

Міністерство освіти і науки України
Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

МІТІКОВ ЮРІЙ ОЛЕКСІЙОВИЧ

УДК 621.642.17

**МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ РОЗРОБКИ ТА МОДЕРНІЗАЦІЇ
СИСТЕМ НАДДУВАННЯ ПАЛИВНИХ БАКІВ РАКЕТНИХ
РУШІЙНИХ УСТАНОВОК**

Спеціальність 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Дніпро – 2020

Дисертацією є рукопис

Робота виконана на кафедрі двигунобудування Дніпровського національного університету ім. Олеса Гончара Міністерства освіти і науки України

Науковий консультант: доктор технічних наук, академік НАН України,
генеральний директор ДП «КБ «Південне
ім. академіка М.К. Янгеля»
Дегтярев Олександр Вікторович

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор,
завідувач кафедри конструкції авіаційних двигунів
Національного аерокосмічного університету ім.
М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»,
Єпіфанов Сергій Валерійович (м. Харків)

доктор технічних наук, професор,
завідувач кафедри технології авіаційних двигунів
Національного університету «Запорізька політехніка»
Качан Олексій Якович (м. Запоріжжя)

доктор технічних наук, професор, завідувач відділом
термогазодинаміки енергетичних установок ІТМ НАН
України і ДКА України
Стрельников Геннадій Опанасович (м. Дніпро)

Захист відбудеться « 15 » травня 2020 р. о 14⁰⁰ годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 08.051.15 у Дніпровському національному університеті імені Олеса Гончара за адресою: м. Дніпро, вул. Наукова, 1, ФТФ, ауд.305 корпусу №10.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці Дніпровського національного університету імені Олеса Гончара (м. Дніпро, вул. Казакова, 8) та на сайті університету.

Автореферат розісланий 2 квітня 2020 р.

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

О.В. Січевий

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Системи наддування (СН) паливних баків рушійних установок (РУ) ракет-носіїв (РН) призначені для забезпечення бескавітаційної роботи насосів рідинних ракетних двигунів (РРД) і забірних пристроїв баків, створення необхідного тиску газу баках для їх стійкості в польоті. При витискній системі постачання палива наддування баків забезпечує потрібний тиск в камері згоряння РРД.

Сьогодні РУ в світі широко вживають рідкий кисень (LOX) і пальне типу гас – РГ-1. СН баків з цими компонентами найчастіше використовують робоче тіло наддування (РТН) – гарячий гелій. СН є одними з найбільш наукоємних частин РН. Вони, як правило, споживають РТН зі стартового комплексу (СК). Тому тип СН багато в чому формує конструкцію РУ, РН, СК, структуру і потужності випробувальної і виробничої баз. Сучасні гелеві пневмосистеми є найдорожчими частинами РН після РРД. При цьому, в РУ міжконтинентальних балістичних ракет (МБР) гелій не використовувався. За останній час в світі досягнуто значного прогресу в області генерації різноманітних газів в широкому діапазоні температур, їх очищення від домішок.

Незважаючи на успіхи СРСР в космосі в неї в експлуатації не було жодної РН, яка з самого початку проектувалася саме як РН. В історичному аспекті аналогічно справи йшли і в США. На компонентах LOX + гас в СРСР були розроблені РУ тільки для двох МБР – Р-7 і Р-9А. Пізніше МБР Р-7 декілька разів допрацьовувалася під РН «Союз-2». Проектувалася в декількох варіантах надважка РН Н-1ЛЗ сумнозвісної незавершеної місячної програми СРСР. Наведені ракети використовували переохолоджений LOX, РТН з температурою $t \leq 450\text{K}$, найчастіше кулясті баки (рис.1). В той самий час в РУ МБР на паливі АТ+НДМГ досягнута температура РТН $\sim 1300\text{K}$.

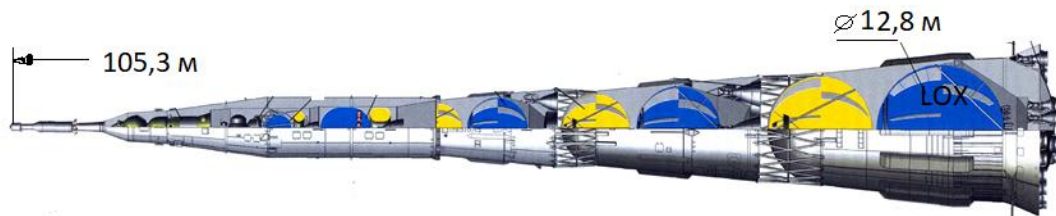


Рис.1 – Кулясті підвісні баки РН Н-1ЛЗ

РН «Зеніт» (і всі його системи) також частково проектувалися за вимогами військових. РН «Ангара» мало чим відрізняється від РН «Зеніт» в кращу сторону. В силу комерційної таємниці інформація по СН зарубіжних розробників носить уривчастий характер. Сьогодні практично всі РУ в світі використовують несучі циліндричні (рис.2) баки великого подовження. Широко застосовується киплячий LOX. Поява РРД з допалюванням окисного генераторного газу (ОГГ), потім і глибокого дроселювання, істотно знизили температуру РТН. Показники гелієвих СН суттєво погіршились. Однак методологія їх створення не зазнала наукового переосмислення.

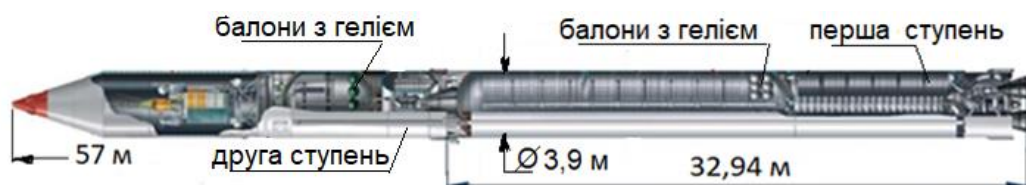


Рис.2 – Несучі циліндричні баки РУ РН «Зеніт-2SLБ»

У зв'язку з виходом комерційних фірм на ринок пускових послуг ефективність прийнятих рішень стає визначальною. Природно, що в ракетно-космічній техніці (РКТ) зараз переглядаються канони проектування тих часів, коли уряди низки країн заради політичних цілей прагнули вийти в космос за будь яку ціну.

Ретроспективний аналіз існуючих підходів до проектування СН показує, що вони розроблені для переохолодженого LOX, РТН низької температури, кулястих баків, РУ без дроселювання, і не відповідають сучасним напрямкам розвитку РКТ. Таким чином, в роботі вирішується актуальна і своєчасна науково-технічна проблема, пов'язана зі створенням методологічних основ розробки і модернізації СН паливних баків сучасних РУ які вже експлуатуються, так і для РУ нового покоління.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Робота виконана на кафедрі двигунобудування ДНУ ім. О. Гончара. Напрямок досліджень безпосередньо пов'язаний з виконанням держбюджетних тем ДБ 1-279-13 "Визначення закономірностей гідродинаміки, теплообміну та плазмодинаміки в двигунах та енергоустановках ракетно-космічної техніки", в якій автор був відповідальним виконавцем; №0114U000187 «Дослідження процесів у двигунних та енергетичних установках космічної техніки та теплоенергетичних системах господарчого призначення ФТФ-28-13», №0116U002265 «Дослідження процесів у перспективних двигунних установках ФТФ-48-16», в яких автор був науковим керівником. Також вона базується на результатах наукових, дослідних і конструкторських робіт по СН, які виконувалися автором у рамках Держпрограм КБ «Південне» з головними НДІ країни по створенню РН 11К77, 11К25, 11К37. Здобувач – виконавець і відповідальний виконавець робіт з проектування, наукового супроводження, вогневого та льотного відпрацювання СН паливних баків РУ РН згаданих вище ракетних комплексів (РК).

Мета роботи і завдання дослідження. Метою роботи є створення методологічних основ (комплексу і послідовності) наукових досліджень задля вирішення науково-технічної проблеми модернізації існуючих СН циліндричних баків сучасних РУ на компонентах LOX і РГ-1 і розробки перспективних СН баків РУ нового покоління. Досягнення зазначеної мети передбачає розв'язання таких завдань:

1. Виявити відмінності у внутрішньобакових процесах в сучасних циліндричних баках РУ РН при старті і в польоті (в порівнянні з кулястими підвісними баками), при використанні як відомих РТН, так і перспективних високотемпературних РТН.

2. Вивчити, запропонувати методи розрахунку і інтегрувати нові фізичні явища в загальноприйнятій моделі внутрішньобакових процесів.

3. Удосконалити методику математичного моделювання параметрів газобалонних СН з урахуванням нових явищ на підставі одночасного використання моделей ідеального газу в паливних баках та реального газу в балонах в частині урахування опору трактів наддування, далекобійності струменів РТН, кипіння LOX на стінках циліндричних баків. Методика мусить служити основою для моделювання параметрів модернізованих і перспективних СН баків РУ наступних поколінь.

4. Розробити і дослідити способи отримання високоефективних РТН з різним ступенем неізотермічності, адекватні умовам методи їх введення в циліндричні паливні баки великого подовження. На підставі отриманих наукових знань розробити і дослідити нові високоефективні СН паливних баків РУ наступних поколінь, обґрунтувати пропозиції щодо модернізації СН існуючих РУ.

5. Для етапу проектування РУ створити і підтвердити експериментальним шляхом в умовах польоту методику фізичного моделювання параметрів неізотермічних СН сучасних циліндричних баків ДУ. Оцінити похибки прийнятих припущень і розробити вже на етапі проектування прийоми їх подальшої компенсації.

6. Удосконалити методичні основи проектування СН баків широко застосовуваних багатоблокових РУ і РН для забезпечення їх працездатності при найскладнішій відмові – аварійному вимкненні однієї РУ або РУ одного з блоків.

Об'єкт дослідження - процеси в паливних баках на старті і в польоті, балонах високого тиску, теплообмінниках, газогенераторах рідких і твердопаливних (ТПГГ).

Предмет дослідження - параметри і конструкції неізотермічних СН існуючих ракетних рушійних установок та рушійних установок нового покоління.

Методи дослідження:

1. Ретроспективний метод при аналізі тенденцій розвитку СН баків РРД.
2. Методи системного аналізу для встановлення взаємозв'язків між схемами РРД, конструкціями систем живлення, паливних баків і параметрами СН.
3. Методи термодинаміки рівноважних і нерівноважних процесів, ідеального і реального газів, хімічної термодинаміки, термодинаміки тіл змінної маси, теорії турбулентних струменів при теоретичному і експериментальному вивченні протікання процесів в паливних баках, балонах високого тиску, газогенераторах.
4. Методи математичного і фізичного моделювання параметрів систем наддування, поширення неізотермічних турбулентних струменів.

Наукова новизна одержаних результатів полягає у наступному. У дисертації запропоновано методологічні основи наукових досліджень для розробки високоефективних СН баків РУ нового покоління і модернізації РУ, які вже експлуатуються. Методологічні основи базуються на створенні повної картини внутрішньобакових процесів в сучасних умовах, забезпечують математичне і фізичне моделювання параметрів СН, спираються на експериментальні данні, розширюють межі безпечного застосування нових РТН. Методи моделювання, які використані, відрізняються від відомих узгодженим і послідовним застосуванням найбільш точних на сьогоднішній час моделей РТН для розглянутих умов, розрахунком взаємопов'язаних процесів термодинаміки, теплообміну, кипіння, поширення турбулентних газових струменів, вихрових кілець, що надає можливості суттєво покращити показники СН і РУ.

Особисто автором здобуті наступні новітні наукові результати:

1. Вперше запропоновані методологічні основи розробки та модернізації СН паливних баків ракетних РУ на LOX і РГ-1 РН, які відрізняються тим, що вони призначені для сучасних умов і перспективних напрямків розвитку РТ – РРД з дроселюванням, в тому числі з допалюванням ОГГ, циліндричних баків великого подовження, новітніх РТН, більш широкого температурного діапазону їх використання зі спеціальними умовами їх введення в баки. Визначено і вивчено додаткові (порівняно з кулястими баками) процеси в газовій і рідкій фазах з достатньою деталізацією для етапу проектування РУ. Це поширення неізотермічних струменів РТН і турбулентних вихрових кілець (ТВК) в стиснених умовах баків, температурне розшарування в них газової фази, кипіння кисню на вертикальній стінці з підкріпленням у великому об'ємі недогрітої рідини, термодинамічні і теплообмінні процеси в балонах з гелієм

і паливних баках. Розроблені фізичні моделі, які притаманні циліндричним бакам з LOX, і методи їх розрахунку.

2. Отримали подальшого розвитку: – методика математичного моделювання параметрів найбільш поширеної гелієвої СН паливних баків для етапу проектування, яка відрізняється тим, що в ній послідовно поєднуються моделі реального і ідеального газів, враховується опір газових трактів і агрегатів автоматики, теплообмін в балонах і в баках, кипіння кисню, температурне розшарування РТН і далекобійність газових струменів в баках великого подовження;

– методологія проектування СН баків багатоблокових РУ РН, які повинні зберігати працездатність при одній відмові (найгірша – відмова однієї РУ), відмінною рисою якої є знаходження ключової вимоги – перевищення градієнтом набору тиску газу в баках градієнта спаду подовжнього перевантаження при аварійному вимкненні однієї РУ (А.с. № 319638);

– спосіб конструктивно найпростішого наддування баку з LOX за рахунок його кипіння в недогрітому об'ємі (з підвищеним тиском – пат.108787) шляхом забезпечення точного виміру рівня киплячого LOX в польоті різними методами (А.с. №161695, А.с. №165289, Позитивне рішення НІИГПЭ РФ №4953429/10).

3. Вперше знайдені, теоретично обґрунтовані, досліджені нові високоефективні *способи модернізації СН* паливних баків РУ і розроблені рекомендації для їх впровадження: – з попереднім підводом теплової енергії до основних об'єктів СН (ТО, гаряча магістраль наддування) перед запуском РУ (пат.106685);

– з підводом теплової енергії до РТН в ТО автономними високотемпературними джерелами тепла (ТПГГ, факел РУ) на ділянці роботи РУ (пат.108414, 109481);

– з більш глибоким заохолодженням гелію перед стартом РН поза баком окислювача з подальшим інтенсивним підводом тепла до нього при роботі РУ і скиданні балонів в заключній стадії польоту (пат.106011, 108535, 110134, 112796);

– *для надхолодної СН (НСН) бака с РГ-1* (пат.51806): – з накопиченням додаткової теплової енергії перед стартом РН в об'ємі баку (пат.112589), в польоті – з підводом теплової енергії до РТН в баку при роботі РУ (пат.109320);

– з комбінованим по температурі (надхолодне і високотемпературне) и роду РТН (гелій, продукти згоряння ТПГГ, пат.105882).

4. Вперше на основі нових отриманих знань запропоновані, теоретично обґрунтовані, досліджені високоефективні СН баків *РУ нового покоління* і розроблені рекомендації для їх впровадження. *Для бака з киснем*: – з використанням нових для СН джерел тепла (ТПГГ, факел РРД) в якості теплоносія в ТО (пат.115096);

– парами кисню (ОГГ) зі створенням термодинамічних умов для відсутності конденсації домішок (H_2O і CO_2) у паливному баку (пат.119392);

– твердими паливами, які генерують чистий азот у широкому діапазоні температур, з розділенням продуктів згоряння по щільності (пат.107874);

– хімічне наддування диспіргованим пусковим паливом з відведенням зони горіння від верхнього днища за допомогою стійких структур типу ТВК (пат.108530);

для бака з РГ-1: – відновлювальним ГГ максимальної працездатності ($R_{22}=530$ Дж/(кг·град), $T_{22} \approx 1770K$) без сажі в продуктах згоряння (пат.112787);

– розпорошеним рідким киснем з виконанням вимог пожежовибухобезпеки (пат.108415) на етапах передпускового і польотного наддування;

– високотемпературними продуктами розкладання аміаку (пат.116246).

Проведено моделювання запропонованих нових СН і шляхів модернізації існуючих СН, показана їх ефективність.

5. Отримав подальшого розвитку напрям провідної ролі умов введення неізотермічного РТН на параметри СН циліндричних баків РУ. Знайдені, теоретично відображені, досліджені нові ефективні способи введення неізотермічного РТН в вільні об'єми баків: – у вигляді стійких структур типу ТВК, які мають максимальну далькочійність при мінімальній швидкості введення (А.с. № 29198); з диспергуванням хімічно активного реагенту і подачею його в бак у вигляді ТВК (пат. 108530); багаторівневими турбулентними струменями; з плаваючим відбійником (А.с. №190290), з настиленням на плоску вертикальну пластину (пат.119076), з попереднім розподілом витрати РТН по перетину пристрою (пат. КМ 82105). Отримано важливий висновок про відсутність впливу швидкості введення РТН уздовж поздовжньої осі бака великого подовження ($l/d \approx 5$) затопленим струменем на кінцеві параметри СН при постійних температурі и витратах гелію на наддування, створені рекомендації по вибору початкової швидкості введення гелію в газобалонних СН з ТО.

6. Вперше створена методика прискореного фізичного моделювання параметрів СН несучих баків РУ РН, що відрізняється тим, що в якості припущень прийняті рівність тисків газу в баках натури і моделі, температур РТН, час роботи СН, оцінена її точність, вироблені рекомендації по уточненню параметрів СН (захолюдження початкового об'єму гелію в магістралях – пат.113447, окремо моделювати початкову ділянку роботи СН зі спеціально розрахованою температурою на вході в бак – пат.113681), а також рекомендації вже для етапу проектування по своєчасному вилученню прогнозованих запасів РТН.

7. Вперше за часом польоту отримана повна фактична теплова картина внутрішньобакових процесів (температури верхніх днищ баків, газу в баку, палива на вході в РРД), яка завершує вивчення характеристик нової НСН баків з РГ-1 сучасних РУ і підтверджує вірність прийнятої моделі процесів. Її аналіз дозволив розширити сферу застосування даної перспективної СН.

