Спираючись на класичні роботи по гідродинаміці рідини в умовах мікрогравітації, у розділі описано характер течії рідини при переорієнтації компонентів палива за допомогою інерційної системи забезпечення суцільності. Також у розділі наведена традиційна методика розрахунку часу, потрібного на переорієнтацію компонентів палива в баках, який являється одним з головних параметрів при проектуванні інерційної системи забезпечення суцільності, поряд з тягою та кількістю двигунів малої тяги.

Спираючись на досвід проектування таких ракет-носіїв, як «Циклон-4» та «Циклон-4М», «Маяк-3Т», «Мікрон» та ґрунтуючись на працях фахівців ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля» Б.О. Шевченка, Г.І. Ільїна, Д.Е. Смоленського, В.А. Гаркуші, В.Г. Василини, а також фахівців ДНУ імені Олеся Гончара МОН України М.М. Біляєва, С.О. Давидова, ІТМ НАН України В.В. Пилипенка, А.Д. Ніколаєва, С.І. Долгополова, Інституту проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного О.О. Стрельнікової, Національного

аерокосмічного університету ім. М.С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» МОН України, ДП «Антонова» та ін., виділено процеси що відбуваються в баках під час виконання маневру переорієнтації, та чинники, які впливають на них. З урахуванням цього було проаналізовано традиційну методика розрахунку часу, запропоновану відомими вченими – В. Масікой, Д.Ф. Глюком, Г.В. Бёрдж та іншими, а також фахівцями провідних інститутів у ракетно-космічній галузі з Києва, Дніпра, Харкова та різними науковими інституціями (ESA, NASA).

На підставі проведеного аналізу сформульовано мету та завдання дослідження.

У другому розділі розглянуто процес виконання робіт з підтвердження достатності визначення розрахованого часу, який потрібен на переорієнтацію компонентів палива в бакі окислювача 3-го ступеня РН «Циклон-4». Вказані роботи виконувались на стенді невагомості ДП «КБ «Південне» з використанням масштабних моделей.

Розбіжності в умовах космічного польоту й відтворенням цих умов при земному тяжінні (відсутність  $g$ , відповідно, наявність фактору прискорення вільного падіння) викликає низку питань, які вирішуються забезпеченням рівності деяких безрозмірних комплексів, що характеризують сукупність модельних та натурних параметрів. Такі безрозмірні комплекси носять назву критеріїв подібності, а до параметрів відносять конструктивні параметри баків, фізико-хімічні параметри палива та деякі зовнішні діючі фактори.

За критерії при експериментальному підтвердженні часу осадження використовують:

– число Бонда (визначає співвідношення між масовими та капілярними силами)

$$Bo = \frac{\rho_H \cdot a_H \cdot l_H^2}{\sigma_H} = \frac{\rho_M \cdot a_M \cdot l_M^2}{\sigma_M} ; \quad (1)$$

– число Рейнольдса (визначає співвідношення між силами інерції рухомої рідини та силами в'язкості)

$$Re = \frac{w_H \cdot l_H}{\nu_H} = \frac{w_M \cdot l_M}{\nu_M} ; \quad (2)$$

– число Фруда (визначає співвідношення між силами інерції рухомої рідини та масовими силами)

$$Fr = \frac{w_H^2}{a_H \cdot l_H} = \frac{w_M^2}{a_M \cdot l_M} ; \quad (3)$$

– число гомохронности (Струхалія) (визначає співвідношення між темпом зміни зовнішніх факторів та рухом рідини)

$$Ho = \frac{w_H \cdot \tau_H}{l_H} = \frac{w_M \cdot \tau_M}{l_M} , \quad (4)$$

де  $w$  – характерна швидкість руху;  $a$  – прискорення;  $l$  – характерний розмір ємкості;  $\nu$  – кінематична в'язкість рідини;  $\rho$  – густина;  $\sigma$  – поверхневий натяг;  $\tau$  – характерний час.

Для моделювання повного процесу осадження, сепарації та заспокоєння

палива необхідно дотриматись на моделях рівності критеріїв Бонда  $Bo$  (1), Рейнольдса  $Re$  (2), гомохронності  $Ho$  (4) та краєвих кутів  $\theta$ .

Із співвідношень (1), (2) та (4) визначаються співвідношення між фізичними та геометричними параметрами:

$$\frac{a_M}{a_H} = \left(\frac{\sigma_M}{\sigma_H}\right)^3 \cdot \left(\frac{\rho_H}{\rho_M}\right)^3 \cdot \left(\frac{v_H}{v_M}\right)^4, \quad (5)$$

$$\frac{\tau_M}{\tau_H} = \left(\frac{\sigma_H}{\sigma_M}\right)^2 \cdot \left(\frac{\rho_M}{\rho_H}\right)^2 \cdot \left(\frac{v_H}{v_M}\right)^3, \quad (6)$$

$$\frac{\tau_M}{\tau_H} = \left(\frac{\sigma_H}{\sigma_M}\right)^2 \cdot \left(\frac{\rho_M}{\rho_H}\right)^2 \cdot \left(\frac{v_H}{v_M}\right)^3, \quad (7)$$

Дотримання рівності чисел  $Bo$  для капілярних засобів забезпечення суцільності викликає необхідність застосування такої модельної робочої рідини, в якій співвідношення  $\sigma/\rho$  та змочуваність були б близькими до натурної рідини, а це – бензин Б-70 та керосин Т-1.

Для компонентів ракетного палива тетраоксид діазоту та несиметричний диметилгідразин і вказаних модельних рідин забезпечення виконання умов рівності критеріїв Бонда (1) та критеріїв гомохронності (4) призводить до необхідності або використання геометричних розмірів моделей, близьких до натурних, або навіть більших, ніж в натурних системах. У більшості випадків для натурних розмірів баків вплив числа  $Re$  незначний, однак зі зменшенням розмірів модельних ємкостей вплив в'язкості на режим течії рідини збільшується. Вплив числа  $Re$  в моделі знімається як масштабний фактор, тобто результати, отримані на одному масштабі, підтверджуються на іншому масштабі.

Таким чином, можна стверджувати, що при моделюванні процесу осадження компонентів палива гідродинамічну подібність поведінки рідини у натурному баці та у модельній ємкості буде дотримано при рівності для модельних та натурних параметрів критеріїв Бонда  $Bo$  (1) і Фруда  $Fr$  (3).