8. Удосконалено стосовно етапу ЛКВ методику експериментального визначення швидкості випаровування LOX в баку в польоті, яка відрізняється тим, що вона використовує фактичну теплову картину по всій висоті циліндричного баку в умовах польоту. З її допомогою вперше визначена швидкість випаровування кисню в циліндричному баку з вафельним підкріпленням в польоті РН.

9. Вперше експериментальними дослідженнями показано негативний вплив і роль тривалості передпускової підготовки РУ на початковий стан параметрів польотної СН і температури верхнього шару LOX в баку. Розроблено рекомендації щодо поліпшення параметрів ПН баків РУ (передпускове наддування із балонів СН – пат.105882, з захолюдженням верхнього шару LOX із зовні бака – пат.115267).

Практичне значення отриманих результатів. Нові наукові результати, отримані в роботі, використовуються у практиці модернізації РУ і СН баків, які вже експлуатуються, і розробки перспективних СН баків РУ нового покоління:

1. Створені методологічні основи модернізації СН, в тому числі надхолодного наддування (пат.51806), дозволяють і дозволили:

– спростити конструкції РРД - РД-181 (РН Antares), РД-815 (РН «Маяк») за рахунок виключення з їх конструкцій ТО гелію (на ОГГ) СН бака пального;

– звести до мінімуму обсяг наземного відпрацювання СН баків з РГ-1 РН Antares, і провести їх в умовах, максимально близьких до натурних; істотно спростити конструкції СН бака пального I ступеня РН Antares, випустити ескізні проекти з поліпшеними системами живлення РРД РН 11К37, РН «Маяк».

2. Проведенні дослідження поширення турбулентних струменів і ТВК в умовах обмеженого простору паливних баків ДУ і отриманні нові наукові результати дозволили розробити і запропонувати ефективні конструктивно прості пристрої введення в баки РТН. Вони дозволяють використовувати в СН високотемпературні РТН, моделювати початкову ділянку роботи СН, скоротити обсяг експериментального визначення швидкості введення РТН в баки, забезпечили уточнення в процесі ЛКВ цього параметру в баки окислювача I і II ступенів РН «Зеніт», I ступеня РН «Енергія».

3. Розроблена методика прискореного фізичного моделювання параметрів СН баків з LOX була використана як єдиний варіант наземних конструкторських і завершальних доводочних випробувань СН баків окислювача I ступеня РН «Зеніт» і I ступеня РН «Енергія».

4. Створене методичне забезпечення дозволило модернізувати СН бака окислювача ДУ I ступеня РН «Зеніт» (зменшити запаси РТН на ~ 25%), підвищити точність виміру рівня киплячого кисню в баку РУ в польоті (А.с. №161695, А.с. №165289). За підсумками аналізу ЛКВ було уточнено кількість випаруваного кисню в баках першого і другого ступенів РН «Зеніт».

5. Розроблені нові і суттєво підвищена ефективність відомих способів наддування (самонаддування, хімнаддування, високотемпературне) паливних баків РУ РН, які впроваджені в практику проектування ДП «КБ «Південне».

6. Розроблені методичні основи проектування СН паливних баків широко поширених багатоблокових РУ і багатоблокових РН для забезпечення їх працездатності при відмові однієї РУ з урахуванням часу імпульсу після дії тяги аварійної РУ (А.с. № 319638) можуть бути використані при проектуванні РН.

7. Теоретичні й практичні результати, одержані під час виконання досліджень, упроваджені в навчальний процес кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету ДНУ ім. О. Гончара за спеціальністю «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» і освітньою програмою «Ракетні двигуни та енергетичні установки літальних апаратів».

Особистий внесок здобувача. Автор самостійно розроблена загальна концепція роботи, її основні науково-технічні принципи і положення, намічена мета і визначені задачі дослідження, обрані методи експериментальних і теоретичних досліджень. Всі наукові ідеї і розробки, які включені в дисертацію, отримані автором самостійно. Дев'ять статей, тринадцять патентів України написані без співавторів.

У наукових працях, які виконані в співавторстві, особистий внесок автора полягає в: постановці завдання досліджень, розробці методології проведення експериментальних досліджень і обробки отриманих результатів: створенні алгоритмів математичного моделювання параметрів нових і модернізованих СН [1, 2, 3, 4, 8, 9, 20, 36], обґрунтуванні важливої ролі СН в забезпеченні надійності і спрощенні експлуа-

тації РК [13, 14, 24, 32, 33, 34], визначенні моделі прогріву LOX в циліндричному баку з вафельним підкріпленням [16, 26, 31, 37]; знаходженні способу припинення кипіння LOX в баку [33], обґрунтуванні важливої ролі газоводов для високотемпературних СН [13, 38, 40], визначенні впливу різних складів твердопаливних газогенераторів (ТПГГ) на параметри СН баків з низькокиплячими і висококиплячими компонентами [5, 15], визначенні підходів до оптимальної швидкості введення гелію в баки з LOX, що підігрівається в ТО РУ [12, 16, 29]; розробці методу визначення швидкості випаровування LOX в циліндричному паливному баку в умовах польоту [28]; застосуванні методу аналогії для визначення коефіцієнта стиснення неізотермічних струменів [10]; енергетичному підході до фізичного моделювання параметрів СН [7], в ідеї використання стійких структур типу ТВК для наддування баків будь-яких подовжень високотемпературним робочим тілом [23, 35].

Апробація результатів дисертації. Основні наукові результати та положення дослідження оприлюднено та обговорено в 8 доповідях на міжнародних конференціях і конгресах (4 очних і 1 заочна), а саме: The 3th, 4th, 6th International Conference «Space Technologies: Present and Future» (under the aegis IAA), Dnipro, Ukraine (2011, 2013, 2017 очні); Aviation in the XXI-st century. National Aviation university, (2018, очна); Міжнародна конференція «Наукова періодика слов'янських країн в умовах глобалізації. Промислові технології», Київ, Україна (2012, заочна). Результати дисертації в повному обсязі доповідались і обговорювались на наукових розширених семінарах фізико-технічного факультету ДНУ ім. О. Гончара (2018р), кафедр конструkcій і проектування ракетної техніки і конструkcій авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. Н.С. Жуковського ХАІ (2018р).

Публікації. Основні положення та наукові результати дисертаційної роботи викладено у 69 наукових публікаціях, з них 35 праць (9 – без співавторів) у наукових фахових виданнях за переліком МОН України (з них 9 статей у виданнях, які включені до міжнародних наукометричних баз). Отримані результати захищені 30 авторськими свідоцтвами і патентами України, 1 патентом на КМ (13 – без співавторів).

Структура та обсяг роботи. Дисертація складається із передмові, семи розділів, висновків, списку використаних джерел і додатків. Загальний обсяг дисертації складає 276 сторінок, з яких анотація на 12 сторінках, зміст на 4 сторінках, перелік умовних позначень на 2 сторінках, основний текст на 240 сторінках, список використаних джерел із 181 найменувань, додатки на 10 сторінках. Робота містить 10 таблиць та 73 рисунка по тексту.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **передмові** обґрунтовано актуальність теми досліджень, подано зв'язок з науковими програмами, планами, темами. Сформульовано важливу науково-технічну проблему, яка вирішується, мету і завдання, об'єкт, предмет і методи дослідження. Представлено наукову новизну і практичне значення результатів. Подано інформацію щодо апробації та публікацій, особистого внеску автора. Представлено характеристику структури та обсягу дисертаційної роботи.

У **першому розділі** за допомогою ретроспективного методу наведено аналіз шляхів розвитку СН баків РУ, світового рівня розробок та сучасних уявлень про внутрішньобакові процеси. Вітчизняні та зарубіжні вчені (П.А. Єршов, Ф.І. Кондра-

тенко, В.І. Сідов, В.А. Мосейко, Е. Ring, J. Boretz та інш.) виділяють ряд загальних процесів, що відбуваються в паливних баках РУ (рис.3).

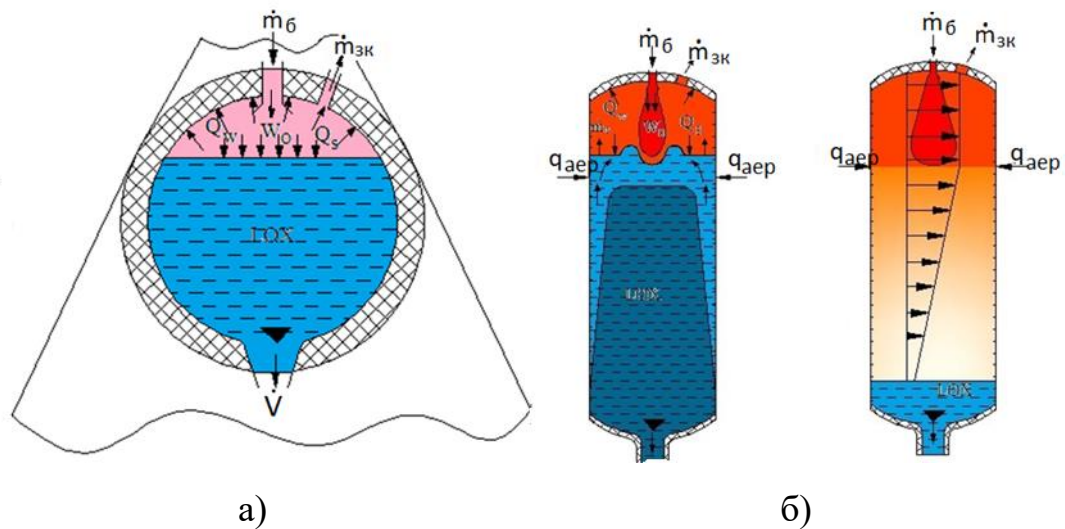


Рис.3 – Схеми процесів всередині паливних баків:
а) підвісний кулястий бак; б) циліндричний несучий бак;

Q_w , Q_s – теплові потоки від РТН в стінки бака і дзеркало палива; W_O – швидкість введення РТН в бак; q_{aep} – аеродинамічний тепловий потік в стінку бака.

Також у проєктантів існує і загальний погляд на фактори що впливають на параметри СН. Ряд вчених (Мосейко В.А., Логвиненко А.І., Денисов К.П., Hermesen R., Кендл Д.В.) особливо виділяють з них швидкість і напрямок введення гарячого РТН. Але процеси поширення високотемпературного струменя всередині бака, фактори, які впливають, крім сили Архімеда, взаємодії його з поверхнею палива не досліджені. Відома наша робота по визначенню підсумкової далекобійності неізотермічного струменя у вільному обсязі бака малого подовження. Однак внесок кожної гальмівної складової не показаний. Висловлена лише гіпотеза про стискаючу роль конструкції бака. Особливо сказане стосується поширення струменів істотно іншої щільності, ніж середовища поширення. Наприклад, щільність гелію і парів кисню різняться в 7 разів, їх температури при гарячому наддуванні гелієм перші секунди польоту – в 4 рази, з'являється перевантаження ~ 2 . В таких умовах поширення струменів ніде більш не реалізується, тому і не вивчалось. Не дивно, що відсутні будь-які залежності для розрахунків навіть швидкості, концентрацій домішок в поперечному перетині такого струменя. Максимум що реально можна зробити в таких умовах – це оцінити далекобійність струменя (коли швидкість на його осі дорівнює фоновій).

Покращення характеристик і надійності СН в історичному аспекті йшло шляхом підвищення температури РТН, спрощення конструкцій і обслуговування за рахунок зведення до мінімуму зв'язків з СК. Вершиною цього напрямку є МБР останніх поколінь КБ «Південне». Всі ресурси для роботи РРД були на борту РН.

Системний аналіз реалізованих СН дозволив виявити серед них найбільш ефективні і конструктивно прості. Це схеми з: випаровуванням і нагріванням в ТО кисню (Фау-2, Р-1, Р-2, Р-9А, РН Saturn-V, РН 11К63); відновлювальним ГГ для баків окислювача і пального (БРДД Р-11); «самонаддуванням» (кипіння верхнього шару окис-

лювача (Atlas-D, Titan-I, Titan-II, частково); хімічним наддуванням в якості передпускового (18М); високотемпературним генераторним ($\sim 1300\text{K}$) баків з НДМГ (18М).

Показано, що «самонаддування» є еталоном конструктивної простоти і надійності. Встановлено наукові та технічні причини, за яких зазначена СН не отримала подальшого поширення. Це великі похибки визначення рівня киплячого LOX в польоті і через це його помітні залишки в баку. Кисневі СН не застосовуються в РРД з допалюванням ОГГ через наявність в LOX після бустеру незначного відсотка льоду і вуглекислоти. Хімнаддування демонструє ефективність тільки при ПН (певних незначних відстанях між рівнем компонента і вихідним перетином форсунки).

Існуюча методологія проектування СН створена для переохолодженого LOX, баків малого подовження ($l/d \sim 1$), для РТН невеликої температури, яке вводять в баки з незначною швидкістю. Кипіння LOX на стінках незначне, і не враховується (рис.3а). У математичних моделях приймається рівномірний розподіл температури газу по висоті бака. Відсутні методи моделювання параметрів гелієвих гарячих СН (рис.4), які б одночасно враховували теплові та термодинамічні процеси в балонах і баках, опір трактів наддування. Наближені аналітичні методи для реальних газів в загальній постановці відсутні. Не розглядаються і пов'язані задачі через складності опису процесів в рухомих середовищах РТН, на кордонах фаз.

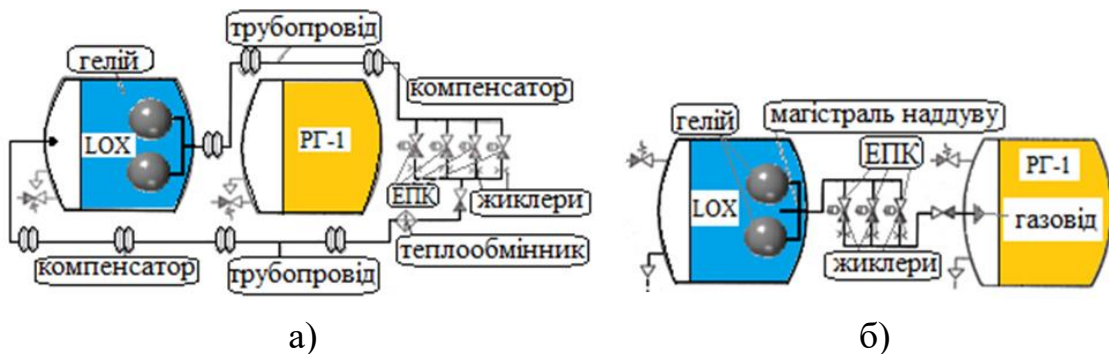


Рис.4 - Типові схеми гелієвих газобалонних СН:
а) гарячої; б) надхолодної (НСН)

Далі, стендова база СРСР (і України) не дозволяла і не дозволяє проводити повномасштабні випробування СН баків з LOX перших ступенів РН навіть середнього класу. Методики фізичного моделювання параметрів СН не існувало. Тому закладалися в проекти запаси, відпрацювання параметрів переносилося на етап льотно-конструкторських випробувань (ЛКВ). Це виключно витратний шлях.

У РКТ все більш широко використовуються РН пакетного типу. Їх проектування повинно забезпечувати роботу РН при відмові одного елемента, в тому числі, і РУ одного з блоків. Але СН в цьому випадку проектується без урахування особливостей аварійних алгоритмів. Зазвичай рішення досягається суттєвим підвищенням тиску газу в баках ще до старту. Такий підхід суттєво знижує ефективність РК.

На РН «Зеніт», яка є еталоном в світовому ракетобудуванні вже на протязі 35 років, гелієві СН з'явилися по причині адміністративного характеру. У постанові Уряду СРСР від 1976 р на розробку РН 11К77 («Зеніт») зазначено, що її I ступінь повинна бути максимально уніфікована з I ступенем РН «Енергія» (11С25) багаторазового використання (ступінь – 10 разів, РРД – до 20). Це привнесло обмеження, в тому числі, на чистоту РТН і температури конструкцій. Далі, для РН «Енергія» в

аварійних ситуаціях потрібно інтенсивно зливати LOX з блоку, де вимкнена РУ. СН, що використовують ресурси працюючого РРД, в цьому випадку непридатні.

Аналіз рівняння Сен-Венана для витрати газу $\dot{m}_o$ через площу f системи з опором трактів дозволяє зрозуміти хронічні недоліки гарячих гелієвих СН (рис. 4а):

$$\dot{m}_o = \frac{f m \mu q(\lambda) p_o}{\sqrt{z R T_{np} [1 + m^2 q^2(\lambda) \zeta_\Sigma]}} \quad , \quad (1)$$

де m – газодинамічна функція; μ – коефіцієнт витрати; $q(\lambda)$ – газодинамічна функція, визначається через $\pi(\lambda)$ (перепад тиску в системі), ; p_o – тиск газу в балоні; z – коефіцієнт стисливості газу; R – газова стала гелію; T_{np} – наведена температура по трактах наддування і ТО; ζ_Σ – приведений опір трактів наддування з ТО.

В першу чергу, це відсутність на етапі проектування СН ряду найважливіших вихідних даних (підігрів гелію в ТО, його опір і магістралей), які вкрай потрібні в розрахунках. В системі чотири різних яскраво виражених ділянки по температурі газу – в балонах ($90 \rightarrow 40\text{K}$ за часом), в холодній магістралі ($250 \rightarrow 50\text{K}$), в ТО ($250 \rightarrow 130 \rightarrow 650\text{K}$), в гарячій магістралі ($250 \rightarrow 130 \rightarrow 600\text{K}$). У дужках вказані діапазони температур за підсумками ЛКВ, які отримані через 8 років після проектування. Аналогічна ситуація з опором магістралей і ТО. На етапі проектування остаточно не визначена конфігурація трас, діаметри магістралей, кількість зварювальних швів, поворотів, компенсаторів. Тому необхідно проектувати СН з суттєвим запасом.

Також не визначена фізична модель прогріву LOX в циліндричних баках з вафельним підкріпленням на старті і в польоті. Вихідний рівень параметрів СН після ПН не досліджений. Приймають рівномірний профіль LOX по висоті бака. Немає методик розрахунку кипіння LOX в баку в польоті. Вивчено окремі аспекти теплофізики кипіння недогрітої рідини на вертикальній поверхні. В існуючій методології проектування СН відсутня методика фізичного моделювання параметрів СН.

Сучасні гарячі гелієві СН баків РУ з допалюванням ОГГ тиражують схеми п'ятдесятих років, коли РРД були без дроселювання з відновлювальним ГГ, у яких температура теплоносія в ТО була постійною і на $400 \div 500\text{K}$ вища. Тому ефективність гелієвих СН РУ з допалюванням ОГГ низька. Через широке поширення гелієвих СН може скластися враження їх підвищеної надійності. Однак це не так. З «вини» гелієвих систем за останні роки аварій та відмов сталося більше, ніж через більш складні РРД (РН Falcon-9 – тричі), KSLV-1, «Ангара», РБ «Фрегат»).

Відома НСН бака з РГ-1 (рис.4б), в якій гелій з балонів з криогенною температурою найкоротшим шляхом через міжбаковий відсік вводиться в бак пального. Роль ТО тут виконує пальне і бак, масою відповідно в декілька десятків тонн. В цьому випадку істотно спрощується конструкція СН і її розрахунки. На етапі проектування для НСН є всі необхідні вихідні дані для моделювання її параметрів. Але НСН була апробована тільки на моделі. Дана перспективна СН вимагає підтвердження розрахункових характеристик в польоті, також і покращення характеристик.

У другому розділі розглянуті питання розробки методик математичного і фізичного моделювання параметрів гелієвих СН баків РУ РН. Математична модель внутрішньобакових процесів в загальному випадку являє собою систему рівнянь термодинаміки тіл змінної маси, багатовимірних нестационарних рівнянь теплопровідності для твердих тіл, рівнянь енергії для потоків теплоносіїв з граничними умовами, або з

умовами сполучення на кордонах розділу. У розглянутій постановці потоків теплоносіїв може бути як мінімум два на вході (РТН і пари кисню), і один на виході (скидання газу через запобіжний клапан (ЗК)).

Складність вирішення цієї системи рівнянь полягає в тому, що на етапі проектування внутрішня структура підсистем ще не визначена. Геометрія трас наддування, їх склад, температура РТН за ТО, на вході в бак визначені ТЗ з великими допусками. Далі, підходи до моделювання доводиться спрощувати: на нестационарних режимах тепло- і масообміну справедливі стаціонарні залежності; кипіння LOX визначається за окремим алгоритмом; поки струмінь РТН добиває до дзеркала – температура стратифікація газу відсутня, коли струмінь РТН добиває до дзеркала – температура газу в баку однакова по довжині далекобійності струменя, далі змінюється лінійно до температури поверхні палива.

Структурно методика складається з двох взаємопов'язаних послідовних частин – спорожнення балонів і наддування баку. Диференціюючи за часом роботи СН рівняння для внутрішньої енергії газу в балонах і застосовуючи перший початок термодинаміки з урахуванням $V_6 = \text{const}$ і $k = \text{const}$ (V_6 – внутрішній об'єм балонів, а k – показник адіабати гелію) можна отримати величину зміни тиску газу в балонах

$$\dot{P}_6 = \frac{z(k-1)}{V_6} \cdot \left[\dot{Q}_6 + \frac{k\dot{m}_6 RT_6}{k-1} \right] + \frac{\dot{z}}{z} P_6, \quad (2)$$

де $\dot{Q}_6$ – тепловий потік від конструкції балона до газу; $\dot{m}_6$ – витрата гелію з балонів; T_6 , P_6 – температура і абсолютний тиск гелію в балонах; R , z – газова стала і коефіцієнт стисливості гелію в балонах.

При тиску гелію в балонах сучасних СН $23 \div 35$ МПа і його температурах $T \leq 90$ К розглядається модель реального газу. Відмінності від моделі ідеального газу (рівняння Клапейрона) по щільності гелію складають в нашому випадку $30 \div 35\%$.

Витрати гелію із балонів в бак визначаємо за рівнянням (1). В якості T_{np} доцільно прийняти мінімальну температуру гелію по ТЗ після ТО за часом роботи РУ. Тоді, наприклад, з урахуванням опору системи f_{np} при першому включеному ЕПК має такий вигляд (дані для РД-171): $f_{np1} = 41,4 \cdot 10^4 / T_{np} + 20$. При всіх включених ЕПК залежність трансформується: $f_{np4} = 6,7 \cdot 10^4 / T_{np} + 20$.

Теплообмінні процеси розраховуємо за рівнянням природної конвекції з урахуванням прийнятих припущень і спрощень. Наприклад, для теплового потоку від балона до газу (гелій, азот, повітря, аргон) в широкому діапазоні зміни тисків $1 \div 300$ бар і температури газу в балоні $100 \div 420$ К можна використовувати залежність В.І. Сідова для визначення числа Нуссельта $Nu = 0,1 \cdot (Gr \cdot Pr)^{0,33}$. Величину зміни тиску газу у вільному об'ємі бака отримуємо, диференціюючи за часом роботи СН рівняння для внутрішньої енергії газу в баку і застосовуючи перший початок термодинаміки

$$\dot{P} = \frac{\bar{k}-1}{V} \left[\dot{Q}_\Sigma + \frac{k}{k-1} R \cdot T \cdot \dot{m}_6 + \frac{k_s}{k_s-1} R_s \cdot T_s \cdot \dot{m}_s - \frac{\bar{k}}{\bar{k}-1} P \dot{V} + \frac{\dot{\bar{k}} \cdot P \cdot V}{(\bar{k}-1)^2} \right], \quad (3)$$

де V – поточний вільний об'єм газу в баку; $\bar{k}, k, k_s$ – показник адіабати суміші газу у вільному об'ємі бака, гелію, парів кисню в баку відповідно; $\dot{m}_s = \dot{m} + \dot{m}_{sD} + \dot{m}_{sw}$ – швидкість приходу парів кисню вільний обсяг бака за рахунок дифузії, кипіння верхнього

шару LOX, кипіння LOX на стінці бака, $\dot{m}_g$ – прихід гелію в бак з балонів; R_s, R – газова стала парів кисню і гелію відповідно; $\dot{Q}_\Sigma = \dot{Q}_w + \dot{Q}_s$ – сумарний тепловий потік від газу в стінки баку і поверхню палива; T – поточна середньомасова температура газу в баку; $\dot{V}$ – об'ємна витрата палива з баку.

Створена система звичайних диференціальних і алгебраїчних рівнянь. Вона вирішується методами наближених обчислень. Для підвищення точності методики необхідно знаходити зону перемішування газу в баку і швидкість википання кисню.

За підсумками ЛКВ з'являється ясність по параметрам ТО і СН. Для того, щоб без ускладнень на наступних РН зняти виявлені запаси вже на етапі проектування РК необхідно передбачати ряд конструктивних заходів. Вони були розроблені і реалізовані в «Комплексній програмі експериментального відпрацювання систем постачання компонентів палива РРД І і ІІ ступенів РН «Зеніт».

Знижувати настройку ЗК і полегшувати бак на успішно літаючій РН навряд чи вже доцільно. Це зажадає повторення всього обсягу випробувань баку, вимагатиме коригування технології його виготовлення. Теж стосується і питання зменшення діаметрів магістралей наддування з компенсаторами. Таким чином, ціна, якою досягається деяке зниження маси РТН (і тільки) у гарячих газобалонних СН сучасних РУ, працюючих на ОГГ, стає невиправдано великою. Маса всієї СН виходить значною, конструкції ПГСР, старту, випробувальних стендів – складними.

Порівняння результатів моделювання параметрів СН за розробленою методикою з експериментальними даними ЛКВ показує наступне. Після експериментального уточнення повного опору трактів, температури гелію за ТО за часом роботи ДУ, розбіжності по тиску газу в баку не перевищують $\sim 8\%$ на початку і $\sim 5\%$ в кінці роботи СН. Особливо слід відзначити, що в НСН баків з пальним завдяки коротким трактам наддування можна реалізувати критичний перепад тиску на дозуючих жиклерах. Це забезпечує суттєво більш високу точність розрахунків.

Аналіз технічної літератури призводить до невтішного висновку – класичне фізичне моделювання параметрів сучасних СН навряд чи можливо. Причини – одночасне протікання складних різномірних явищ теплового, масообмінного, газодинамічного характеру. Головним і найбільш відповідальним моментом в даному питанні є вибір лінійного масштабу моделювання n . Природно, чим менше модельний бак, тим швидше його можна виготовити і простіше організувати випробування з впливом на нього основних факторів. Однак, чим далі ми йдемо від реальних умов, тим менше ступінь довіри до отриманих результатів.

В сучасних умовах найбільш плідним є розроблений підхід до наближеного прискореного моделювання. Він істотно спрощує реалізацію моделювання параметрів СН, дає можливість вкластися в відведені на розробку РК стисли терміни.

Згідно з ним тиск газу в модельному і натурному баках при роботі СН повинен бути рівним, тобто $P(\tau)_n = P(\tau)_m$ і $\dot{P}(\tau)_n = \dot{P}(\tau)_m$. Це дозволяє використовувати на моделі натурні алгоритми системи регулювання тиску газу в баках, сигналізатори тисків, автоматику. Далі, однакові рівні тисків газу в баках за часом випробувань забезпечують однакові межі прогріву LOX. РТН, модельна рідина, матеріал стінок баку приймаємо однаковими з натурною. Таким чином, забезпечуємо рівність $Pr_{\delta n} = Pr_{\delta m}$. Однак при цьому підході числа Gr виходять помітно різними. Певним недоліком є і

те, що процеси всередині бака мають нестационарний характер, а вплив числа Фур'є залишається за рамками розгляду. Однак в подібних завданнях рівність чисел Fo дотримати вкрай складно. Таким чином, виконуємо геометричну подібність, рівність чисел Pr , Re входу РТН до баків, рівність початкових і граничних умов.

За основу візьмемо рівняння (3), яке описує швидкість зміни тиску газу в баку при роботі РУ. Взявши до уваги, що $\dot{V}_m = \dot{V}_n / n^3$ для забезпечення рівності $P_m = P_n$ всі члени вищенаведеного рівняння стосовно $\dot{P}$ треба зменшити в n^3 раз. Тоді співвідношення по енергії, що вноситься в модельний бак з газом наддування має виглядати щодо натурального бака наступним чином $[k_i / (k_i - 1) \cdot \dot{m}_i RT]_m = [k_i / (k_i - 1) \cdot \dot{m}_i RT]_n / n^3$.

Звідси слідує що $\dot{m}_{im} = \dot{m}_{in} / n^3$. З урахуванням прийнятих припущень, а саме - на моделі і натурі використовується LOX, можна записати: $k_{sm} = k_s$, $R_{sm} = R_{sn}$, $T_{sm} = T_{sn}$.

Енергія, що підводиться до газу в баку за рахунок всіх механізмів кипіння LOX: $[k_s / (k_s - 1) \cdot \dot{m}_s R_s T_s]_m = [k_s / (k_s - 1) \cdot \dot{m}_s R_s T_s]_n / n^3$. Проводячи далі аналогічним чином перетворення, в кінцевому підсумку отримуємо шукані співвідношення (табл.1).

Таблиця 1 - Підсумкові співвідношення параметрів моделі і натурі

№ з/п	Найменування параметру	Розрахункове співвідношення параметрів
1	Лінійні розміри	$L_m = L_n / n$; $D_m = D_n / n$
2	Об'єм бака	$V_m = V_n / n^3$
3	Витрата компонента з бака	$\dot{V}_m = \dot{V}_n / n^3$
4	Температура газу наддування на вході в бак	$T_{ex,m} = T_{ex,n}$
5	Питомий аеродинамічний тепловий потік	$q_{aэpm} = q_{aэpn} / n$
6	Товщина стінки бака	$\delta_m = \delta_n / n$
7	Витрата газу на наддування	$\dot{m}_{im} = \dot{m}_{in} / n^3$
8	Робочий запас газу наддування	$m_{im} = m_{in} / n^3$

Методика моделювання розроблена і успішно апробована при створенні СН баків РУ РД-171 і РД-170. Вона була єдиною, за результатами якої підписано Акти Держкомісії про допуск СН до вогневих наземних випробувань і ЛКВ. Достовірність методіки підтверджена при ЛКВ РН «Зеніт» і «Енергія».

Проведено аналіз прийнятих припущень при математичному і фізичному моделюванні. Він показує наступне. Геометрична подібність виконано, числа Прандтля однакові. Початкові і граничні умови також однакові. Товщина стінки моделі не може бути в n разів менше натурної при тому ж тиску. Фактично вона у моделі буде така ж, як і у натурального бака, тобто $\delta_m \approx \delta_n$. Далі, при виведенні співвідношень для фізичного моделювання лише приймалося, що інтенсивність теплообміну газу з граничними поверхнями повинна бути однаковою. Неврахування нестационарності процесів призводить до заниження тиску газу в баку моделі. Повний аналіз отрима-

них співвідношень для модельних випробувань при $n = 3,1$ показує, що в натурних (штатних) умовах необхідний рівень тиску газу в баку з LOX буде забезпечений меншою (на $\sim 20\%$) витратою гелію при інших рівних умовах.

Розглянуто проблему впливу осьового перевантаження на параметри газу в баку на початковій ділянці роботи гарячої СН. При мінімальних початкових вільних об'ємах газу в баку похибки в забезпеченні потрібної витрати РТН можуть мати негативні наслідки (провал тиску на вході в РРД). Розглянуто два аспекти. Об'єм газу в довгих магістралях, який при запуску ДУ надходить до баку, має температуру відсіків і навколишнього середовища, а не температуру гелію в балонах. Другий аспект – вже при старті струмів теплового гелію в криогенному баку потрапляє під дію підвищеної сили Архімеду, що його виштовхує, через появу перевантаження. Запропонована методика моделювання ці важливі моменти не враховує.

Перший недолік запропоновано усувати проведенням ПН через польотну СН. Інший спосіб – зарядку балонів «холодним» гелієм проводити через магістраль СН. Перша порція гелію (рис.4) буде зрозумілої щільності. Далі, з формальної рівності чисел Re на моделі і натурі випливає, що швидкість зустрічі струменя РТН на моделі w_m повинна бути в n разів менше, ніж на натурі w_n . Ясно, що такий підхід неточний.

При наддуванні гелієм бака з LOX необхідно забезпечувати однакові швидкості взаємодії фаз ($w_{хл} = w_{хз}$), що випливає з критерію Вебера. Прирівнявши числа Архімеда для газу в земних і льотних умовах можна отримати потрібну початкову температуру газу в баку на землі, яка б забезпечувала силу, що виштовхує струмінь РТН, на початковій ділянці струменя що і в польоті $T_{окрз} = T_o / [1 + n_x (T_o / T_{всГ} - 1)]$, де T_o – температура гелію на вході в бак; $T_{всГ}$ – температура верхнього шару палива (поки струмінь добиває до дзеркала, газ в вільному обсязі інтенсивно переміщується), n_x – поздовжнє перевантаження. Отримана залежність дозволяє забезпечити при випробуваннях на землі таке ж падіння тиску газу, як в перші секунди польоту.

Розроблено рекомендації щодо уточнення елементів конструкції СН на етапі ЛКВ. Для забезпечення безпроблемного зняття виявлених запасів (не менше 20% при $n = 3,1$) за підсумками аналізу перших ЛКВ, вже на етапі проектування РК запропоновані наступні конструктивні заходи: введена система регулювання потрібного тиску газу в баку; включення першого ЕПК СН виконано «плаваючим» за часом на перших пусках. Жиклери СН на перших льотних РН встановлені на різних з'єднаннях (далі – зварні); шайба у вихідному перетині газопроводу повинна бути змінна. Далі, після вказаних уточнень, при підсумковому рівні тиску газу в баку мінімум на двох РН встановити по висоті баків окислювача I і II ступенів виміри температур газу і LOX з метою визначення фактичної швидкості википання LOX і його прогріву за часом. Ці рекомендації були включені в Комплексний план експериментального відпрацювання РН 11К77 і 11С25 («Зеніт» і «Енергія»).

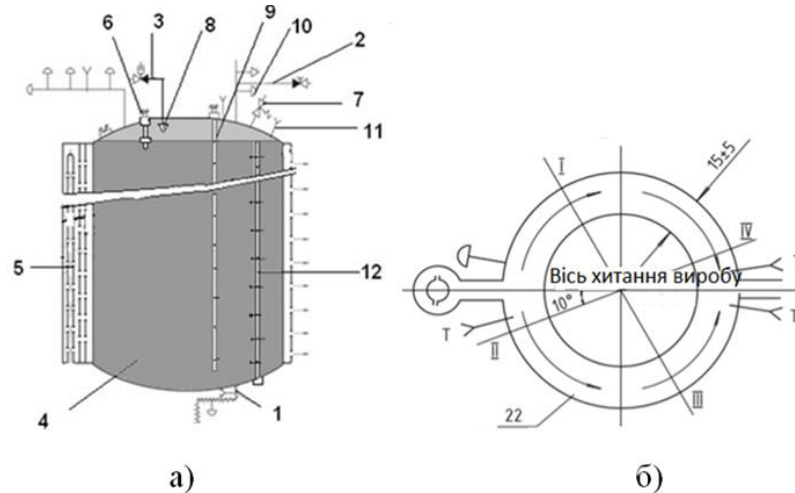
Розділ 3 присвячений вирішенню експериментальним шляхом проблемних питань проектування сучасних СН, які виникли при переході на циліндричні несучі баки і киплячий LOX: вплив ПН на початковий стан параметрів СН до запуску РУ; визначення прогріву LOX в циліндричному баку і фізичної моделі його температурної стратифікації; визначення в польоті швидкості википання LOX в циліндричному баку з вафельним підкріпленням.