Оскільки при випробуваннях за допомогою тяги газореактивної системи задається не швидкість, а прискорення модельної ємкості, то замінивши в критеріальних рівняннях  $w$  на  $a \cdot \tau$ , матимемо:

$$\frac{\rho_H \cdot a_H \cdot l_H^2}{\sigma_H} = \frac{\rho_H \cdot a_H \cdot l_H^2}{\sigma_H}, \quad (8)$$

$$\frac{a_H \cdot \tau_H^2}{l_H} = \frac{a_M \cdot \tau_M^2}{l_M}. \quad (9)$$

З рівності (9) отримуємо залежність для визначення необхідного модельного прискорення кінематичної моделі:

$$a_M = a_H \cdot \frac{\rho_H}{\rho_M} \cdot \frac{\sigma_M}{\sigma_H} \cdot \left(\frac{l_H}{l_M}\right)^2. \quad (10)$$

З рівнянь (8) та (9), шляхом виключення відношення  $\frac{a_H}{a_M}$ , отримуємо залежність для визначення характерного натурального часу; зокрема, ця формула



придатна буде й для визначення натурального часу переорієнтації  $\tau_H$  через визначений час переорієнтації на моделі  $\tau_M$ :

$$\tau_H = \tau_M \cdot \left(\frac{\rho_H}{\rho_M}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{\sigma_M}{\sigma_H}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{l_H}{l_M}\right)^{\frac{3}{2}}. \quad (11)$$

Для випробувань за робочу рідину було взято рафінат бензольного риформінга ТУ У 23.2-00149943-558:2006 (РБР), що є сучасним аналогом авіаційного бензину Б-70.

За об'єкт випробування використовувалась модельна ємкість сферичного бака, виготовлена в масштабі 1:12, конструктивна схема (а) та фото (б) якої наведені на рис. 1.

Об'єм заправки модельної ємкості робочою рідиною дорівнює:

– при моделюванні мінімально-необхідного штатного запасу на забезпечення повторного включення маршового двигуна:

$$V_M = 45 \cdot \left(\frac{1}{12}\right)^3 \text{ дм}^3;$$

– при моделюванні максимально-необхідного штатного запасу на забезпечення повторного включення маршового двигуна:

$$V_M = 612 \cdot \left(\frac{1}{12}\right)^3 \text{ дм}^3.$$

Випробування проводились на стенді невагомості ДП «КБ «Південне».

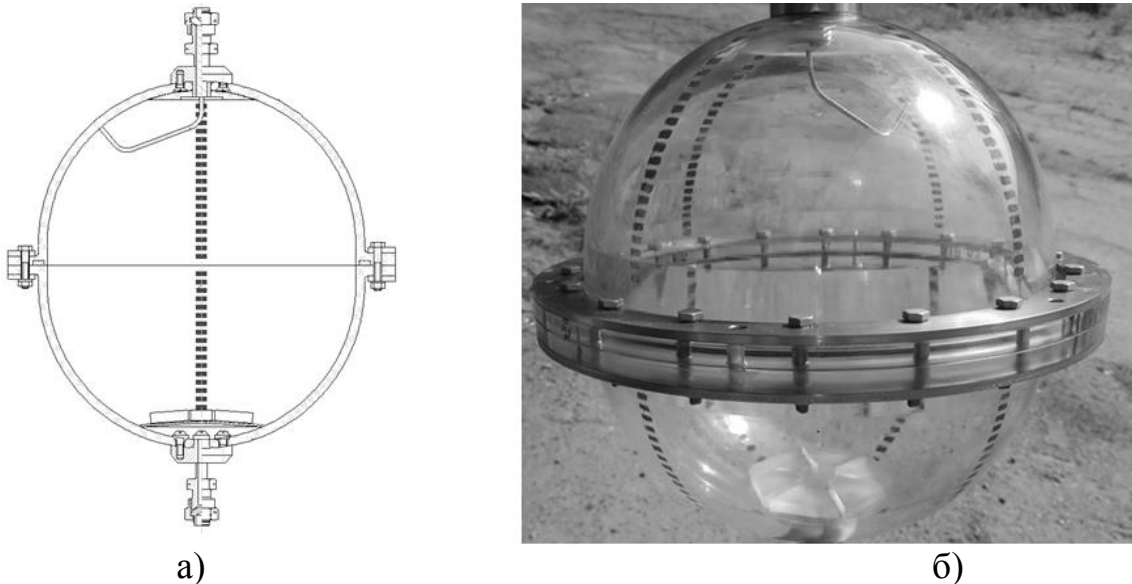


Рисунок 1. Конструктивна схема (а) та фото (б) дослідної конструкції

Для створення зовнішніх умов, діючих на рідину в модельній ємкості, використовувалась, так звана, кінематична модель.

Конструктивна схема (а) та фото (б) кінематичної моделі наведено на рис. 2.

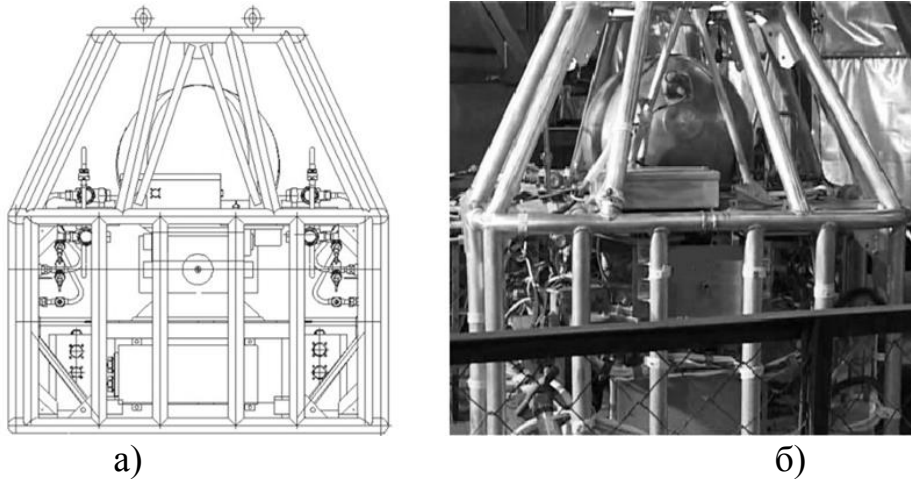


Рисунок 2. Конструктивна схема (а) та фото (б) кінематичної моделі

Отримані на випробуваннях залежності поздовжнього модельного прискорення від часу можна розділити на три характерні ділянки:

- ділянка вільного падіння кінематичної моделі ( $a_m \approx 0$ );
- ділянка відкриття електро-пневмоклапанів і набір тяги газореактивною системою;
- ділянка зниження поздовжнього прискорення за рахунок зниження тяги газореактивної системи та зростання аеродинамічного опору.

При чисельному моделюванні за допомогою програмного пакета ANSYS Fluent відтворювались ці три ділянки з різними залежностями поздовжнього прискорення від часу. Особливість програмного пакета ANSYS Fluent, за допомогою якого проводилось чисельне моделювання, полягає в тому, що задати в явному вигляді для математичної моделі змінне прискорення неможливо, і тому необхідно задавати змінність швидкості від часу. Тому для опису руху математичної моделі були визначені залежності швидкості від часу.