Дослідження проводились на спеціальних стендах на установках А, В, С (табл.2).

Таблиця 2 - Основні характеристики експериментальних установок

	Наявність ІЗТ	Коливання установки	$V_{нач}$, м ³	Діаметр баку, м	Подовжен- ня баку, l/d	Підкріп. Баку
А	—	—	3,5÷5,0	3,0	0,9 (2,5)	стринг.
В	+	+	0,15÷1,0	2,1	1,0	хім. фр.
С	+	+	0,09÷0,6	1,25	5,6	хім. фр.

Матеріал баків усіх установок – АМг-6, їх верхні і нижні днища були теплоізолювані. Установки В і С мали вафельну поверхню циліндричної стінки, були забезпечені (на рис.5, поз.5) газодинамічними імітаторами зовнішнього теплопідводу (ІЗТ). ІЗТ являв собою коаксіальний кожух з пристроями подачі і відведення азоту, вимірами його температур. Установки були забезпечені системами заправки-зливу LOX 1, передпускового наддування (ПН) 2 гелієм, польотного наддування 3 гелієм з температурою $\sim 470\text{K}$, системою вимірювань.

Рис.5. Схема установки С; б) ВІД ЗВЕРХУ

Послідовність операцій на всіх експериментах відповідала порядку проведення операцій на космодромі: заправка установки LOX, стоянка з відкритим дренажним клапаном (ДК) для вирівнювання початкового температурного профілю LOX, закриття ДК і проведення ПН. Далі система управління підтримувала потрібний тиск газу в баку шляхом включення (відключення) витрати гелію на наддування. Досліджено введення гелію (кисню, азоту) в бак з різною швидкістю і в різних напрямках.

Установки А, В і С були оснащені аналогічними системами вимірювань. Вимірювали рівень LOX в баку, тиск газу, температури верхнього днища бака і газу в баку в декількох точках (в об'ємі). Повторюваність результатів на всіх установках задовільна. Основні результати досліджень, отримані на установці С, що є геометричною моделлю бака з LOX РУ I ступеня РН «Зеніт» (РН «Енергія»), наведені в табл.3.

При введенні гелію уздовж поздовжньої осі бака зі швидкістю звуку ($w_0 \approx 880$ м/с) ефективна працездатність газу в баку отримана на рівні $(RT)_{эф} = 30 \cdot 10^4 \text{ Дж/кг}$.

Таблиця 3 - Результати експериментальних досліджень на установці С

№ з/п	Початковий тиск газу в баку	Початковий газовий об'єм в баку	Початкова температура LOX	Кінцевий тиск газу в баку	Витрата гелію на наддування бака	Температура гелію на вході в бак	Час роботи СПН	Температура газу у верхнього днища	Прогрівання верхнього шару LOX в баку	Зовнішній тепловий потік к баку
	$P_{нз}, \text{МПа}$	$V_{нз}, \text{м}^3$	$T_{нзс}, \text{К}$	$P_{кз}, \text{МПа}$	$\dot{m}_{ге}, \text{кг/с}$	$T_{вх}, \text{К}$	$\tau_{СПН}, \text{с}$	$T_{ГВД}, \text{К}$	$\Delta T, \text{К}$	$q_a, \text{кВт}/(\text{м}^2 \text{с})$
1	0,13	0,090	91,9	0,33	0,083	260	2,1	106	0,5	1,1
2	0,12	0,090	90,9	0,32	0,090	267	1,6	117	0,3	-
3	0,12	0,090	90,9	0,33	0,089	267	1,7	110	0,4	-
4	0,11	0,260	90,1	0,33	0,087	268	2,8	119	0,3	0,42
5	0,12	0,260	90,1	0,34	0,090	268	2,9	125	0,3	0,42
6	0,12	0,320	91,9	0,32	0,091	269	4,0	114	0,4	0,84
7	0,12	0,320	90,4	0,32	0,089	268	4,0	132	0,6	0,84
8	0,12	0,560	91,8	0,32	0,081	269	5,0	101	1,0	2,9
9	0,12	0,560	90,7	0,37	0,091	271	3,5	141	1,0	4,2
10	0,12	0,560	90,7	0,34	0,085	266	5,0	133	0,9	3,4
11	0,11	0,560	90,8	0,35	0,085	265	4,3	153	1,0	3,8
12	0,11	0,560	91,4	0,37	0,090	268	3,9	141	0,9	2,5

Зі зменшенням швидкості введення газу до $\sim 30 \text{ м/с}$ його працездатність збільшувалася до $55 \cdot 10^4 \text{ Дж/кг}$. Аналогічна тенденція встановлена і при використанні в якості РТН азоту і кисню. Пояснити залежність $(RT)\varepsilon\phi = f(w_0)$ можна інтенсивним теплообміном в кратері на поверхні LOX, який утворює струмінь газу. За час ПН ($\sim 100 \text{ с}$) прогрівання поверхні LOX в баку не перевищувало 2°C , відбувалося практично повне відновлення парів кисню, яке відповідає температурі його дзеркала. Отримані результати свідчать – час ПН доцільно максимально скорочувати. Для цього запропоновано проводити ПН бака з LOX (і з РГ-1) холодним гелієм через польотну СН. В результаті істотно спрощується обслуговування РН. Запропоновано ще одне покращення параметрів ПН – заохолоджувати верхню частину бака ззовні рідким азотом (рис.6).

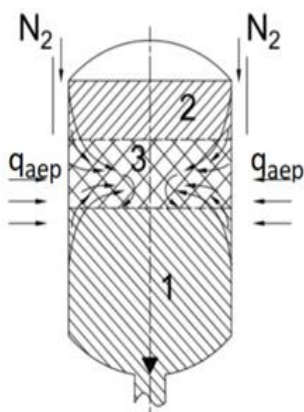


Рис.6 - Заохолодження верхньої частини баку рідким азотом

Все додаткове обладнання (коаксіальні кожухи) слід розміщувати на старті. Також зниження прогріву LOX при ПН можна досягти зменшуючи щільність центрів

паротворення на внутрішній поверхні бака (наприклад, поліруванням), що впливає з залежності Хена і Гріффіса $q=2\sqrt{\pi \cdot D_o^2 \Delta T \sqrt{\lambda' c_p' \rho'} \cdot \sqrt{f} \cdot n}$,

де D_o – початковий діаметр бульбашки, f – частота їх відриву, ΔT – температурний напір; c_p' , λ' , ρ' – теплоємність, теплопровідність, густина LOX; n – щільність центрів паротворення на циліндричній стінці бака.

Позитивний результат також можна отримати, якщо внутрішню поверхню стінок бака покрити матеріалом, у якого комплекс $(c_p \lambda \rho)$ менше аналогічного комплексу матеріалу бака (зменшується інтенсивність тепловіддачі від стінки до рідини).

Проведена верифікація методики моделювання параметрів СН натурними даними. На рис.7 наведено експериментальні дані по тиску газу в баку з LOX (ЛКВ №1), а на рис.8 – в баку з РГ-1 (шість пусків ЛКВ) РД-171. Фактичний тиск газу в баку з LOX за часом польоту при ЛКВ №1 перебував в допустимих межах і виявився, як і обґрунтовувалось, вище розрахункового.

Таблиця 4 - Фактичні параметри ТО гелію РД-171

Номери ЛКВ РН	1	2	3	4	5	6
Перепад тиску гелію на ТО, бар	5	10	3	5	2	2
Температура гелію після ТО, К	600	618	615	643	618	621

Як і прогнозувалось, джерела запасів СН по тиску – фактичні опір ТО і температура гелію після ТО (табл.4). Реальний опір ТО виявився набагато меншим ТЗ (більш ніж в 3 рази) і прийнятого при моделюванні (по ТЗ на ТО $\Delta p \leq 15 \cdot 10^5 \text{ Па}$ при $\dot{m}_g = 0,4 \text{ кг/с}$ і $T = 90 \text{ К}$). Причому, опір ТО РУ помітно змінювався.

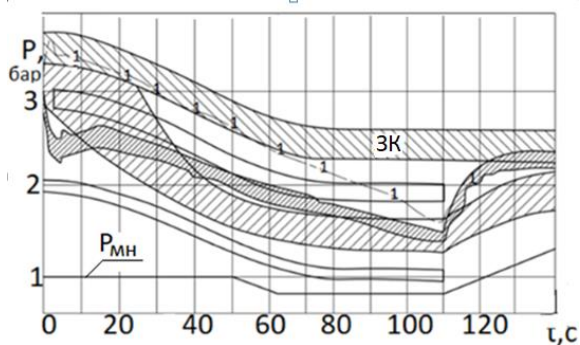


Рис.7 - Порівняння результатів математичного моделювання параметрів гарячої гелієвої СН бака LOX РД-171 з експериментальними даними ЛКВ №1 і №2 - №6.

Примітка: 1. За нуль відліку часу прийнятий момент початку руху РН;

- експериментальний діапазон тиску газу в баку окислювача №2 - №6;

- підсумковий діапазон тиску газу в баку окислювача;

--- 1 --- 1 ---- - результати першого натурального випробування;

P_{MN} - мінімально-необхідний тиск газу в баку; ЗК - настройка запобіжного клапану.

Фактична температура гелію за ТО була стабільно вищою за номінал і в середньому перевищувала 615К. Моделювання же проводилося на мінімальне значення температури гелію по ТЗ – 530К. Отримані результати узгоджуються з більш пізні-

ми результатами В.В. Бірюка – для I ступеня РН «Союз-2» підвищення температури РТН в ТО на 100К (~ 17%) дозволяє зменшити потреби в РТН на $\sim 14 \div 20\%$.

За підсумками першого пуску РН «Зеніт» за розробленою методикою моделювання з фактичними вихідними даними при провідній участі автора було зменшено витрати гелію на наддування бака окислювача на $\sim 25\%$. Завдяки запланованій технічній можливості перший жиклер СН в натурної СН був зменшений з $\varnothing 10$ мм до $\varnothing 6$ мм. Надалі діаметри всіх жиклерів були зменшені до $\varnothing 6$ мм. Кількість балонів з гелієм зменшено на чверть. Наступні ЛКВ підтвердили прийняті рішення (рис.7).

У баку з РГ-1 тиск газу при ЛКВ виявився всередині розрахункового діапазону. Для НСН наявність всіх вихідних даних на етапі проектування дозволило отримати відразу хорошу збіжність з результатами ЛКВ (рис.8).

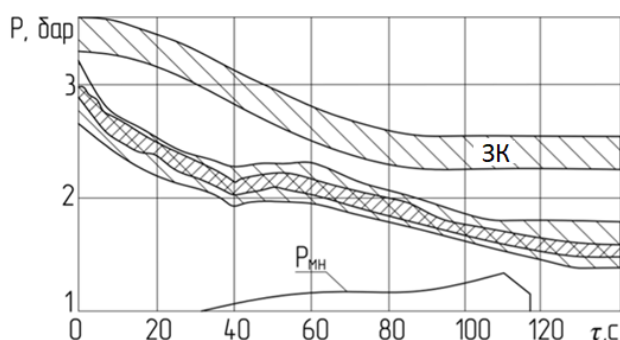
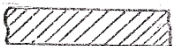
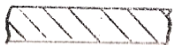


Рис.8 - Результати математичного моделювання НСН і дані по тиску газу в баку з паливом РД-171 на перших шести ЛКВ

Примітка: 1. За нуль відліку часу прийнятий момент початку руху РН.

-  - експериментальний діапазон тиску газу в баку пального;
-  - розрахунковий діапазон тиску газу в баку пального.
- 2. $P_{МН}$ - мінімально-необхідний тиск газу в баку.
- 3. ЗК - настройка запобіжного клапана бака пального.

Таким чином, розроблена методологія проектування гарячих гелієвих і НСН циліндричних баків РД з доопалюванням ОГГ дозволила в стислі терміни спроектувати СН в суворій відповідності з ТЗ.

Досліджено фізичну модель прогріву LOX в циліндричних баках РУ при гарячому наддуванні. Були проведені експериментальні дослідження на установці С (табл.2) з LOX. Її бак був забезпечений 23 температурними датчиками ІС-572, ТП062-12. Необхідні зовнішні теплові потоки забезпечував ІВТ.

Для оцінки можливого температурного впливу РТН на верхній шар LOX частина досліджень проведена з температурою газу наддування на вході в бак, близької до температури його вільної поверхні. Найбільш характерні результати випробувань, що відрізняються один від одного тільки температурою газу на вході в бак, наведені в табл.5. Максимальна сумарна похибка визначення температури верхнього шару LOX не перевищувала 0,5К. Аналіз отриманих результатів показує, що кореляції між прогрівом LOX в баку і температурою газу на вході в бак в розглянутих умовах не спостерігається. Таким чином, в дослідженому діапазоні основних впливових факторів, температура LOX в циліндричному баку з вафельним підкріпленням залежить тільки від рівня аеродинамічних теплових потоків. Наслідок з цього висновку

– застосування в СН високотемпературних РТН не повинно призводити до помітного збільшення температури LOX в баку.

Таблиця 5 - Результати випробувань по прогріву LOX на установці С

Параметри	Температура газу на вході в бак, К								
	93	93	93	277	276	276	372	371	369
Зовнішній тепловий потік до баку, кВт/м ²	5,0	4,6	4,2	4,2	4,2	4,2	4,6	5,0	5,0
Максимальний прогрів LOX, К	2,5	2,8	2,9	2,5	2,6	2,5	2,3	2,7	2,8
Прогрів LOX відносно початкового профілю, К	2,0	1,7	1,2	1,9	2,0	1,6	1,5	1,4	1,8

При використанні LOX в циліндричних баках ДУ проблема визначення кількості кисню, що википів в вільний об'єм циліндричного бака за часом польоту, встає з усією гостротою. Для створення методики експериментального визначення цієї величини в польоті були вирішені наступні завдання: розроблено методику визначення википання LOX за часом роботи РУ; вибрані і установлені засоби вимірювання потрібних параметрів відповідно до вимог методики (рис.9); оброблені отримані виміри фізичних величин і оцінені похибки експериментальних даних; проаналізовано отримані результати, визначенні основні фактори, що впливають, і вироблені рекомендації щодо зменшення википання кисню.

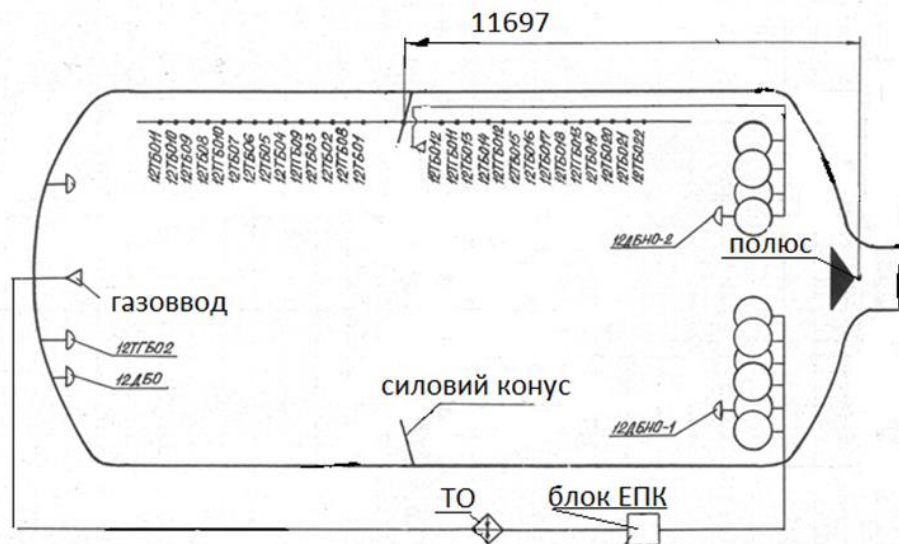


Рис.9 - Схема розміщення штанг і вимірів температур в натурному баку окислювача

При визначенні маси кисню у вільному об'ємі бака застосовувалися закони збереження маси і Дальтона. Завдання зводилось до визначення поточної середньомасової температури газової суміші у вільному обсязі бака. Для обробки експериментальних даних використовувалась розроблена нами методика розрахунку параметрів

газобалонної СН. Вирішувалася зворотня задача – за відомими значеннями тиску газу в баку, в балонах, температури гелію за ТО, визначали поточний парціальний тиск гелію в баку і, відповідно, парів кисню. Приймалися такі припущення: гелій і пари кисню рівномірно розподілені по всьому об'єму бака; температура РТН у поверхні LOX дорівнює температурі його поверхні; температура газу в площині перпендикулярній поздовжній осі бака в кожен момент часу однакова. Для експериментального визначення шуканої величини в баку з LOX на двох РН були встановлені дві температурні штанги на силовому конусі на відстані 0,3 м від стінки бака по всій його висоті (рис.9). Розроблено методику розміщення вимірів і обробки результатів експериментів. Вимірювали температуру газу в ньому (в 6 точках, датчики температур ІС-571, температурний діапазон $73 \div 423\text{K}$), і LOX (в 22 точках, ІС-572, $88 \div 123\text{K}$), тиск газу в баку (струнний датчик Вт 1202-04, амплітудний діапазон $0 \div 1\text{ МПа}$), в балонах (Вт 1202-25, амплітудний діапазон $0 \div 30\text{ МПа}$). Параметри вафельної поверхні бака наведені на рис.10.

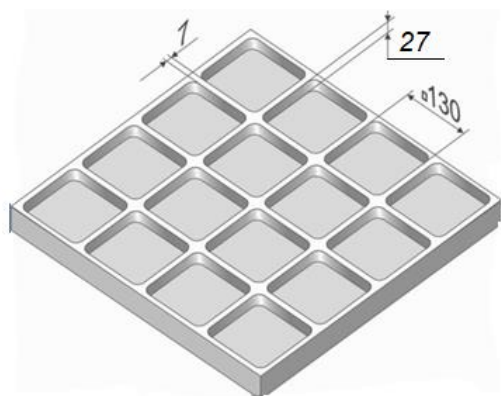


Рис.10 - Ескіз вафельної поверхні бака

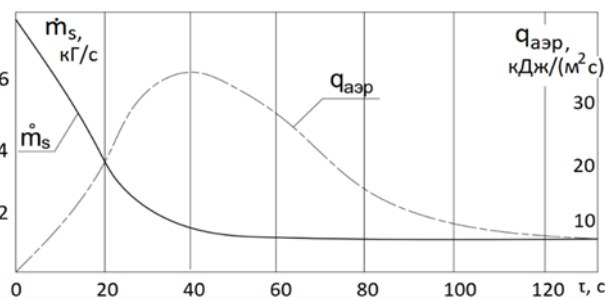


Рис.11 - Осереднений прихід пара в вільний об'єм бака подовженням $l/d \approx 5,5$

На рис.11 наведено розрахункова усереднена залежність сумарного приходу пара в вільний об'єм бака в польоті. Виявлено три причини цього явища – взаємодія струменя гарячого газу з поверхнею LOX, кипіння на вертикальній стінці бака, кипіння верхнього шару. Яскраво виражені дві ділянки – до 20 с і після 40с. На першій ділянці швидкість приходу пару лінійно зменшується від ~ 8 до $\sim 3,6\text{ кг/с}$, на другій – стабільна, близько $\sim 1\text{ кг/с}$. З урахуванням прийнятих припущень ці величини є оцінкою зверху. Першу ділянку можна пояснити інтенсивною взаємодією струменя газу з верхнім шаром LOX. Висновок – доцільно зменшувати швидкість введення гарячого газу в бак на початку роботи СН або захищати поверхню LOX. Надалі маємо стабільний прихід пари в бак без зменшення при різкому підйомі тиску газу (рис.7) в баку ($\sim 110\text{ с}$), тобто $\dot{m}_s \neq f(P)$. Верхній шар LOX наближається до температури насичення, але не кипить. Таким чином, за час польоту розрахункове википання кисню складає біля 140 кг без урахування дії струменя РТН.

Для обліку в методиці моделювання википання кисню на вертикальній стінці бака використовуємо данні G. Hewitt і В. Parker про час життя парової бульбашки в рідкому азоті. Згідно з ними, бульбашки можуть потрапляти у вільний об'єм баку тільки з верхньої (до рівня рідкої фази) вафлі. У нижніх ярусах вони встигають кон-

денсуватися. Тоді можна записати $\dot{m}_s = \bar{q}_{aep} \cdot S \cdot r(t_{LOX}) / \tau_\Sigma$,

де $\bar{q}_{aep}$ – середньоінтегральний аеродинамічний тепловий потік до кисню в баку за час роботи РУ ступеня; S – площа одного ярусу вафель; $r(t_{LOX})$ – теплота пароутворення кисню при температурі в прикордонному шарі.

Розрахунки дають для розглянутих умов величину порядку 30 кг, що для таких малодосліджених процесів слід вважати цілком задовільним результатом. Для розрахунку кипіння перегрітого шару LOX в баку (якщо воно є) треба в кожен момент часу точно визначати його температурний профіль і абсолютний тиск газу в баку. На етапі проектування це навряд чи можливо.

У розділі 4 досліджено проблему проектування газовводів СН циліндричних баків РУ. Доведено, що газовводи є центральною ланкою в СН при використанні високотемпературного газу. Тільки з їх допомогою можна вирішити двоєдине завдання – не допустити провалу тиску газу в баку на початку наддування (поверхня палива під зрізом пристрою) з подальшим виключенням перегріву верхнього днища шляхом перемішування газу в максимально великому вільному об'ємі газу в баку.

Пристрої, які застосовуються зараз у світі є однорежимними – осьовими (введення РТН уздовж осі бака) або радіальними (введення РТН уздовж радіусу бака). З їх допомогою можна вирішити тільки одну частину проблеми. Теоретично відомі багаторежимні газовводи, які дозволяють змінювати напрямок введення РТН в баки в польоті. Однак повна фізична картина поширення неізотермічного струменя в баку не з'ясована, час перемикання пристрою не визначено, реальних конструкцій немає.

Експериментальним шляхом нами досліджено вплив швидкості введення гелію на параметри СН бака великого подовження з LOX (табл.6).

Таблиця 6 - Вплив числа Re_{Tex} на кінцевий тиск газу в баку (установка С)

Витрата гелію на наддув., г/сек	Температура гелію на вході в бак, К	Діаметр шайби газова, мм	Число Рейнольдса, $Re_{ex} \cdot 10^{-5}$	Середньомасова температура газу в баку, К	Тиск газу в баку на 110 с зливу, бар
18,0	450	115	0,55	118	1,65
17,8	520	115	0,65	118	1,53
17,9	450	16	3,94	117	1,52
20,4	470	16	4,66	121	1,52
19,6	470	51	1,37	105	1,65

Розглядався спрощений варіант роботи СН – витрата на наддування, температура РТН на вході в бак, витрата LOX з бака були постійні. Експериментальні дослідження проводились на установці С (рис.3, табл.2).

Для цього був спроектований спеціальний осьової газоввод зі знімною шайбою у вихідному перерізі. Тиск газу в баку вимірювали датчиками тиску МД-6ТС, температуру газу – датчиками ІС-571 (амплітудний діапазон $73 \div 423\text{K}$), встановленими по його висоті (13 вимірів). Аналіз отриманих результатів показує наступне.

При зміні числа Re (на вході в бак) у вісім разів (швидкості введення газу в ~ 60 разів) тиск газу в баку і його середньомасова температура до кінця зливу (~ 110 с)

змінюються на величину, що не перевищує похибки вимірювань і точності підтримки режимних параметрів. Аналогічна картина спостерігалася і в другій серії досліджень зі збільшеним тиском газу в баку ($\sim 0,3$ МПа).

Пояснити отримані результати можна новим для СН баків великого подовження чинником – стискаючою дією конструкції бака. Вона призводить до суттєвого обмеження далекобійності струменя. Струмień більшу частину часу роботи СН не добиває до дзеркала палива. Сформульовано висновки – немає необхідності експериментальним шляхом вибирати швидкість введення гарячого РТН, яка забезпечує при мінімальній витраті гелію потрібний тиск газу в баку, якщо розрахунковий випадок реалізується наприкінці роботи РУ. При розташуванні вихідних перетинів багаторежимних газоводів на одному рівні проблеми раціонального введення РТН в повному обсязі не вирішуються. Однак вплив швидкості введення гарячого РТН в початковий момент роботи реальної газобалонної СН потребує окремого дослідження. Особливо це стосується СН з підігрівом гелію в ТО (запізнювання нагріву).

Проведено дослідження впливу конструкції бака на параметри неізотермічного струменя РТН в ньому. Для математичного моделювання плідним є шлях коригування відомих залежностей коефіцієнтом стиснення k_c . В даний час апробований k_c відомий лише для одного окремого випадку – для ізотермічного струменя (дані М.І. Грімтіліна). Припустивши, що k_c для неізотермічних струменів, як і для ізотермічних, залежить тільки від співвідношення поперечних перерізів струменя і ємності, нами отримані k_c для різних ступенів неізотермічності для осесиметричних струменів (рис.12). Наприклад, на рис.13 показано при $\theta = 5$ вплив k_c на відносну швидкість на осі струменя по її довжині (в калібрах).

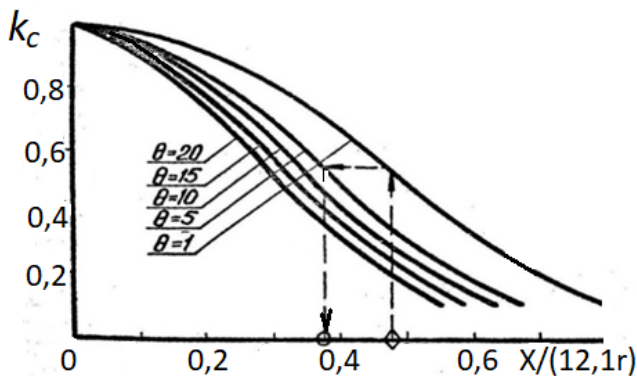


Рис.12 - Залежність k_c від ступеня неізотермічності

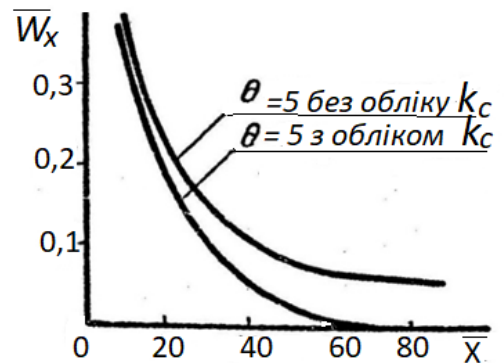


Рис.13 - Вплив k_c на відносну швидкість по осі струменя (при $\theta = 5$)

При $\theta = 5$ через 60 калібрів струмєнь в баку фактично припиняє своє існування. Іншими словами, ні при якій швидкості введення РТН через однорежимний газовод не можна вирішити проблему оптимізації швидкості введення РТН протягом усього часу роботи СН в баках великого подовження.

Нові отримані результати послужили основою для створення принципово нової схеми газовводу – багаторівневої (рис.14). Послідовно оптимізуючи за допомогою клапана-перемикача 4 умови введення РТН в об'ємах I, II, III, можна отримати підсумкову оптимізацію тиску газу в баку по всій довжині бака. Отримані нові результати дозволяють перейти від інтуїтивного проектування газоводів до наукового. Також проблемою газоводів є повне заповнення РТН їх вихідних перетинів. За-

пропоновано конструкцію газоввода з попереднім розподілом витрат РТН по площі (рис.15), в якій ця проблема вирішена. Вона впроваджена в НСН бака пального І ступеня РН Taurus-II і покращує газоввод НСН бака пального І ступеня РН «Зеніт».

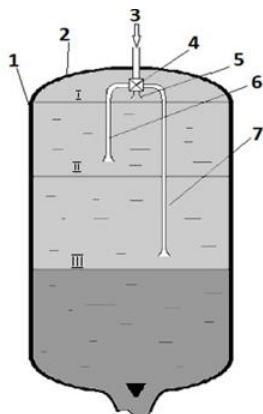


Рис. 14.Схема багаторівневого газоввода

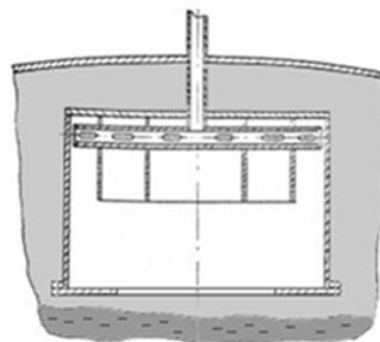


Рис.15. Схема газоввода з попереднім розподілом витрат по його перетину

Розроблено методологію вибору швидкості введення РТН з нагріванням в ТО і сформульовані пропозиції щодо вдосконалення конструкцій газовводів. На рис.16 наведені експериментальні дані зміни тиску гелію в балонах СН $P_{бал}$, температури гелію на вході в бак LOX $t_{вх}$, і розрахункові значення витрати гелію на наддув $\dot{m}$. Параметри СН перші 5 ÷ 20с роботи СН зазнають суттєвих змін. Так, температура гелію на вході в бак при номінальному значенні $\sim 573K$ перші двадцять секунд плавно збільшується від $\sim 273K$ до $\sim 473K$. Зменшується і витрата гелію на наддування.

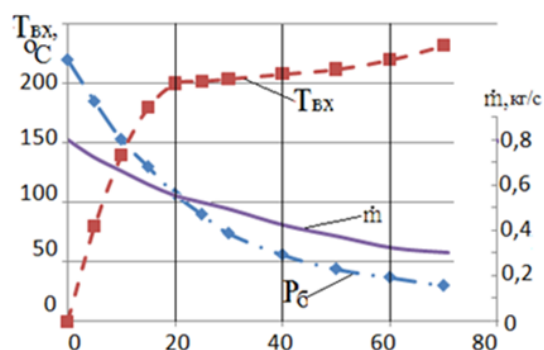


Рис. 16. Параметри гарячої гелієвої СН

Таблиця 7. Тиск газу в баку на початку роботи СН з ТО при різних Re

Діаметр шайби газоввода, мм	16	51	83	115
$Re \cdot 10^{-5}$	4,30	1,37	0,83	0,60
$P_0(\tau=5c), Mna$	0,26	0,27	0,28	0,29
$P_0(\tau=10c), Mna$	0,23	0,25	0,26	0,27

Таким чином, реальні умови роботи газобалонної СН з ТО істотно відрізняються від дослідних (витрата гелію, його температура на вході в бак постійні за часом). Відповідно, різні і результати. Як видно з табл.7, зі зменшенням швидкості введення гелію, за інших рівних умов, тиск газу в баку збільшувалася на 10 ÷ 12% на початку роботи СН. В цей час гелій ще не нагрітий до номінальної температури.

Висновок – доцільно оптимізувати швидкість введення в перші ~ 20 с роботи СН. Розрахунок профілю швидкості в поперечному перерізі неізотермічного струменя в середовищі іншої щільності викликає великі труднощі. Тому рекомендовано переносити отримані результати на натурні умови за величиною далекобійності струменя (швидкість на осі струменя дорівнює фоновій), що цілком досяжне. Вперше запропоновано вводити високотемпературні РТН в баки у вигляді ТВК. Їх особливістю є збереження швидкості поширення РТН на значні відстані. Також вперше



було досліджено (рис.17) поширення ТВК в умовах обмеженого простору бака і взаємодія їх з поверхнею палива. Використовувалась установка Д з оргскла. Забезпечувалась дискретна тривалість імпульсів подачі ТВК (0,011с, 0,013с, 0,020с) в діапазоні початкових швидкостей ТВК $4,0 \div 10,0$ м/с. На верхньому дніщі бака 1 розміщувалися генератор ТВК 2, підігрівач повітря 3, генератор диму 4. Збільшення початкової швидкості ТВК призводило до збільшення їх далекобійності. При частоті генерування ТВК $f \geq 10$ гц діаметр вихрового стовпа по довжині бака практично не збільшувався. Це так званий режим руху в псевдоканалі.

Рис.17 – Схема установки Д

При відношенні діаметру ємності до початкового діаметру ТВК більше чотирьох, стиснюючої дії стінок на поширення ТВК не виявлено. Після руйнування ТВК об поверхню рідини швидкість газу в радіальному напрямку невисока (рис.18).

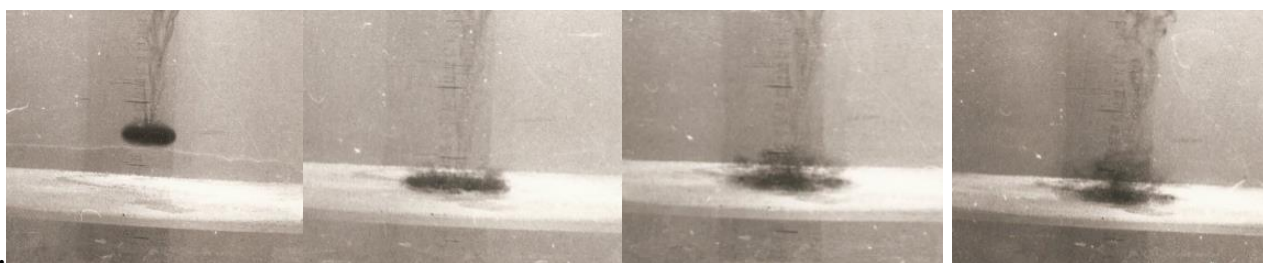


Рис.18 - Кінограм взаємодії ТВК з поверхнею рідини (послідовно, зліва направо)

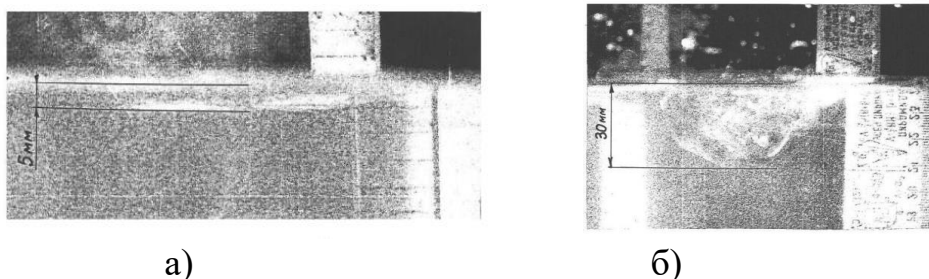


Рис.19 - Інтенсивності взаємодії з поверхнею ТВК і затопленого еквівалентного струменя; а) ТВК, $f = 10$ гц; б) еквівалентний затоплений струмінь

На підставі отриманих знань запропонований ще ряд нових і ефективних пристроїв (рис.20), що зменшують теплові втрати в граничні поверхні.

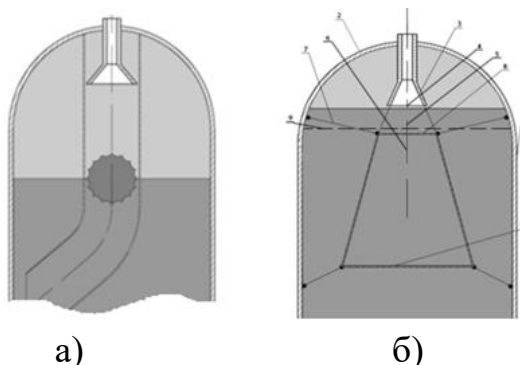


Рис. 20. Запропоновані схеми поліпшених газовводів

Це газовводи – із плаваючим відбивачем (а); із поздовжньою пластиною, на яку настигається струмінь і збільшує далекобійність в $\sqrt{2}$ раз (б).