Для масштабної моделі:

- ділянка 1,  $t_m = 0 \dots 0,38$  с:

$$v_{m1} = 0, \text{ [м/с];} \quad (12)$$

- ділянка 2,  $t_m = 0,38 \dots 0,51$  с:

$$v_{m2} = 11,204 \cdot t_m^2 - 8,5154 \cdot t_m + 1,6179, \text{ [м/с];} \quad (13)$$

- ділянка 3,  $t_m = 0,51 \dots 2,3$  с:

$$v_{m3} = -0,103 \cdot t_m^3 - 0,5111 \cdot t_m^2 + 3,5143 \cdot t_m - 1,4564, \text{ [м/с];} \quad (14)$$

Для натурного бака:

- ділянка 1,  $t_n = 0 \dots 18,1$  с:

$$v_{n1} = 0, \text{ [м/с];} \quad (15)$$

- ділянка 2,  $t_n = 18,1 \dots 24,3$  с:

$$v_{n2} = 1,24 \cdot 10^{-3} \cdot t_n^2 - 0,045 \cdot t_n + 0,407, \text{ [м/с];} \quad (16)$$

- ділянка 3,  $t_n = 24,3 \dots 109,5$  с:

$$v_{n3} = -2,4 \cdot 10^{-7} \cdot t_n^3 - 5,67 \cdot 10^{-5} \cdot t_n^2 + 0,0186 \cdot t_n - 0,366, \text{ [м/с];} \quad (17)$$

У третьому розділі описано побудову чисельної моделі. Наведено

методику чисельного моделювання руху рідини в баці та описано постановку задачі чисельного експерименту. Також наведено всі необхідні налаштування й описано процес комп'ютерного розрахунку, в результаті якого було отримано графічні дані переміщення рідини в баці та проведено аналіз з порівнянням отриманих результатів чисельного моделювання з результатами випробувань.

Якщо рух ізотропної однофазної рідини відбувається при сталій температурі, то він визначається змінними величинами компонентів швидкості  $v_x, v_y, v_z$ , тиском  $P$  та густиною рідини  $\rho$ , для визначення яких необхідна наявність п'яти рівнянь. Цими рівняннями є: рівняння збереження маси (рівняння нерозривності), рівняння руху для кожного напрямку й рівняння стану, якщо середовище стисливе.

Якщо позначити через  $\vec{v}$  вектор швидкості, то рівняння збереження маси можна записати у вигляді

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{v}) = 0, \quad (18)$$

або в компонентах швидкості

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho v_z)}{\partial z} = 0. \quad (19)$$

При розгляді руху нестисливої рідини зміною густини можливо знехтувати ( $\rho = \text{const}, \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$ ) й спростити рівняння збереження маси  $\text{div} \vec{v} = 0$ .

Рівняння руху представляє собою математичний запис закону збереження імпульсу для елементарного об'єму рухомої в'язкої рідини. У формі рівняння Нав'є-Стокса воно має вигляд

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} = -\text{grad} p + \mu \Delta \vec{v} + \frac{1}{3} \mu \text{grad}(\text{div} \vec{v}) + \vec{f}, \quad (20)$$

де  $\Delta$  – оператор Лапласа;  $\mu$  – динамічна в'язкість;  $\vec{f}$  – об'ємна сила.

Для нестисливої рідини рівняння руху може бути записане у вигляді

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{v} \text{grad} \vec{v} = -\frac{1}{\rho} \text{grad} p + \nu \Delta \vec{v} + \frac{\vec{f}}{\rho}, \quad (21)$$

де  $\nu$  – кінематична в'язкість.

Для рідин рівнянням стану є залежність, яка по аналогії з законом Гука зв'язує зміну об'єму зі зміною тиску

$$dp = -K \frac{dV}{V}, \quad (22)$$

де  $K$  – об'ємний модуль пружності рідини;  $V$  – розглянутий об'єм рідини.

Оскільки при цьому йдеться про стискання певної маси рідини  $m$ , то можна стверджувати, що

$$dm = d(\rho V) = \rho dV + V d\rho = 0, \quad (23)$$

тобто  $\frac{dV}{V} = -\frac{d\rho}{\rho}$ , й рівняння стану для рідини має вигляд

$$dp = K \frac{d\rho}{\rho}. \quad (24)$$

Таким чином, якщо процес руху пружного середовища протікає в умовах, коли зміною температури можна знехтувати, він описується системою диференціальних рівнянь

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{v}) = 0, \\ \rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} = -\operatorname{grad} p + \mu \Delta \vec{v} + \frac{1}{3} \mu \operatorname{grad}(\operatorname{div} \vec{v}) + \vec{f}, \\ \frac{d\rho}{\rho} = \frac{dp}{K}. \end{cases} \quad (25)$$

Рівняння (18), (20) та (24) утворюють замкнуту систему (25), котра при певних крайових умовах може бути вирішена відносно змінних  $\vec{v}$ ,  $P$  и  $\rho$ .

Вище наведена система диференціальних рівнянь описує широкий клас фізичних явищ і має як завгодно велике число частинних розв'язків. Розв'язок, який відповідає даній конкретній задачі, визначається за допомогою крайових умов. Крайові умови включають до себе граничні й початкові умови.

Процес розв'язання гідродинамічної задачі в програмному пакеті обчислювальної гідродинаміки складається з наступних етапів: постановка задачі; визначення цілі обчислювання, отримання початкових даних; виділення обчислювальної області; побудова 3D-моделі (або 2D-моделі) обчислювальної області; створення обчислювальної сітки; вибір математичної моделі розрахунку; задання властивостей матеріалів; задання початкових та граничних умов; задання параметрів обчислювача; вибір часового кроку (для нестационарних розрахунків) або кількості ітерацій розрахунку (для стаціонарних обчислювань); процес комп'ютерного обчислення, візуалізація та аналіз результатів обчислювання.

На рис. 3 – 6 наведено форму вільної поверхні рідини, яку було отримано в результаті чисельного експерименту: на модельній ємкості (а), натурному баці (б) й отримана при фізичному експерименті на модельній ємкості (в), для характерних моментів часу  $t_m$ .