Розділ 5 присвячений розробці I етапу методологічних основ модернізації гелієвих СН сучасних ракетних РУ, які експлуатуються. Під цим мається на увазі помітне поліпшення параметрів і конструкцій СН – зниження потреб в гелії, зменшення сумарної маси, апробація нових підходів некординальною зміною конструкції СН.

Гаряча гелієва СН бака пального модернізована шляхом виключення із її схеми ТО, гарячої магістралі, одного ЕПК. Вона отримала назву НСН. У неї, як слід з формули Сен-Венана (1), на етапі проектування немає невідомих параметрів. Методика математичного моделювання дає хороші результати за величиною тиску газу в баку (рис.8). Проведено експериментальні дослідження НСН в польотних умовах і наведено аналіз параметрів. Були вивчені три групи випробувань (1, 2, 3), що розрізняються основними впливаючими факторами – геометрією баків (1, 2 - циліндричні, 3 - торовий), товщиною стінок баків, часом роботи ($\tau_{1,2} = 144$ с, $\tau_3 \approx 600 \div 1000$ с) і рівнем тиску газу в баках ($P_1 \approx 0,15$ МПа, $P_2 \approx 0,20$ МПа, $P_3 \approx 0,25$ МПа).

Основні результати експериментів такі. Падіння температури пального на вході в РРД (рис.21) у всіх групах не зафіксовано, температура газу в баках (виміри у верхніх днищах) до кінця роботи (~ 144 с; 600 с; 900 с) наближалася до початкової температури палива в них (рис.22). Це вкрай спрощує можливий повторний запуск РУ.

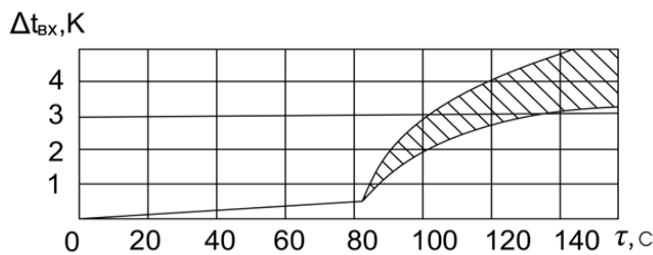


Рис.21 - Температура РГ-1 на вході в РРД

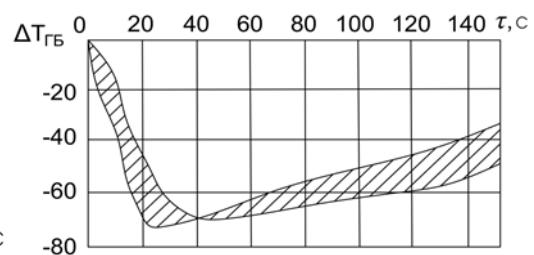


Рис.22 - Температура газу у верхнього днища бака

Запропонований газоввод, вихідний перетин якого заглиблений в верхній шар РГ-1. Він підвищує мінімальну температуру газу в баку в перші 5 – 10 с наддування (рис.22), коли це найбільш потрібно. Аналіз результатів вимірів температур верхнього днища показує, що зниження його температури становить лише $5 \div 7$ К. Це свідчить про великі резерви тепла, що залишаються у верхньому днищі бака пального.

Експериментальні дані демонструють ефективність НСН, дозволяють обґрунтовано спростити граничні умови при моделюванні (температура поверхні пального за часом польоту постійна і відповідає початковій). Одержані експериментальні дані показують точність розробленої методики математичного моделювання параметрів НСН. Розглянуто область застосування нової НСН. Реальне зниження маси при переході з гарячої СН на НСН склало стосовно перших ступенів $\sim 30\%$ при істотному спрощенні схеми (виключення ТО, ЕПК і гарячої магістралі із компенсаторами).

Верифікована методика дозволяє провести оцінку ефективності НСН і при більшому ($P \geq 3 \cdot 10^5$ Па) тиску газу в баку. З ростом зазначеного тиску зростає товщина стінки бака, яка для НСН є джерелом тепла, для гарячої СН – стоком тепла. Зі збільшенням витрати гелію для гарячої СН треба або збільшувати масу ТО, або ста-

вити два ТО, або знижувати нагрівання гелію. Всі варіанти погіршують характеристики гарячої СН. Збільшення часу роботи СН покращує характеристики НСН. Математичне моделювання параметрів НСН показує, в тих межах тиску газу в баку ($4 \div 5 \cdot 10^5$ Па), що цікавлять проєктантів, НСН є легшою, конструктивно значно простішою, надійнішою, параметри якої не потребують відпрацювання. Економічний ефект від переходу з гарячої СН на НСН на РН 11К77 («Зеніт») склав \$1680000 по курсу (Акт впровадження А.с. №11209, автори Ю.О.Мітіков, Б.О. Шевченко).

Запропоновані способи поліпшення параметрів НСН. Дії спрямовані на підвищення температури газу в баку. Перший – прогрівання перед стартом газу в баку, верхнього шару РГ-1, верхнього днища бака до припустимих температур. Це зменшує потреби в гелії до 15%. Другий – під час роботи РУ впорскувати в вільний обсяг бака гарячий РГ-1 з форсункової головки. Останній спосіб скорочує потреби гелію на третину. Поєднання способів зменшує кількість балонів з гелієм на $\sim 40 \div 45\%$.

Що до гарячої СН. З огляду на час виходу на режим ТО (~ 20 с) і гарячої магістралі (ще 10с), запропоновано перед стартом РН прогрівати їх до припустимих температур. Це дасть економію в гелії ще до $\sim 15\%$. За нинішньої вартості виведення 1 кг корисного навантаження на опорну орбіту $\sim \$15 \div 20$ тис, трьох пусках РН в рік і часу експлуатації РК 40 років, виходить помітний економічний ефект.

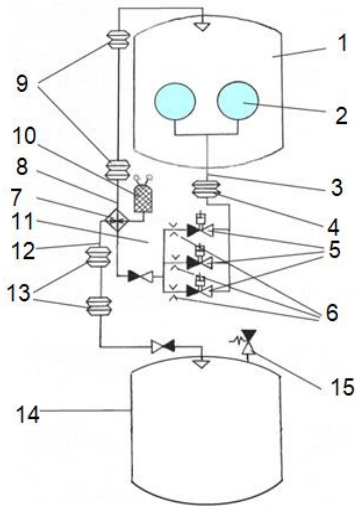
Розділ 6. Методологія основ модернізації гелієвих СН включає послідовне усунення їх корінних недоліків конструктивними шляхами з подальшим математичним моделюванням параметрів і експериментальним відпрацюванням. Досліджені два основні шляхи модернізації гелієвих СН – усунення їх істотних недоліків (табл.8) і комбінація гелієвих СН з іншими, наприклад, з високотемпературними системами.

Таблиця 8 - Основні шляхи підвищення параметрів гелієвих СН

Недолік	Причина недоліку	Шлях усунення недоліку
Низька температура гелію після ТО	низька температура ОГГ, дроселювання РУ	новий теплоносій ТО – продукти згорання ТПГГ
Великий залишковий тиск гелію в балонах	великий опір довгих трактів наддування	розміщення ТО в міжбаковому відсіку
Низька кінцева температура гелію в балонах	балони весь час роботи РУ в криогенні	балони поза бака з LOX в криогенні до запуску РУ

Розглянуто сучасні способи отримання автономних високоефективних теплоносіїв і РТН паливних баків РУ. Найбільший інтерес для наддування баків РУ представляють ТПГГ і активні реагенти – ПГ-2 (пускове пальне для LOX і перхлорат нітронію $[NO_3H_2]ClO_4$ для РГ-1). Тротильовий еквівалент у сучасних ТПГГ дорівнює нулю, перехід горіння у вибух відсутній. ТПГГ перевершують за показником надійності газобалонні системи. Найбільш перспективними ТПГГ для СН слід вважати заряди на основі азиду натрію (для двох баків) і нітрату амонію (для пального). Вирішено проблему отримання гелію високої температури для баку 1 з LOX за допомогою теплоносія з ТПГГ 2 (рис.23).

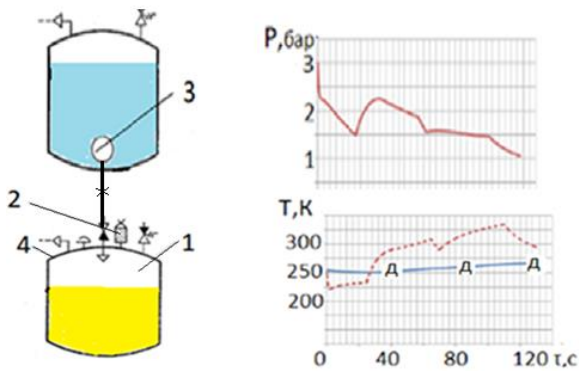
ТПГГ дозволяє мати теплоносії будь-якої якої температури, яка також може змінюватись по необхідному закону. Генераторний газ після ТО подається на наддування бака пального 3. Для розрахунку ефективності запропонованого рішення використана розроблена методика математичного моделювання параметрів СН.



Температура гелію була прийнята постійною за часом роботи РУ і дорівнювала 1000K на вході в бак. Математичне моделювання параметрів СН з урахуванням умов І ступеня РН «Зеніт» показує наступне. Гелієва СН з ТПГГ легше за прототип на $\sim 65\%$. При цьому виключаються балони СН бака пального, на $\sim 40\%$ знижується кількість балонів СН бака окислювача; зменшується довжина і діаметр гарячої магістралі наддування бака окислювача, кількість температурних компенсаторів і т.д.

Рис. 23 - Схема гелієвого наддування з теплоносієм ТПГГ

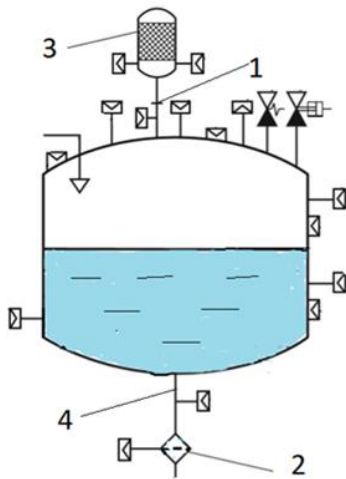
Досліджено підвищення ефективності СН шляхом використання комбінованих



по температурі і складу РТН (рис.24). Розглянуто НСН бака с РГ-1 поз.1) з додаванням високотемпературної ($T_{ex}=1800K$) твердопаливної СН (поз.2). Циклограма роботи комбінованої СН - спочатку працює НСН (кількість балонів (поз.3) зменшено в три рази в порівнянні з прототипом). Вона подає гелій з криогенною температурою на верхнє днище (поз.4). Потім на ~ 25 с і 70 з польоту двічі підключаються однакові ТПГГ (поз.2).

Рис.24 - Схема і параметри комбінованої НСН: — - тиск газу в баку; - - - середньомасова температура газу в баку; - Д - - температура верхнього днищу баку

Аналіз результатів моделювання показує високу ефективність такої СН. Температура верхнього днища не перевищує 330K.



Проведено експериментальні дослідження внутрішньобакових процесів при наддуванні баків з РГ-1 і рідким азотом ТПГГ на установці Е (рис.25) Використовувалися найпоширеніші палива - на основі нітрату амонію – МГТ-2П і склад 62-15 на основі азиду натрію (використовується в подушках безпеки автомобілів). Метою робіт було визначення працездатності РТН і чистоти продуктів згоряння в баках. Установка Е оснащувалась фільтрами 1, 2 після ТПГГ 3 і в зливній магістралі 4. Стан фільтрів контролювався. У видатковій магістралі і після ТПГГ встановлювалися фільтруючі елементи з одного шару сітки №685 і №160 по ГОСТ 31.87-65.

Рис.25. Схема установки Е

Ефективна працездатність РТН в баку з РГ-1 при використанні МГТ-2П склала $(RT)_{ef} = (1,2 \div 1,3) \cdot 10^5$ Дж/кг, в баку з азотом із складом 62-15 $(RT)_{ef} \approx (1,2 \div 1,5) \cdot 10^5$ Дж/кг. Експериментально визначені основні параметри СН при наддуванні продуктами згоряння ТПГГ з температурою 1260К. Результати суто позитивні. Отримані дані по наддуванню баків продуктами згоряння широко освоєних ТПГГ дозволяють проводити проектування СН баків РУ з їх використанням.

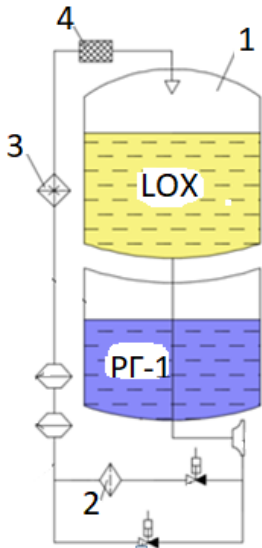
Запропоновано та досліджено нові підходи до розміщення балонів з гелієм. Традиційне розміщення їх в баку з LOX, крім переваг, має і недоліки – скорочується корисний об'єм бака окислювача, велика залишкова маса гелію в балонах при їх швидкому спорожненні, великий опір довгих трактів наддування. Ці недоліки протягом 60 років сприймалися як об'єктивна реальність. Підвищення ефективності використання гелію в балонах досягається його початковим максимальним захолюванням з подальшим нагріванням. Запропоновано балони розміщувати в хвостовому відсіку РН у спеціальній ємності. Її до заправки РН газами заповнюють рідким азотом. Перед стартом його зливають за борт РН. Роль холодоагенту азот виконав.

В цьому випадку отримуємо гелію в кожному балоні на момент старту на ~12% більше. При використанні переохолодженого азоту це значення зростає до ~25%. Істотно зменшується і довжина (опір) холодних гелієвих трактів. Балонів в запропонованому варіанті стає на ~15% (~30%) менше. Звільняється від них бак окислювача, що дозволяє додатково заправити паливо. Для прикладу, на I ступені РН середнього класу додаткова заправка може скласти не менше 2 т.

Дане технічне рішення було вдосконалено. Балони, розміщені в переохолодженому кріогенному середовищі, заправляють гелієм на старті поза РН, наприклад, на щоглі-установнику. Перед самим стартом РН самі балони вставляють в один з відсіків РН за допомогою автостиків ПГСП. З цих балонів доцільно проводити і ПН паливних баків. Після прискореного спорожнення балонів їх в другій частині польоту скидають за борт.

Вивчено потенціал модернізації газобалонних СН за допомогою підводу теплової енергії до гелію в балонах. Мета – збільшення вироблення гелію з них. Проведено аудит можливостей підводу теплових потоків до гелію в балонах в хвостовому відсіку при роботі РУ. Вперше запропоновано утилізувати тепловий потік від факела РРД. Для факела РРД I ступеня РН Saturn-V, екранованого відновлювальним генераторним газом з сажею (після турбіни), він становить ~ 270 кДж/(м²с)! Підводячи даний тепловий потік через отвори, які забезпечені спеціальними пристроями, в донному захисті і додатковій ємності можна підняти кінцеву температуру гелію в балонах з 40К до 200К (зменшення залишку гелію в ~5 разів). Також запропоновано використовувати для нагріву гелію генераторний газ, як відновний (за допомогою ТПГГ), так і окислювальний. Балони в такому випадку відіграють роль фільтра, в яких в силу кріогенних температур конденсуються пари води і інші домішки.

У розділі 7 викладено методичні основи проектування нових і модернізації до нових умов автономних (без зв'язків зі стартом) СН. Їх створення дозволяє вирішити цілий комплекс складних науково-технічних завдань. Це такі питання як повне виключення з борту РН важких дорогих газобалонних СН; істотне зменшення обсягу технологічних перевірок ПГС як на заводі-виробнику (холодні технологічні випробування, перевірки на герметичність, прохідність всіх трактів і т.п.), так і в МІК



космодрому після транспортування і т.д. Реалізація таких СН істотно спростить виробництво РН, підвищить рівень вітчизняної РКТ.

Досліджено можливості очищення LOX, що йде через ТО на наддування баку 1, і ОГГ від конденсованої фази (H_2O і CO_2) в схемах РРД з бустером на ОГГ (Рис.26). Запропоновано 10÷15 секунд фільтрувати 2 цей LOX або ОГГ, а після ТО 3 встановлювати силікагель 4 (рис.26). У баку слід підвищувати температуру РТН для перевищення тиском насичених парів води її парціального тиску $P_{SH_2O}(\bar{T}) \geq P_{H_2O}(\bar{T})$. Виграш при переході на запропоновану схему для РН середнього класу може становити до ~ 80 кг корисного навантаження при суттєвому спрощення ПГС РУ і РН.

Рис. 26. Схема СН з фільтрацією парів кисню від домішок

Запропоновано використовувати всі переваги конструктивно простої схеми хімічного наддування (диспергований гелієм реагент – на кшталт триетілбор для LOX) для польотного наддування за допомогою стійких структур – ТВК. Показано, що ТВК доцільно формувати у вигляді еліпсоїдів. Їх характерною особливістю є мінімальна втрата диспергованого реагенту із ТВК на шляху руху кільця до поверхні палива. Це дозволяє знизити до мінімуму горіння у верхній частині бака, забезпечити оптимальну швидкість зустрічі РТН з паливом протягом всієї роботи РУ.

Досліджені питання і розроблені пропозиції для реалізації найпростішої СН бака з LOX – самонаддування. Цю систему тричі фрагментарно застосовували в МБР США, але так і не змогли знайти рішення для її застосування на всій ділянці роботи РУ. Для точного визначення рівня (поточної маси LOX в баку) нами запропоновані два варіанти. Перший – з випередженням і короткочасним підвищенням тиску газу в баку (або підвищення тільки всередині конструкції СУВПа) при проходженні рівнем LOX вимірювальних точок. Він був відпрацьований на установці Е (рис.25). Другий – з введенням поправок до вимірів за підсумками фізичного моделювання у двох варіантах до поточних показників СУВПа в польоті. Фактичний рівень палива в польоті H_{ni} при самонаддуванні визначається за формулою: $H_{ni} = H_{zi} + \Delta H_i$, де H_{zi} – заміряний в польоті рівень компонента; ΔH_i – різниця між фактичним H_{fi} і заміряним H_{zi} рівнями палива в баку при наземних випробуваннях системи з самонаддувом, перерахована за допомогою теорії моделювання на натурні умови. Перша схема апробована і впроваджена на I ступеня РН «Зеніт». Розроблено пропозиції щодо розширення діапазону застосування системи (з підвищенням тиском $P_6 \leq 1,4 \cdot 10^5$ Па).

Досліджені і доведені можливості наддування бака з РГ-1 розпорошеним LOX з дотриманням всіх вимог пожежовибухобезпеки. Проведено аналіз успішних схем застосування газу з окисними властивостями для наддування баків з паливом. Розглянуто основні аспекти термохімії горіння кисню і парів гасу – температури спалаху, самозаймання, енергія активації, діапазону концентрацій для вибухонебезпечності. Проведений аналіз дозволяє зробити висновок – існують реальні умови надду-

вання бака з гасом розпорошеним LOX як на етапі ПН, так і в польоті. Сформульовано ряд практичних рекомендацій, які підвищують ефективність СН.

Вивчено можливості принципового покращення схеми наддування бака з РГ-1 високотемпературним ГГ, запропонованої В.А. Мосейко. Аналіз термодинамічних розрахунків показує, що максимальне значення газової сталої продуктів згоряння (ПЗ) кисню з РГ-1 становить ~ 530 Дж/(кг град) і спостерігається при температурі в газогенераторі $T_{гг} \sim 1770\text{K}$ (рис.27). Це оптимум працездатності ПЗ. При їх рівноважному охолодженні газова постійна ПЗ стрімко падає з $T \approx 1100\text{K}$, а сажа різко утворюється з 1030K (рис.28). На початку восьмидесятих років минулого століття рівень знань не дозволяв безпечно вводити такий газ в бак. Тому пропонувалося перед подачею в бак ПЗ охолоджувати до прийнятних температур в спеціальному ТО.

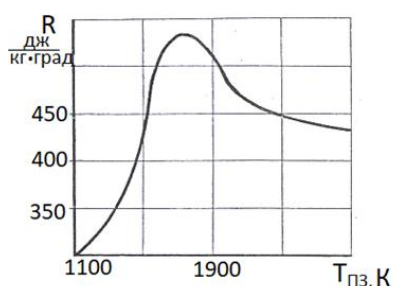


Рис. 27 - Залежність $R_{пз}$ від $T_{пз}$

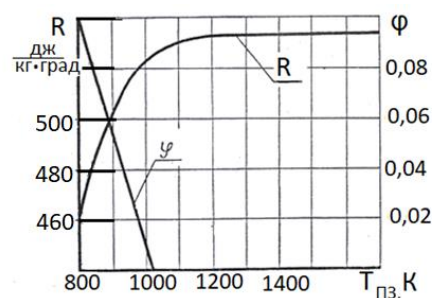
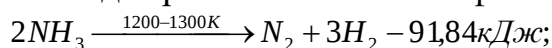


Рис. 2 - Рівноважне охолодження ПЗ;
φ – масова доля вуглецю в ПЗ

Проведені нами дослідження турбулентних струменів, результати математичного моделювання і запропоновані нові конструкції газопроводів дозволили цю проблему вирішити. Вперше рекомендовано в якості внутрішньої теплоізоляції верхнього днища використовувати найпростіший матеріал – фітіль в поєднанні з гасом. Розглянуто кінетика хімічних реакцій при рівноважному охолодженні ПЗ с 1770K до $700 \div 800\text{K}$ (температура в баку). Виграш в масі корисного навантаження становить не менше ~ 30 кг для РН середнього класу.

Досліджено нові можливості використання аміаку в СН обох баках РУ (рис.29).

Аміак при нагріванні на каталізаторі розкладається на газову суміш, яка ефективна для наддування (газова стала в чотири рази вища за кисень). Доцільно для нагрівання аміаку застосовувати автономні джерела тепла – тепло факелу РРД або ТПГГ:



$$R_{см} = \sum_{i=1}^n (g_i \cdot R_i) = 978,2\text{kJ}.$$

Для СН баку з РГ-1 можна використовувати суміш продуктів розкладання аміаку і ТПГГ. Для наддування баку з LOX потрібен азот, а водень нескладно відділяють від азоту полупроникиливими мембранами. Ці технології освоєні українською промисловістю. Показана ефективність аміачних СН на прикладі РН «Зеніт».

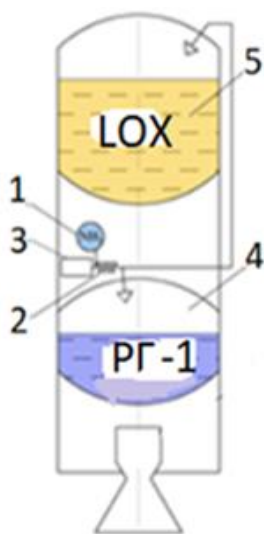


Рис.29 – СН з розкладанням аміаку теплом ТПГГ

Розроблено методологію проектування СН багатоблокових РУ і ступенів РН. Інтерес викликаний необхідністю забезпечення працездатності РН при гіршій з нештатних ситуацій – відмові однієї РУ або РУ одного з блоків. Досліджено динаміку вимкнення РРД і логіку роботи СН при настанні аварійної ситуації. Розроблено новий спосіб проектування СН – з урахуванням часу переходу на аварійну траєкторію. Його сенс – підняття тиску газу в баках за час дії імпульсу після дії тяги ($\Delta t \approx 1,5c$) після вимкнення аварійного РРД. Запропоновано для цих цілей використовувати швидкодіючі інструменти – ТПГГ або пускове пальне ПГ-02. Експериментальні дослідження підтвердили дієвість цих способів. Ефективність запропонованого рішення становить ~ 465 кг корисного навантаження стосовно до РН «Енергія».

ВИСНОВКИ

Створенні методологічні основи проектування СН дозволили вирішити важливу науково-прикладну проблему модернізації існуючих СН баків сучасних РУ і розробки високоефективних СН баків РУ нового покоління. У дисертаційному дослідженні встановлено наступні вагомі результати:

1. Створено методологічні основи розробки та модернізації СН сучасних паливних баків ракетних РУ, які включають такі послідовні розділи:

- вивчення і опис нових процесів, які відбуваються в циліндричних баках з киплячим LOX при їх наддуванні неізотермічними РТН – кипіння LOX на циліндричній поверхні бака, поширення неізотермічних струменів в баках великого подовження, прогрівання верхнього шару LOX під дією аеродинамічних теплових потоків і від газу наддування, інтегрування цих процесів до загальновідомої схеми внутрішньобакових процесів;

- створення методики математичного моделювання параметрів гелієвих СН з урахуванням отриманих наукових даних, в якій послідовно поєднуються моделі реального і ідеального газів, враховуються опір газових трактів і агрегатів автоматики, теплообмін в балонах і в баках, кипіння кисню, температурне розшарування фаз в баках і подальшим проведенням верифікації з результатами льотних випробувань;

- створення методики прискореного фізичного моделювання параметрів гарячих гелієвих СН несучих баків РУ, яка дозволяє в відведенні терміни проводити відпрацювання СН на моделі завдяки прийнятим припущенням – рівності тисків газу в баках натури і моделі, температур РТН, часу роботи СН; оцінка її точності на основі аналізу модельних і натурних випробувань, розробка ще на етапі проектування дієвих технічних заходів по своєчасному вилученню прогнозованих запасів РТН;

- вивчення ключових діючих факторів на параметри СН – спосіб, швидкість та напрямок введення неізотермічних РТН в баки, які дозволяють при вирішенні виникаючих теплових проблем поширення неізотермічних струменів в баках використовувати високоефективні РТН в розробці нових СН і модернізації існуючих;

- розробка рекомендацій щодо уточнення моделювання ділянки роботи СН з неізотермічними РТН при старті РН з урахуванням перевантаження;

- знаходження нових рішень по введенню в баки неізотермічних РТН, які зменшують провал тиску газу в баках на початку роботи СН і збільшують зону вирівнювання температур у вільному обсязі бака при роботі РУ, в першу чергу, у вигляді

стійких структур типу ТВК, які мають максимальну далекобійність при мінімальній швидкості введення (А.с. № 291984, 1989р), чотири з них захищені патентами;

– завдяки отриманим новим можливостям введення в баки високотемпературних РТН запропоновано і вивчено ряд нових для СН перспективних РТН (твердопаливні ГГ на основі азиду натрію, нітрату амонію; рідинні ГГ з максимальною працездатністю, продукти розкладання аміаку) і способів істотного підвищення температури відомих РТН – твердопаливними ГГ, теплом факелу РРД;

– розробка, дослідження, розрахунки нових способів наддування баків, які засновані на запропонованих нових РТН і режимах їх ефективного використання.

2. Запропоновано, досліджено і розраховано:

– спосіб конструктивно найпростішого наддування баку з LOX за рахунок його кипіння в недогрітому об'ємі (з підвищеним тиском – пат.108787) шляхом забезпечення точного виміру рівня киплячого LOX в польоті різними методами (А.с. №161695, А.с. №165289, Позитивне рішення НІИГПЭ РФ №4953429/10), який забезпечує збільшення корисного навантаження на прикладі I ступеня двоступеневої РН середнього класу щонайменше 100 кг;

– дев'ять способів модернізації гелієвих СН, усі запатентовані, серед них такі як попереднє прогрівання ТО і магістралі наддування перед запуском РУ; використання високотемпературного автономного теплоносія в ТО; більш глибоке заохолодження гелію перед стартом РН поза бака окислювача з подальшим інтенсивним підводом тепла до нього при роботі РУ і скиданням балонів в заключній стадії польоту; попередній підвід низькопотенційного тепла до РТН перед подачею його до ТО; для надхолодної СН бака с РГ-1 – накопичення додаткової теплової енергії перед стартом РН в вільному об'ємі баку, в польоті – підвід тепла до РТН в баку; комбіноване по температурі (надхолодне і високотемпературне) і роду РТН;

– вісім способів наддування баків РУ нового покоління, усі запатентовані, серед них такі як наддування ОГГ або парами кисню в схемі РРД з допалюванням окисного ГГ бака з LOX без конденсації домішок в ньому; твердими паливами з розділенням продуктів згорання по щільності; хімічне наддування диспіргованим пусковим паливом з відведенням зони горіння від верхнього днища бака стійкими структурами типу ТВК; наддування баку с РГ-1 відновлювальним ГГ максимальної працездатності ($R_{22}=530$ Дж/(кг град), $T_{22} \approx 1770$ К) без сажі в продуктах згорання; наддування розпорошеним рідким киснем з виконанням вимог пожежовибухобезпеки на етапах передпускового і польотного наддування; високотемпературними продуктами розкладання аміаку;

– п'ять нових схем введення РТН в баки – у вигляді ТВК; з диспергуванням хімічно активного реагенту і подачею його в бак у вигляді ТВК; багаторівневими турбулентними струменями; з попереднім розподілом витрат всередині пристрою (впроваджено в СН бака з РГ-1 РН Taurus, Акт додається); з плаваючим відбивачем; з позовжньою пластиною (настилення струменю збільшує далекобійність в $\sqrt{2}$ рази).

3. Для активної ділянки польоту РН отриманий комплекс експериментальних даних (температури верхніх днищ, газу в верхній частині бака, пального на вході в РРД), що повністю характеризує параметри НСН баків з РГ-1 сучасних РУ. Нові результати в сукупності з результатами моделювання дозволили розширити область застосування даної ефективної СН.

4. Розроблена методика проектування СН баків багатоблочних РУ і ступенів РН для забезпечення працездатності РН при відмові одного з елементів (найбільш важкий випадок – РУ блоку) завдяки врахуванню динаміки виключення аварійного РРД і величини імпульсу після дії його тяги. Ефективність запропонованого способу становить, наприклад, стосовно до РН «Енергія» ~ 465 кг корисного навантаження.

5. Розроблена методика знаходження коефіцієнту стискання турбулентних неізо-термічних струменів, яка дозволяє оцінювати далекобійність струменя РТН в баку.

6. Експериментальним шляхом показано відсутність впливу на кінцеві параметри СН умов введення гелію в баки з постійними температурами і витратами, розроблені і впроваджені рекомендації по призначенню початкової швидкості введення гелію в баки з LOX, що зменшує потрібний обсяг експериментального відпрацювання.

7. Установлена в умовах працюючої РУ і гарячого гелієвого наддування на активній ділянці траєкторії польоту РН фактична швидкість випаровування кисню в паливному баку найпоширенішої конструкції – циліндричної з вафельним підкріпленням. Для цього були розроблені методики розміщення засобів вимірювання в паливних баках і обробки отриманих експериментальних даних.

8. Встановлено негативну роль терміну передпускової підготовки РУ на початковий стан параметрів польотної СН. Отримано та опрацьовано необхідний обсяг експериментальних даних, розроблено рекомендації щодо поліпшення параметрів передпускового наддування баків шляхом заохолодження верхнього шару LOX в баку і тупикового початкового об'єму гелію в магістралі наддування.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Публікації у виданнях України, які включені до міжнародних наукометричних баз:

1. Митиков Ю.А., Андриевский М.В. Моделирование параметров системы наддува кислородом бака с керосином//Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – №1/98. – С.85 – 89 (*Index Copernicus, Google Scholar*).
2. Митиков Ю.А., Андриевский М.В. Комбинированный наддув бака с углеводородным горючим – сверххолодная и высокотемпературная подсистемы// Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – №5/102. – С.90 – 96 (*Index Copernicus, Google Scholar*).
3. Митиков Ю.А., Петренко Р.М. Утилизация излучения факела жидкостного ракетного двигателя для нагрева баллонов с гелием системы наддува баков//Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – №6/103. – С.94 – 99 (*Index Copernicus, Google Scholar*).
4. Митиков Ю.А., Петренко Р.М. Совершенствование гелиевой системы наддува путем нагрева баллонов горючим//Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – №1/108. – С.80 – 84 (*Index Copernicus, Google Scholar*).
5. Митиков Ю.А., Кудерский В.Н., Куда С.А., Иваницкий Г.М. Экспериментальное исследование наддува баков двигательных установок твердотопливными газогенераторами//Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – №4/121. – С.65 – 70 (*Index Copernicus, Google Scholar*).

6. Митиков Ю.А. Подход к физическому моделированию параметров систем высокотемпературного наддува топливных баков двигательных установок при старте ракет-носителей//Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – №5/122. – С.5 – 10 (*Index Copernicus, Google Scholar*).
7. Мосейко В.А., Митиков Ю.А. Моделирование внутрибаковых процессов двигательных установок ракет-носителей// Вісник двигунобудування. – 2015.– №1. – С.45 – 49 (*INSPEC, Index Copernicus*).
8. Мітіков Ю.О., Дубровський І.Д. Система наддування бака парами кисню з очищенням від продуктів згоряння//Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – №6/141. – С. 80 – 84 (*Index Copernicus, Google Scholar*).
9. Митиков Ю.А., Соловьева Н.М. та інші. Аммиачные системы наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей//Авиационно-космическая техника и технология. – 2018. – №1/145. – С.37 – 42 (*Index Copernicus, Google Scholar*).

Статті у наукових фахових виданнях України:

10. Митиков Ю.А., Кудя С.А. Определение коэффициентов стеснения для неизо-термических турбулентных струй// Проектирование сложных технических систем. Сб. науч. тр. ИТМ АН УССР. Киев: Наукова думка. – 1989. – С.153 – 155.
11. Митиков Ю.А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения// Науч. тех. сб. ГП «КБ «Южное». Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2012. – №1. – С. 179 – 185.
12. Мітіков Ю.О., Поляков М.В. Рекомендації по проектуванню газопроводів баків великого подовження ракетноносіїв//Збірник наукових праць ХУПС. – 2012. – Вип. №2(31). – С.118 – 121.
13. Митиков Ю.А., Артамонов А.И. Совершенствование газобаллонной системы полетного наддува// Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – том 3 №7 (57). – С. 50 – 53.
14. Митиков Ю.А., Антонов В.А., Волошин М.Л., Логвиненко А.И. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов// Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С.30 – 36.
15. Мітіков Ю.О., Тиха М.В. Підвищення ефективності генераторної системи наддування бака з рідким киснем//Космічна наука і технологія. –2012.–т.18, №5. –С.24–28.
16. Митиков Ю.А., Кудя С.А. Оптимизация скорости ввода горячего гелия в бак с кислородом// Вісник НТУ «ХПІ». – 2012. – №34. – С.9 – 16.
17. Митиков Ю.А. Определение уровня кипящего топлива в баке ракеты-носителя// Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2012. – №2(54). – С.44 – 48.
18. Митиков Ю.А. Проектирование систем полетного наддува многоблочных ступеней ракет-носителей// Вісник НТУ ХПІ. – 2012. – №26. – С.16 – 21.
19. Митиков Ю.А. Системное проектирование предпускового наддува баков с кислородом// Системные технологии: сб. науч. тр. ДМетА. –2012. – №1. – С.152 – 158.
20. Митиков Ю.А., Иваницкий Г.М. Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива// Холодильна техніка і технологія. – 2012. – №3. – С.46 – 50.