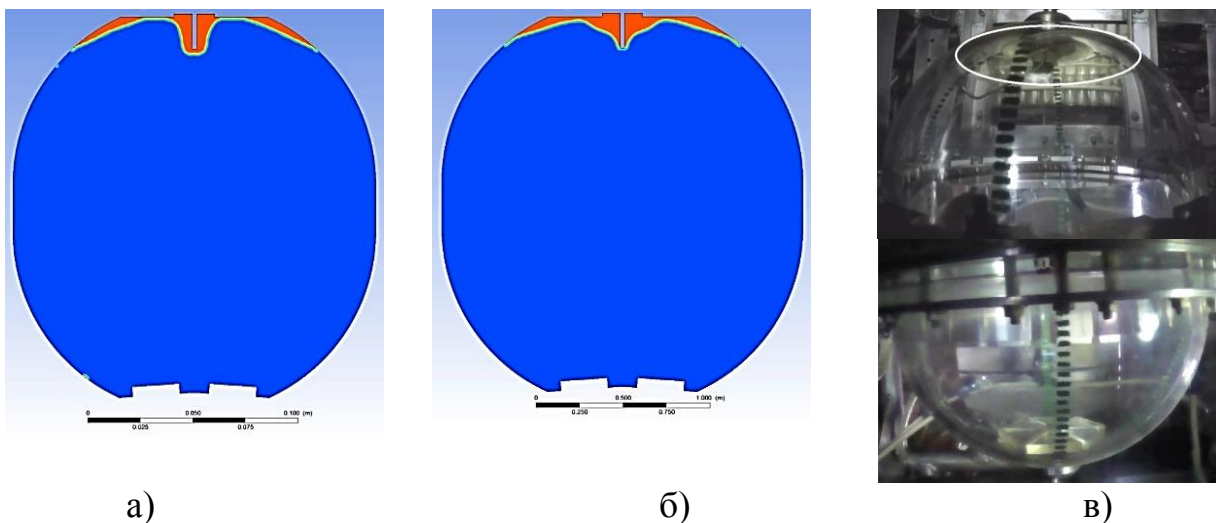


Рисунок 3. Форма вільної поверхні рідини в баці в момент часу  $t_m = 0,5$  с

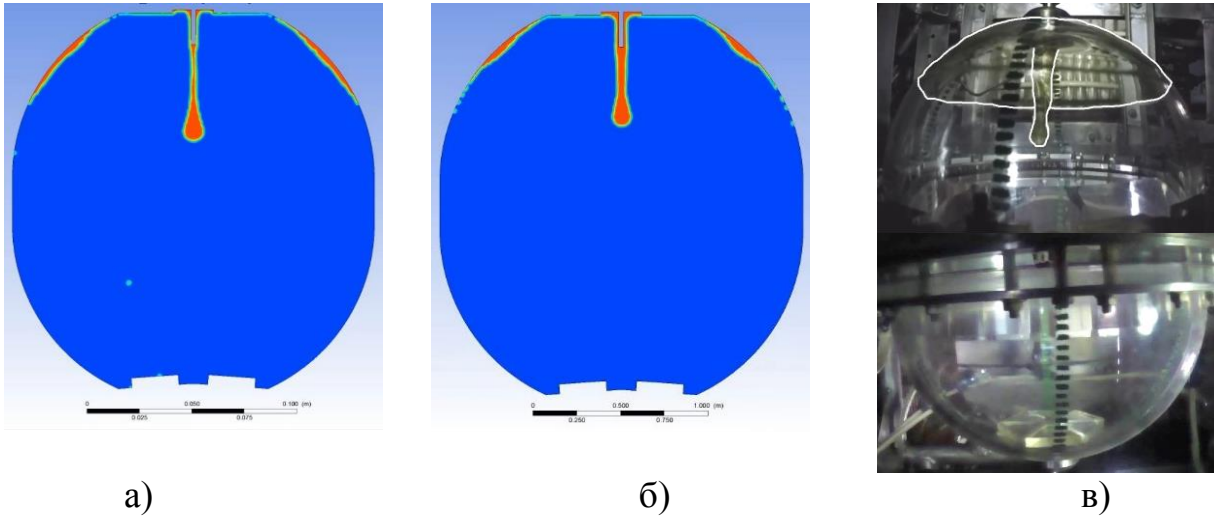


Рисунок 4. Форма вільної поверхні рідини в баці в момент часу  $\tau_M = 0,66$  с

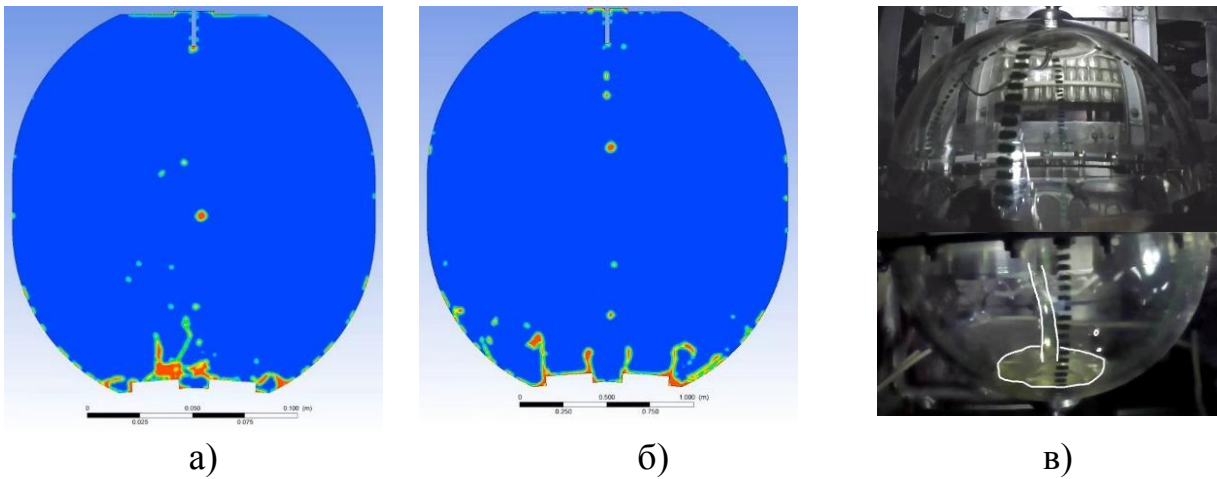


Рисунок 5. Форма вільної поверхні рідини в баці в момент часу  $\tau_M = 1,00$  с

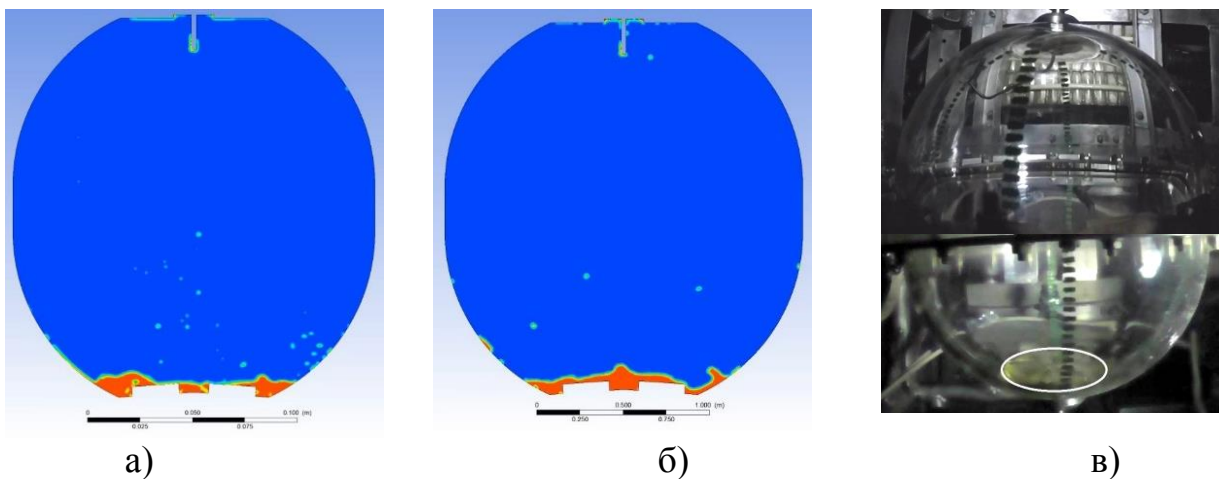


Рисунок 6. Форма вільної поверхні рідини в баці в момент часу  $\tau_M = 1,80$  с

Порівняльний графік переміщення рідини вздовж стінки бака на відстань  $L$  для максимального об'єму заправки наведено на рис. 7. Як видно з графіку,

результати чисельних розрахунків мають добру збіжність між собою і з результатами фізичного експерименту, й знаходяться у межах допустимої похибки.

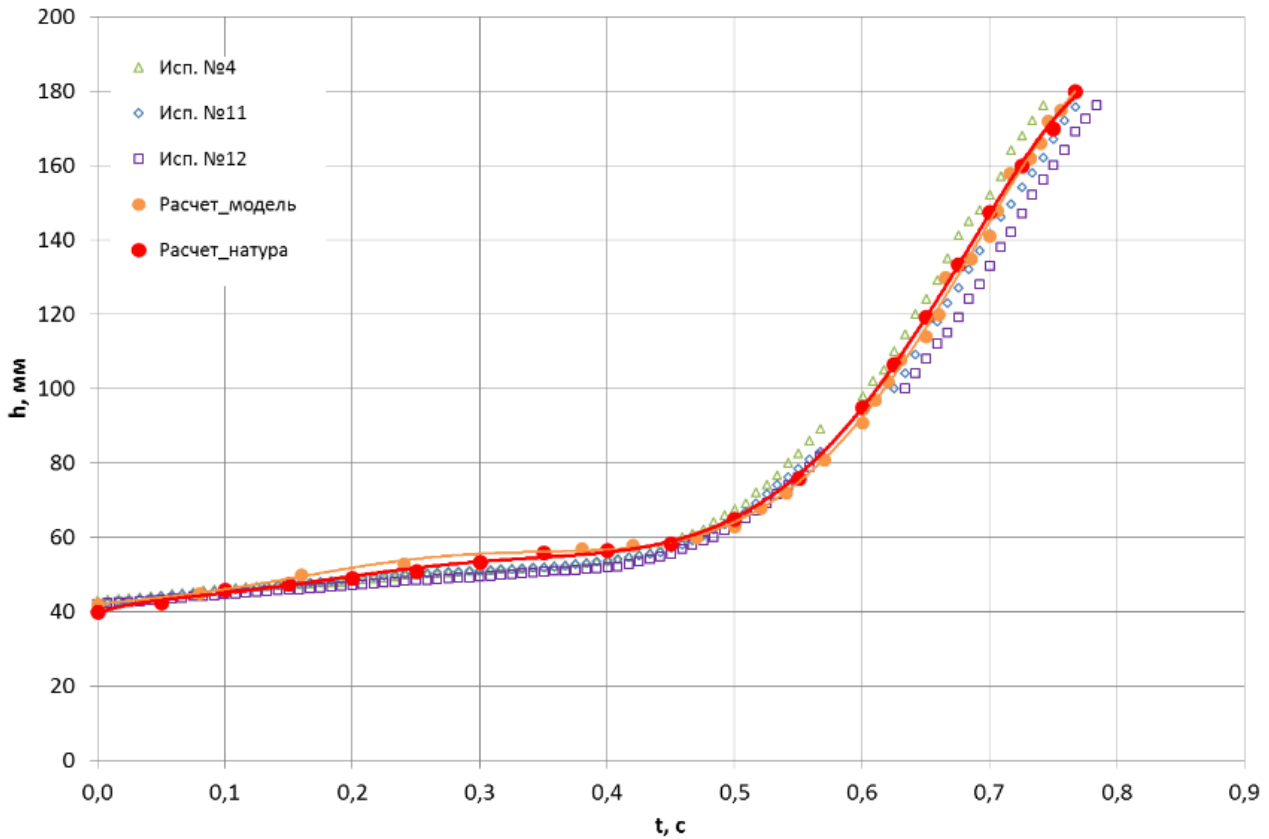


Рисунок 7. Переміщення переднього фронту рідини вздовж стінки моделі бака при великому заповненні

У четвертому розділі наведено матеріали в дослідження й корегування емпіричних залежностей, виконаних за допомогою чисельного моделювання.

Це виконувалось в наступній послідовності:

- 1) визначався вплив числа Бонда на режим руху рідини при виконанні переорієнтації;
- 2) виконувалась корекція формули розрахунку часу переміщення передньої кромки рідини;
- 3) виконувалась корекція формули розрахунку часу, який потрібен на переміщення всього об'єму рідини з початкового положення до нижнього полюса бака та її заспокоєння.

В практиці ескізного проектування основною традиційною формулою для розрахунку часу  $\tau_{кро}$ , за який передня кромка рідини досягає нижнього полюса бака є емпірична формула

$$\tau_{\text{кро}} = k \cdot \frac{\sqrt{L}}{\sqrt{a} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{0,84}{Bo} \right)^{\frac{Bo}{4,7}} \right]}$$

де:  $a$  – прискорення;  $L$  – відстань, яку потрібно пройти рідині;  $Bo$  – число Бонда;  $k$  – емпіричний коефіцієнт, який дорівнює 1/0,662 для розрахунку переміщення кромки рідини і 5/0,662 для розрахунку переміщення всього об'єму рідини в традиційній методиці.

Для корегування вказаних коефіцієнтів чисельне моделювання було проведене при наступних параметрах (всього 60 експериментів):

– прискорення, м/с<sup>2</sup>: 0,001; 0,005; 0,008; 0,01; 0,012; 0,015; 0,018; 0,02; 0,025; 0,03; 0,04; 0,05.

– рівень заправки моделі бака, мм: 200; 400; 600; 800; 1200.

Також для визначення залежності режиму руху рідини від величини числа Бонда та прискорення було виконано низку додаткових систематичних розрахунків (16 експериментів) в додатковому діапазоні прискорення, м/с<sup>2</sup>: 0,000500; 0,001000; 0,002000; 0,003000; 0,003050; 0,003100; 0,003200; 0,003250; 0,003270; 0,003271; 0,003273; 0,003275; 0,003280; 0,00330; 0,00340; 0,00350.