21. Митиков Ю.А. Использование вихревых колец для наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей// Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – №5/7(59). – С. 30 – 35.
22. Митиков Ю.А. Экспериментальное исследование взаимодействия вихревых колец с поверхностью жидкости// Холодильна техніка і технологія. – 2012. – №4 (138). – С.54 – 57.
23. Митиков Ю.А., Свириденко Н.Ф. Проблемы использования высокотемпературного газа для наддува топливных баков двигательных установок нового поколения и пути их решения// Технічна механіка. – 2013. – №1. – С.68 – 77.
24. Митиков Ю.А., Масляный Н.В., Гонтарев Ю.К., Андриевский М.В. Проектирование газобаллонных систем наддува баков двигательных установок ракет-носителей. Проблемы и пути их решения//Зб. наук. пр. ДНУ. Проблемы высокотемпературной техники. – 2014. – №1. – С.120 – 129.
25. Митиков Ю.А. Анализ результатов физического моделирования параметров систем наддува топливных баков двигательных установок [Электронный ресурс]: режим доступа: http://dx.doi.org/10.15589/evn_20140205. – Вісник НУК. –2014. – №2 (дата звернення 16.01.2020).
26. Митиков Ю.А., Волошин М.Л. Результаты физического моделирования прогрева жидкого кислорода в цилиндрическом баке ракеты-носителя// Холодильна техніка і технологія. – 2015. – №51(4). – С.60 – 64.
27. Митиков Ю.А. Математическое моделирование параметров сверххолодной системы наддува топливного бака с керосином// Космічна наука і технологія. – 2015. – т.21, №5. – С.42 – 46.
28. Митиков Ю.А., Кубанов С.Н. Экспериментальное определение испарения кислорода в цилиндрическом баке ракеты-носителя в натурных условиях// Холодильна техніка і технологія. – 2015. – №51(6). – С.61 – 65.
29. Митиков Ю.А., Куда С.А. Влияние скорости ввода горячего гелия на параметры системы наддува топливного бака большого удлинения// Зб. наук. праць НУК. – 2015. – №3. – С.28 – 31.
30. Митиков Ю.А., Любарский Е.Ю. Газоводы топливных баков ЖРД. Подходы к проектированию. Современная классификация// Зб. наук. праць НУК. – 2016. – №1. – С.41 – 46.
31. Мітіков Ю.О., Іваненко І.С. Новий спосіб боротьби з температурним розшаруванням рідкого кисню в баках ракетних рушійних установок// Зб. наук. праць ДНУ. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2017. – т. XXII. – С.127 – 133.
32. Митиков Ю.А., Татаринов К.А. Анализ путей совершенствования систем наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей// Вісник ДНУ ім. О. Гончара. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2017. –№20. –С.50 – 56.
33. А.с. № 161695 СССР, МКИ G01f 23/04, F02k 11/00ж. Способ измерения уровня криогенной жидкости/ Галась М.И., Митиков Ю.А., Евтеев А.Н., Фоменко В.С., Шевелев Ю.П. – №2287844/40–23; заявл. 26.09.80; опубл.13.03.81. – 4 с.
34. Спосіб наддування паливного бака ракети: пат. 51806 Україна: МПК B64D 37/00/ Шевченко Б.О., Мітіков Ю.О., Логвиненко А.І. – №a200203979; заявл. 29.04.02; опубл. 15.08.02. – 5 с.

35. Спосіб і пристрій наддува паливного бака ракети-носія високотемпературним газом, що генерується у внутрішньобаковому просторі: пат.108530 Україна: МПК F02k 9/42/ Свириденко М.Ф., Ніколаєв О.Д., Мітіков Ю.О. та інші. Заявник ІТМ НА-НУ. – №а201309278; заявл. 23.07.13; опубл. 12.05.15, бюл.9. – 8 с.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

36. Aviation in the XXI-st century. National Aviation university, Київ, Україна (2018, очна, тези доповідей): «Advanced approach to the design of the propulsion systems propellant tanks hot pressurization systems», (with Polyakov D.G.), p.1.5.29 – 1.5.32; «Pressurization systems using oxygen vapor for oxygen tank of oxidizer-rich stages combustion cycle», (with Dubrovskiy I.D., Vasin M.I.), p.1.5.26 – 1.5.29.

37. The 6th International Conference «Space Technologies: Present and Future» (under the aegis IAA), Dnipropetrovsk, Ukraine (2017г, очна, тези доповідей). Future rocket engines and power propulsion systems: «Новий спосіб боротьби з температурним розширенням рідкого кисню в баках ракетних рушійних установок». – С.56 (з І.С. Іваненко); «Совершенствование теплообменников систем наддува современных двигательных установок». – С.60 (з Є.Л. Кулішом)

38. The 4th International Conference «Space Technologies: Present and Future» (under the aegis IAA), Dnipropetrovsk, Ukraine (2013г, очна, тези доповідей). Future rocket engines and power propulsion systems: «New generation propulsion system propellant tank pressurization systems. Designing. Modern classification»; «Kerosene tank pressurization system using liquid oxygen. Calculation and design». – p.172. (with M.V. Andriyevskiy);

39. Наукова періодика слов'янських країн в умовах глобалізації. Промислові технології, Київ, Україна (2012 г, заочна, тези доповідей): «Наддув бака ракеты с РГ-1 восстановительным газом». Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – №4/8 (58). – С.6 – 9.

40. The 3rd International Conference «Space Technologies: Present and Future» (under the aegis IAA), Dnipropetrovsk, Ukraine (2011г, очна, тези доповідей): «Comprehensive research of intra tank processes during oxygen tank pressurization». – С.156. (with A. I. Logvinenko); «Supercoiling-flight pressurization of propellant tanks with hydrocarbon fuel». – С.156 – 157.

За результатами досліджень отримано патенти і авторські свідоцтва та додаткова література здобувача:

41. А.с. №170863, МКИ F02k 11/00, B64D 37/24. Устройство для наддува бака/ Доценко Е.М., Митиков Ю.А., Семенов Е.А. Заявитель КБ «Южное». – №3019155/23; заявл. 25.05.81; опубл. 05.03.82. – 4с.

42. А.с. №165289, МКИ F02k11/00ж, G01f23/04. Устройство для измерения уровня топлива/ Митиков Ю.А., Евтеев А.Н., Фоменко В.С., Шевелев Ю.П. Заявитель КБ «Южное». – №2216292/23; заявл. 09.03.81; опубл. 05.09.82. – 4с.

43. А.с. № 190290, МКИ F02k 11/00, B64D 37/24. Устройство для наддува бака горячим газом/ Митиков Ю.А., Мосейко В.А., Осташев Л.А. Заявитель КБ «Южное». – №2216292 /23; заявл. 09.03.83; опубл. 05.09.83. – 4 с.

44. Положительное решение НИИГПЭ РФ №4953429/10/035314 от 23.03.1993. G01f 23/04, F02k 11/00ж. Способ определения уровня компонента топлива в баке жид-

- костной ракеты в полёте/ Митиков Ю.А., Иваницкий Г.М., Куда С.А. Заявитель КБ «Южное». – №4953429/10; заявл. 26.04.91; опубл. 23.03.1993. – 5с.
45. А.с. №291984, МКИ F02k 11/00, B64D 37/24. Способ и устройство для наддува бака/ Куковинец А.В., Свириденко Н.Ф., Митиков Ю.А., Логвиненко А.И. и др. Заявитель ИТМ АН УССР. – №2216292/23; заявл. 09.03.89; опубл. 05.08.89. – 4 с.
46. А.с. №319638 СССР, МПК B64D 37/24. Способ наддува топливного бака/ Митиков Ю.А. Заявитель КБ «Южное». – №4520022; заявл. 01.09.89; опубл. 01.10.90
47. Пристрій для наддування паливного бака рушійної установки: пат.КМ 82105 Україна: МПК B64D 37/00/ Волошин М.Л., Мітіков Ю.О., Логвиненко А.І. та ін. Заявник ДКБ «Південне». – №u201303979; заявл. 29.04.13; опубл. 15.10.13, бюл. №20. – 5 с.
48. Спосіб наддування бака з висококиплячим паливом рушійної установки: пат. 105882 Україна: МПК B64D 37/00, F02k 9/00/ Мітіков Ю.О. – № a201309975; заявл. 12.08.13; опубл. 10.01.14, бюл. №1. – 5 с.
49. Спосіб наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв: пат. 106685 Україна: МПК F02k 9/00, F02k 9/50 / Мітіков Ю.О. – № a201307739; заявл. 18.06.13; опубл. 10.12.13, бюл. №23. – 5 с.
50. Спосіб і система наддування паливного бака рушійної установки: пат. 106011 Україна: МПК B64D 37/00, F02k 9/00/ Мітіков Ю.О. – № a201309513; заявл. 29.07.13; опубл. 25.02.14, бюл. №4. – 4с.
51. Система наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв: пат. 108414 Україна: МПК B64D 37/00/ Мітіков Ю.О. – №a201309167; заявл. 22.07.13; опубл. 10.12.14, бюл. №23. – 5 с.
52. Спосіб наддування паливних баків рушійної установки ракети-носія: пат. 108535 Україна: МПК B64D 37/00/ Мітіков Ю.О. – № a201310584; заявл. 02.09.13; опубл. 12.05.15, бюл. 5. – 4с.
53. Спосіб і система наддування паливного бака з висококиплячим паливом рушійної установки: пат. 108415 Україна: МПК B64D 37/00/ Мітіков Ю.О. – № a201309213; заявл. 22.07.13; опубл. 26.01.15, бюл. 2. – 4 с.
54. Спосіб наддування бака з рідким киснем рушійної установки: пат. 108787 Україна: МПК B64D 37/00/ Мітіков Ю.О. – № a201311038; заявл. 16.09.13; опубл. 25.03.2015, бюл. 6. – 5 с.
55. Спосіб наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв: пат. 107874 Україна: МПК B64D 37/00 / Мітіков Ю.О. – №a201307738; заявл. 18.06.13; опубл. 10.12.13, бюл. 23. – 5 с.
56. Спосіб наддування паливного бака рушійної установки: пат. 109320 Україна: МПК B64D 37/00/ Мітіков Ю.О., Андрієвський М.В. – №a201313603; заявл. 22.11.13; опубл. 25.05.15, бюл. 10. – 5 с.
57. Система газобалонного наддування паливного бака рушійної установки: пат. 109481 Україна: МПК B64D 37/00, F02K 9/42/ Мітіков Ю.О., Петренко Р.М. – № a201313064; заявл. 11.11.13; опубл. 10.05.15, бюл. 9. – 5 с.
58. Спосіб і пристрій наддування паливного бака ракети-носія: пат. 110134 Україна: МПК F02K 9/42, B64D 37/24/ Свириденко М.Ф., Ніколаєв О.Д., Мітіков Ю.О. та інш. Заявник ІТМ НАНУ. – №a201313967; заявл. 17.12.13; опубл. – 26.07.15, бюл. 14. – 7 с.

59. Спосіб наддування бака з висококиплячим паливом типу гас: пат.112787 Україна: МПК В64D 37/24, F02K 9/44 / Мітіков Ю.О. заяв. №а201409743 від 5.09.2014; опубл. – 25.02.15, бюл. 4. – 5 с.
60. Спосіб наддування бака з висококиплячим паливом рушійної установки ракети-носія: пат.112589 Україна: МПК В64D 37/00 /Мітіков Ю.О. заяв. №а201500214 від 12.01.2015; опубл. – 26.09.16, бюл.18. – 4 с.
61. Спосіб наддування паливного бака рушійної установки: пат.112796 Україна: МПК F02K 9/00 /Мітіков Ю.О., Андрієвський М.В./ заяв. №а201412041 від 07.11.2014; опубл. 25.10.2016, бюл. 20. – 3с.
62. Спосіб наземного відпрацювання початкової ділянки роботи гарячої системи наддування: пат.113681 Україна: МПК G01G 23/00; В64D 37/00; F02K 9/00 /Мітіков Ю.О. №а201507541; заявл. 27.07.15; опубл. 27.02.17, бюл. 4. – 6 с.
63. Спосіб наддування паливного бака рушійної установки ракети-носія: пат. 113447 Україна: МПК В64D 37/00/ Мітіков Ю.О., Куліш Є.Л. – №а201501260; заявл. 16.02.15; опубл. 11.4.16, бюл.7. – 5 с.
64. Спосіб наддування паливного бака з рідким киснем: пат.115267 Україна: МПК В64D 37/00, В64G 1/50/Мітіков Ю.О., Іваненко І.С. – №а201510674; заявл. 02.11.15; опубл. 10.10.17, бюл.19. – 5 с.
65. Система наддування паливних баків рушійної установки: пат. 115096 Україна: МПК F02k 9/50, В64G 1/40/ Мітіков Ю.О., Поляков Д.Г. – №а201600573; заявл. 25.01.16; опубл. 25.07.17, бюл.14. – 5 с.
66. Пристрій для наддування паливного бака рушійної установки ракети-носія гарячим газом: пат. 119076 Україна: МПК В64D 37/00/ Мітіков Ю.О., Любарський Ю.Ю. – №а201704240; заявл. 20.04.17; опубл. 25.05.19, бюл.9. – 5 с.
67. Спосіб наддування гарячим газом паливних баків: пат.116246 Україна: МПК В64D 37/14, F02k 9/44/ Мітіков Ю.О., Соловйова Н.М., Шевченко І.В. – №а201511804; заявл. 30.11.15; опубл. 26.02.18, бюл.4. – 4с.
68. Спосіб наддування парами кисню бака с рідким киснем: пат.119392 Україна: МПК В64D 37/24, F02k 9/50/ Мітіков Ю.О. – №а201710283; заявл. 24.10.17; опубл. 25.04.19 , бюл.8. – 5с.
69. Митиков Ю.А., Андриевский М.В. Модернизация системы наддува бака впрыском горячего керосина// Технологический аудит и резервы производства. – 2013. – №6/2(14). – С. 19 – 22.

АНОТАЦІЯ

Мітіков Ю.О. Методологічні основи розробки та модернізації систем наддування паливних баків ракетних рушійних установок. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. – Дніпро. – 2020.

Метою роботи є створення методологічних основ (комплексу і послідовності) наукових досліджень задля вирішення актуальної науково-технічної проблеми модернізації існуючих систем наддування (СН) циліндричних баків сучасних рушійних установок на компонентах LOX і РГ-1 і розробки перспективних СН баків рушійних

установок нового покоління. СН є одними з найбільш наукоємних частин РН. Сучасні гелеві пневмосистеми є найдорожчими частинами РН після РРД. В СРСР в експлуатації не було жодної РН, яка з самого початку проектувалася саме як РН.

Знайдені, теоретично обґрунтовані, досліджені нові високоефективні СН баків рушійних установок нового покоління. Вирішено проблеми визначення рівня киплячого кисню при самонаддуванні, безпечного польотного хімнаддування, наддування парами кисню без домішок, високотемпературним гелієм і відновлювальним генераторним газом. Запропоновані дієві способи модернізації СН баків існуючих рушійних установок, розроблені рекомендації для їх впровадження. Розроблені методичні основи ефективного проектування СН паливних баків поширених багатоблокових РУ і багатоблокових РН для забезпечення їх працездатності при відмові однієї РУ з урахуванням часу імпульсу після дії тяги аварійної РУ. Розширене уявлення о провідній ролі газопроводів при використанні високотемпературного робочого тіла наддування. Запропоновано метод визначення коефіцієнта стиснення конструкцією бака неізотермічного струменя. Знайдені, теоретично відображені, досліджені нові ефективні способи введення неізотермічного робочого тіла в вільні об'єми баків тому числі, у вигляді турбулентних вихрових кілець.

Вперше визначена швидкість випаровування кисню в циліндричному баку з вафельним підкріпленням в польоті РН. В умовах польоту отриманий комплекс експериментальних даних, які повністю характеризують параметри нової надхолодної гелієвої СН (температури палива, газу в баку, верхніх днищ).

Ключові слова: нові системи наддування баків ракет-носіїв, робочі тіла наддування, пристрої введення газу, теплообмінник, моделювання, википання кисню.

ABSTRACT

Mitikov Yu. Methodological foundations for the development and modernization of pressurization systems for fuel tanks of rocket propulsion systems. - The manuscript.

Dissertation for obtaining the scientific degree of the doctor of Technical Sciences in specialty 05.05.03 – Engines and power plants. – Oles Honchar Dnipro National University. – Dnipro. – 2020.

The purpose of the work is to create methodological bases (complex and sequence) of scientific researches in order to solve the current scientific and technical problem of modernization of existing pressurization systems (PS) of cylindrical tanks of modern rocket propulsion systems on LOX and RP-1 components and development of perspective PS tanks of new generation propulsion plants. PS is one of the most knowledge-intensive parts of launch vehicle (LV). Modern gel pneumatic systems are the most expensive parts of LV after liquid propellant rocket engine (LRE). In the USSR, there was not a single LV that was designed from the very beginning as launch vehicle.

New, highly grounded, new high-efficiency PS tanks of propulsion units of the new generation have been found theoretically grounded. The problems of determination of the level of boiling oxygen during self-inflating, safe chemical inflating, PS with oxygen vapors without impurities, high-temperature helium and renewable generator gas were solved. Effective ways to modernize the fuel tanks of the existing propulsion plants are

proposed, and recommendations for their implementation are developed. Methodical bases for efficient design of fuel tank fuel tank design of common multi-unit LVs and multi-unit LREs have been developed to ensure their operability in the event of failure of one LRE, taking into account the pulse time after the action of the emergency LRE traction.

The idea of the leading role of gas pipelines when using a high-temperature pressurization working fluid has been expanded. A method of determining the compression ratio of a tank design for a non-isothermal jet is proposed. New effective ways of introducing a non-isothermal pressurization working fluid into the free tank volumes have been found, theoretically reflected, and investigated. The introduction of high-temperature gas in the form of turbulent vortex rings was studied.

For the first time, the rate of oxygen evaporation in a cylindrical tank with wafer reinforcement in the flight of LV was determined. In flight conditions, a complex of experimental data was obtained that fully characterizes the parameters of the new supercooled helium PS (fuel temperature, gas in the tank, upper bottoms).

Keywords: new pressurization systems of tanks rocket propulsion systems, pressurization working fluid, gas injection devices, heat exchanger, simulation, oxygen leakage in flight.