Результати чисельних експериментів згідно з пунктом 1) наведеної послідовності виконання дослідів, показали, що характер переміщення рідини від верхнього до нижнього днища бака змінюється в залежності від числа Бонда й має наступні характерні ознаки:

а) при числі Бонда до  $\sim 260$  рух рідини відбувається рівномірно вздовж стінки бака;

б) при числі Бонда від  $\sim 260$  до  $\sim 427$  реалізується перехідний режим, коли рідині не достає прискорення для відриву від стінки, і руйнування поверхневого шару відбувається не симетрично;

в) при числі Бонда від  $\sim 427$  і вище рідина, що переміщується, розділяється на декілька відокремлених об'ємів, одна частина переміщується вздовж стінки бака, а інша відривається від верхнього полюса бака і падає в напрямку нижнього полюса.

На підставі отриманих результатів згідно з пунктом 2) формула, рекомендована нами для розрахунку часу, потрібного на переміщення кромки компоненту палива, яку виведено на підставі чисельних експериментів, має вигляд

$$\tau_{\text{кро}} = \sqrt{\frac{2L}{a}} \cdot \left( 0,69 \cdot Bo^{0,0804} + 0,81 \cdot \frac{D}{d} - 0,82 \right), \quad (27)$$

Порівнявши результати розрахунку часу  $\tau_{\text{cen}}$ , потрібного на сепарацію газових включень, отриманого за допомогою традиційної формули  $\tau_{\text{cen}} = 3 \cdot \Delta\tau_F$ , де  $\Delta\tau_F$  напівперіод плескання компонента палива після осадження, з результатами комп'ютерного розрахунку, з умови достатності заспокоєння рідини для

забезпечення запуску маршового двигуна отримаємо, що формулу для  $\tau_{cen}$  потрібно змінити наступним чином:

$$\tau_{cen} = (4-H') \cdot \Delta\tau_F, \quad (28)$$

де  $H'$  – відношення висоти рівня рідини в баці  $h$  до його радіусу  $R$ .

Отже, складові формули розрахунку часу, потрібного на осадження компонентів палива мають вигляд:

$$\tau_{oc} = \tau_{нов} + (4-H') \cdot \Delta\tau_F, \quad (29)$$

час переміщення всього об'єму рідини визначається за формулою

$$\tau_{пов} = (3,46 \cdot \frac{L_6}{L_{\Pi}} - 0,57) \sqrt{\frac{2L}{a}} \left( 0,69Bo^{0,0804} + 0,81 \frac{D}{d} - 0,82 \right), \quad (30)$$

де  $L$  – відстань, що проходить рідина вздовж стінки бака;  $a$  – прискорення, перпендикулярне до поверхні розділу;  $D$  – діаметр бака,  $d$  – діаметр вільної поверхні рідини,  $L_6$  – довжина бака,  $L_{\Pi}$  – відстань від дзеркала рідини до протилежного полюса бака, а час заспокоєння визначається за допомогою формули

$$\Delta\tau_F = \pi \cdot \sqrt{\frac{R}{a \cdot [1,84 \cdot th(1,84 \cdot H') + 1,5/Bo]}}. \quad (31)$$

Використання даних підсумкових формул дозволяє з більшою точністю, ніж це було раніше, розрахувати об'єм компонентів палива, потрібний на виконання маневру осадження, і тим самим оптимізувати енергетичні характеристики ракети-носія.

**У п'ятому розділі** опираючись на створені у попередніх розділах покращену методику розрахунку часу потрібного на переорієнтацію компонентів палива, розроблено та обґрунтовано інженерні методики розрахунку параметрів інерційної системи забезпечення суцільності палива, а саме:

– методику розрахунку кількості та тяги двигунів інерційної системи забезпечення суцільності палива в залежності від часу потрібного на маневр переорієнтації;

– методику розрахунку часу потрібного на маневр переорієнтації в залежності від кількості та тяги двигунів інерційної системи забезпечення суцільності палива;

– методику розрахунку об'єму компонентів палива, що потрібні на виконання маневру переорієнтації.

## ВИСНОВКИ

Дисертація є завершеною науково-дослідною роботою, в якій вирішено актуальне наукове завдання з удосконалення вибору проектних параметрів інерційної системи забезпечення суцільності палива за рахунок уточнення традиційних підходів



до розрахунку часу потрібного на осадження компонентів палива.

Найбільш важливі наукові і прикладні результати дисертаційних досліджень полягають у наступному:

1. Проведено експериментальне визначення часу, потрібного на осадження компонентів палива, з використання масштабної та кінематичної моделі на стенді невагомості.

2. Відтворено фізичний експеримент за допомогою чисельного моделювання за початкові дані для якого використано результати отримані при експерименті.

3. Вперше розроблено розрахунково-експериментальну методику визначення часу, потрібного для виконання повного осадження компонентів палива у баці перед повторним включенням маршового двигуна, з використання програмного пакету ANSYS Fluent.

4. Отримала подальший розвиток традиційна розрахункова модель визначення часу, який потрібен на осадження компонентів палива, за рахунок використання отриманих результатів розрахункових та експериментальних досліджень, виконаних в дисертації.

5. Отримала подальший розвиток фізична модель характеру руйнування поверхневого шару й подальшого переміщення рідини в баці. Визначено, що характер переміщення рідини від верхнього до нижнього днища бака змінюється в залежності від числа Бонда й має наступні характерні ознаки:

- при числі Бонда до  $\sim 260$  рух рідини відбувається рівномірно вздовж стінок бака;
- при числі Бонда від  $\sim 260$  до  $\sim 427$  реалізується перехідний режим, коли рідині не достає прискорення для відриву від стінки, і руйнування поверхневого шару відбувається не симетрично;

- при числі Бонда від  $\sim 427$  і вище рідина, що переміщується, розділяється на декілька відокремлених об'ємів: одна частина відривається від верхнього полюса бака і падає в напрямку нижнього полюса, а інша частина переміщується вздовж стінок бака.

6. Визначено, що час, необхідний на осадження компонентів палива, суттєво відрізняється від часу, розрахованого з використанням традиційної методики розрахунку осадження за рахунок двигунів малої тяги:

- для часу переміщення кромки рідини точність розрахунку збільшена на  $\sim 50\%$ ;
- для часу переміщення усього об'єму рідини точність розрахунку збільшена на  $\sim 30\%$ ;

- для часу, потрібного на заспокоєння рідини і сепарації газових включень, точність розрахунку збільшена на  $\sim 10\%$ .

7. Показано, що проведення чисельного моделювання з використанням математичних 2D моделей бака дозволяє забезпечити зменшення об'єму необхідного експериментального відпрацювання та зниження часових та матеріально-технічних затрат як на процес проектування, так і на процес відпрацювання, завдяки:

- виключенню необхідності використання при експериментальному відпрацюванні повномасштабних моделей баків;
- скороченню кількості масштабних моделей до однієї, що обумовлено лише необхідністю верифікації результатів чисельного розрахунку результатами експериментального відпрацювання.

8. Визначено, що за рахунок більш раціонального розподілу часу проектування чисельні розрахунки можуть бути проведені ще на стадії ескізного проектування після розрахунку часу, потрібного на переорієнтацію, за допомогою рекомендованих емпіричних залежностей, з верифікацією в подальшому чисельних розрахунків даними експериментального відпрацювання.

9. На основі виконаних досліджень розроблено інженерні методики вибору проектних параметрів інерційної системи забезпечення суцільності палива для сфероциліндричних баків ракет-носіїв.

10. Результати дисертаційної роботи застосовують у ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля під час виконання робіт з розробки перспективних ракет-носіїв.

Також результати дисертаційної роботи впроваджено в освітньому процесі Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара при розробці матеріалів навчальних дисциплін «Проектування ракетно-космічних комплексів. Засоби виведення», «Відпрацювання ракетно-космічних комплексів», а також при підготовці дипломних та курсових робіт студентів спеціальності 134 – «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

*Статті у виданнях, що входять до наукометричних баз даних (Web of Science, Index Copernicus):*

1. Minai O. Influence of long-term stays of elements of capillary intake devices in liquid propellant components on their parameters / O. Minai, O. Ivanov, I. Siedykh // *Aerospace Research in Bulgaria*. – Sofia, 2020. – Vol. 32. – P. 175 – 192 (*Web of Science*).

2. Седых И.В. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства при отделении космического аппарата / И.В. Седых, Д.Э. Смоленский // *Механіка гіроскопічних систем*. – Київ, 2017. – Вип. 33. – С. 105 – 115 (*Index Copernicus*).

3. Минай А.Н. Применение методов численного моделирования при экспериментальной отработке заборных устройств центрального типа / А.Н. Минай, И.В. Седых, И.Ю. Кузьмич // *Авіаційно-космічна техніка й технологія*. – Харків, 2019. – №6 (158). – С. 33 – 41 (*Index Copernicus*).

*Статті у фахових виданнях України:*

4. Седых И.В. Экспериментальное определение времени осаждения топлива в сферическом баке перед повторным включением маршевого двигателя / И.В. Седых, Д.С. Назаренко, А.Н. Минай, Я.О. Бабийчук // *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр.* – Дніпро, 2019. – Том XXVII. – С. 136 – 144.

5. Седых И.В. Экспериментальное подтверждение работоспособности

капиллярного заборного устройства при программном развороте / И.В. Седых, Д.Э. Смоленский, Д.С. Назаренко // Вісник ДНУ. Серія: Ракетно-космічна техніка. – Дніпро, 2018. – Вип. 21. – Т. 26. – С. 112 – 119.

6. Бабийчук Я.О. Расчетно-экспериментальный метод исследования осаждения топлива в баке перед повторными включениями маршевого двигателя / Я.О. Бабийчук, Д.С. Назаренко, И.В. Седых // Технічна механіка. – Дніпро, 2019. – Вип. №2. – С. 39 – 47.

7. Седых И.В. Особенности экспериментальной отработки процесса осаждения компонентов топлива в баках космических ступеней ракет / И.В. Седых, Д.С. Назаренко, Д.Э. Смоленский // Космічна техніка. Ракетне озброєння: зб. наук.-техн. ст. – ДП КБ Південне. – Дніпро, 2019. – Вип. 2. – С. 35 – 41.

*Роботи у матеріалах наукових конференцій і збірниках тез доповідей:*

8. Седых И.В. Методология экспериментальной отработки осаждения компонентов топлива в баках апогейных ступеней ракет при ограниченных возможностях стендовой базы / И.В. Седых, Д.С. Назаренко, Д.Э. Смоленский // Молодёжь. Техника. Космос: сб. тез. Молодёжная научно-практическая конференция, 19 – 21 марта 2014 г. – С-Пб, 2014. – С. 356.

9. Седых И.В. Экспериментальная отработка переориентации компонентов топлива в баках апогейных ступеней ракет / И.В. Седых // Людина і космос: зб. тез XVII Міжнарод. молодіж. наук.-практ. конф., 08–10 квітня 2015 р. – Дніпропетровськ, 2015. – С. 150.

10. Седых И.В. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства (сетчатого разделителя) при отделении космического аппарата / И.В. Седых // Людина і космос: зб. тез XIX Міжнарод. молодіж. наук.-практ. конф., 12–14 квітня 2017 р. – Дніпро, 2017. – С. 44.

11. Седых И.В. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства при различных эволюциях апогейной ступени / И.В. Седых // Людина і космос: зб. тез XX Міжнарод. молодіж. наук.-практ. конф., 11–13 квітня 2018 р. – Дніпро, 2018. – С. 129.

12. Седых И.В. Определение времени осаждения компонентов топлива в баках космических ступеней ракет расчетным и экспериментальным методом / И.В. Седых // Людина і космос: зб. тез XXI Міжнарод. молодіж. наук.-практ. конф., 10–12 квітня 2019 р. – Дніпро, 2019. – С. 107.

13. Седых И.В. Оптимизация методики расчета осаждения топлива в сферическом баке перед повторным включением маршевого двигателя / И.В. Седых, Д.С. Назаренко, Я.О. Бабийчук // Космічні технології: дійсне і майбутнє: VI Міжнарод. конф. – Дніпро, 2019. – С. 41.

14. Седых И.В. Расчетно-экспериментальный метод исследования осаждения топлива в баке перед повторным включением маршевого двигателя / И.В. Седых, Д.С. Назаренко, Я.О. Бабийчук // Сучасні розрахунково-експериментальні методи визначення характеристик ракетно-космічної техніки: науково-практична конф. – Дніпро, 2019. – С. 31 – 32.

15. Седых И.В. Визначення впливу числа Бонда на рух рідини при виконанні маневру переорієнтації за допомогою чисельного моделювання / І.В. Седих, О.М.

Мінай // II Міжнародній науково-технічній конференції «Динаміка, міцність та моделювання в машинобудуванні» – Харків, 05 – 08 жовтня 2020 р. – С. 31 – 32.

16. Siedykh I.V. Reorientation of fuel components to ensure restarting of the main engine: calculation methods, numerical simulation and experimental testing/ I.V. Siedykh // 71-st International Astronautical Congress – The CyberSpace Edition, 12 – 14 oktober 2020 – Technical Presentation and Conference Paper IAC–20.A2.3.5. – 10 p.

*Патенти на винахід (корисну модель), що пройшли кваліфікаційну експертизу:*

17. Паливний відсік верхнього ступеня ракети-носія: пат. 108131 Україна: МПК F42B 15/00, B64D 37/00. /Мащенко О.М., Фартушний С.К., Волошин, Сєдих І.В. та інш. – № а201306364, заяв. 23.05.2013, опубл. 25.03.2015, Бюл. № 6.

У роботах, опублікованих у співавторстві, здобувачеві належать:

в [1, 2, 5] – проведення експериментального відпрацювання й аналіз результатів; в [3, 15, 16] – проведення експериментального відпрацювання й аналіз результатів, побудова 3D моделей, аналіз отриманих результатів; в [4, 6] – розробка методики випробувань, розробка кінематичної моделі та моделей баків; в [7] – аналіз існуючих методів, висновки; в [8, 13, 14] – мета, аналіз, висновки; в [17] – технічні рішення, експериментальні дослідження.

## АНОТАЦІЯ

Сєдих І.В. Вибір проектних параметрів інерційних засобів забезпечення суцільності палива в баках космічних ступенів ракет-носіїв. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів, Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара, м. Дніпро, 2021.

Дисертація присвячена визначенню проектних параметрів інерційної системи забезпечення суцільності палива спираючись на розрахунок часу, потрібного на осадження (переорієнтацію) компонентів палива під впливом прискорення, що створюється дією цієї системи.

У дисертації проаналізовано традиційні методи розрахунку повного часу, необхідного на переорієнтацію компонентів палива в баках ракети-носія, а також описано методику вибору модельних параметрів для забезпечення експериментального відпрацювання. Автором були виконані роботи по чисельному моделюванню процесу переорієнтації палива з визначенням часу переорієнтації для різноманітних об'ємів заповнення бака й величин прискорення, з верифікацією отриманих результатів теоретичних розрахунків й чисельного моделювання результатами експериментального відпрацювання на стенді невагомості. Виконання значного об'єму чисельних експериментів (більше 70) дозволило визначити більш оптимальні формули для розрахунку часу потрібного на осадження компонентів палива.

На підставі проведених досліджень розроблено методичне забезпечення, яке використовується на ДП «КБ «Південне».

**Ключові слова:** інерційна система забезпечення суцільності палива,

осадження компонентів палива, двигун малої тяги, число Бонда, ракета-носій, стенд невагомості, модель бака.

### АННОТАЦІЯ

Седых И.В. Выбор проектных параметров инерционных средств обеспечения сплошности топлива в баках космических ступеней ракет-носителей. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 – проектирование, изготовление и испытания летательных аппаратов, Днепровский национальный университет им. Олесья Гончара, г. Днепр, 2021.

При полете космической ступени ракеты-носителя с многократным включением маршевого двигателя, паузы между его включениями могут достигать длительного времени, и все это время топливо находится в условиях микрогравитации. Под воздействием различных факторов, как внешних, так и внутренних топливо может занимать практически любое положение. Максимально негативным является такое положение, когда все топливо сосредоточено в противоположном от входа в расходную магистраль месте. В случае включения маршевого двигателя при таком расположении топлива, вся масса топлива под воздействием перегрузки от его работы обрушится вниз, на заборное устройство и может его повредить. Кроме этого газовые включения перемешанные с компонентом топлива при ударе о заборное устройство попадут в расходную магистраль или в случае применения капиллярных стабилизаторов под сетчатый экран и в последующем на вход в двигатель, что приведет к срыву его работы.

Поэтому для исключения описанной ситуации и обеспечения гарантированного запуска маршевого двигателя необходимо проведение маневра осаждения (переориентации). Переориентация компонентов топлива выполняется путем создания продольного ускорения, что создаётся работой инерционной системы обеспечения сплошности топлива, включающей в себя несколько двигателей малой тяги. Из начального положения, когда часть компонентов топлива удерживается у входа в магистраль с помощью капиллярного заборного устройства, а другая его часть находится у верхнего полюса бака, под воздействием продольного ускорения топливо начинает перемещаться. Полное время перемещения топлива равно сумме 3 составляющих: времени перемещения всего объёма компонентов топлива, времени успокоения и времени сепарации газовых включений.

Диссертация посвящена усовершенствованию методологии определения проектных параметров инерционной системы обеспечения сплошности топлива, таких как суммарная тяга двигателей малой тяги, времени их работы и объёма топлива, который для этого необходим.

В диссертации проанализировано традиционные методы расчета полного времени, необходимого на переориентацию компонентов топлива в баках ракет-носителей, а также описано методика выбора модельных параметров для обеспечения экспериментальной отработки. Автором были выполнены работы по

экспериментальному определению времени переориентации топлива, а также численному моделированию процесса переориентации топлива с определением времени переориентации для различных объёмов заполнения бака и величин ускорений, с последующей верификацией полученных результатов теоретических расчетов и численного моделирования результатами экспериментальной отработки на стенде невесомости.

Выполнение значительного объёма численных экспериментов (более 70) позволило определить более оптимальные формулы для расчета времени необходимого на осаждения компонентов топлива, а также разработать и обосновать инженерные расчетные методики определения параметров инерционной системы обеспечения сплошности компонентов топлива.

На основании проведенных исследований разработано методическое обеспечение, которое используется в ГП «КБ «Южное».

**Ключевые слова:** инерционная система обеспечения сплошности топлива, осаждение компонентов топлива, двигатель малой тяги, число Бонда, ракета-носитель, стенд невесомости, модель бака.

### ABSTRACT

Siedykh I.V. The choice of design parameters of inertial means of ensuring the continuity of propellant in the tanks of the space stages of launch vehicles. Manuscript.

Dissertation to obtain the Degree of Candidate of Technical Sciences in the specialty 05.07.02 - Design, production and testing of flying vehicles. in Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, 2021.

The dissertation is devoted to definition of design parameters of inertial system of maintenance of continuity based on calculation of time required for deposition (reorientation) of propellant components under the influence of the acceleration created by action of this system.

The dissertation analyzes the traditional methods of calculating the total time required for the reorientation of propellant components in the tanks of the launch vehicle, and describes the method of selecting model parameters to ensure experimental testing. The author also performed numerical modeling of the propellant reorientation process with determination of reorientation time for various tank filling volumes and acceleration values, verification of the results of theoretical calculations and numerical modeling by the results of experimental testing on the weightlessness bench. Performing a significant amount of numerical experiments (more than 70) allowed determining more optimal formulas for calculating the time required for deposition of propellant components.

Based on the conducted researches the methodical maintenance, which is used on State Design Office “Yuzhnoye” is developed.

**Keywords:** inertial continuity system, deposition of propellant components, low-thrust engine, Bond number, launch vehicle, weightlessness stand, tank model.

Сєдих Ігор Вікторович

**ВИБІР ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ІНЕРЦІЙНИХ ЗАСОБІВ  
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА В БАКАХ КОСМІЧНИХ  
СТУПЕНІВ РАКЕТ-НОСІЇВ**

(Автореферат)

Підписано до друку 31.03.2021. Формат 60x90/16  
Папір офсет. Цифровий друк. Умовн. друк. арк 0,9.  
Обліково-видавн. арк. 0,9. Наклад 100 прим. Зам. № 74

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