

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

МІТІКОВ ЮРІЙ ОЛЕКСІЙОВИЧ

УДК 621.642.17

ДИСЕРТАЦІЯ

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

05.05.03 – двигуни та енергетичні установки
(механічна інженерія)

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання
ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне
джерело

_____ Ю.О. Мітіков
підпис

Науковий консультант – **Дегтярев Олександр Вікторович,**
доктор технічних наук, академік НАН України

Дніпро – 2020

АНОТАЦІЯ

Мітіков Ю.О. Методологічні основи розробки та модернізації систем наддування паливних баків ракетних рушійних установок. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки (механічна інженерія). – Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара, Дніпро, 2020.

Сьогодні в світі рушійні установки (РУ) ракет-носіїв (РН) найбільш широко вживають рідкий кисень (LOX) і вуглеводневе пальне типу гас – РГ-1. Системи наддування (СН) баків з цими компонентами найчастіше використовують робоче тіло наддування (РТН) – гелій. Сучасні гелеві пневмосистеми є найдорожчими частинами РН після рідинних ракетних двигунів (РРД).

В СРСР в експлуатації не було жодної РН, яка з самого початку проектувалася саме як РН. В історичному аспекті аналогічна ситуація і в США. РН «Зеніт», «Енергія» також частково проектувалися за вимогами військових.

Метою дисертаційної роботи є створення методологічних основ (комплексу і послідовності) досліджень задля вирішення актуальної науково-технічної проблеми модернізації існуючих СН циліндричних баків сучасних РУ на компонентах LOX і РГ-1 і розробки перспективних СН баків РУ нового покоління.

Об'єкт досліджень – процеси в паливних баках РУ, балонах високого тиску, теплообмінниках, газогенераторах рідких і твердопаливних.

Предмет досліджень – параметри і конструкції неізотермічних СН існуючих ракетних рушійних установок та рушійних установок нового покоління.

Методи дослідження – ретроспективний метод при аналізі тенденцій розвитку СН баків РРД; методи системного аналізу для встановлення взаємозв'язків між схемами РРД, конструкціями систем живлення, паливних баків і параметрами СН; 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; методи математичного і фізичного моделювання параметрів систем наддування, поширення неізотермічних струменів РТН в вільних об'ємах баків на активній ділянці польоту.

У вступі обґрунтовано вибір теми дисертаційної роботи, актуальність дослідження, сформульовано мету та задачі дослідження, показаний її зв'язок з існуючими науковими програмами і темами, розглянуто наукову новизну і практичну цінність одержаних результатів. Наведено дані про особистий внесок здобувача, апробацію роботи та публікації. Зміст роботи розкривається в семи розділах. Перший розділ присвячений аналізу рівня світового досвіду проектування СН баків РУ і формулюванню проблемних питань. Вивчено методологію проектування застосовуваних раніше технічних рішень. Найбільш популярні гарячі гелієві СН баків РРД, що працюють за схемою глибокого дроселювання з допалюванням окисного генераторного газу, тиражують рішення п'ятдесятих років. Обґрунтовано вкрай низька їх ефективність.

Виявлено відмінності в процесах, які відбуваються в підвісних і несучих баках сучасних РУ. Схема процесів доповнена новими фізичними явищами.

Проведений аналіз відомих методик математичного моделювання параметрів гелієвих СН довів наступне. Вони не враховують одночасного протікання термодинамічних і теплових процесів в балонах СН і паливних баках. Температурна стратифікація газу, кипіння кисню в баках не враховується. СН багатоблокових РН проектується без урахування особливостей найбільш важкого випадку – аварійного вимкнення в польоті однієї РУ.

Виявлено серед реалізованих СН потенційно найбільш ефективні і прості СН – парові, самонаддування, хімічне наддування. Встановлено наукові і технічні проблеми, за яких зазначені СН не отримали подальшого поширення.

В другому розділі розроблено методика моделювання процесів в циліндричних баках РУ перед стартом і в польоті. Складність вирішення системи рівнянь полягає в тому, що на етапі проектування внутрішня структура підсистем ще не визначена. Теплообмінник гелію і магістралі наддування не сконструйовано, їх характеристики доводиться приймати з великим розкидом. Завдання як правило спрощують: на нестационарних режимах теплообміну справедливі стаціонарні залежності; кипіння LOX визначається за окремим алгоритмом та інші. Структурно методика моделювання складається з двох взаємопов'язаних послідовних частин – спорожнення балонів і наддування баку.

В сучасних умовах найбільш плідним є наступний підхід до наближеного фізичного моделювання. Він базується на рівності тисків газу в модельному і натурному баках за часом роботи СН. Такий підхід дозволяє використовувати на моделі натурні (штатні) алгоритми системи регулювання тиску газу в баках, сигналізатори тисків, агрегати автоматики. В цьому випадку однакові рівні тисків газу в баках за часом випробувань забезпечують однакові межі прогріву LOX. РТН, модельна рідина, матеріал стінок бака – однакові з натурою. Запропоновано конструктивні заходи для стабілізації тиску газу в баку при старті РН.

В третьому розділі досліджуються процеси в циліндричних баках РУ. Визначено модель прогріву кисню в циліндричних баках з вафельним підкріпленням при гарячому наддуванні, розроблено методика натурального експерименту і отриманий розмір швидкості випаровування кисню в польоті.

Четвертий розділ присвячений проектуванню газопроводів. Вперше запропонований метод визначення коефіцієнта стиснення для неізотермічних струменів. Отримані нові наукові дані дозволили розробити принципово нові способи введення РТН в баки, в тому числі турбулентними вихровими кільцями.

В п'ятому розділі розглянуті питання I етапу модернізації гелієвих СН, методика математичного моделювання параметрів надхолодних СН баків з РГ-

1, проведено верифікацію результатів моделювання. Вперше отримані і проаналізовані натурні температурні режими надхолодних СН баків з РГ-1.

У шостому розділі запропоновано методологію суттєвої модернізації гелієвих СН. Вирішено проблему отримання високотемпературного гелію для наддування. Проведено математичне моделювання комбінованих СН. Запропоновано і вивчено перспективні схеми розташування балонів з гелієм (в рідкому азоті). Проведено аудит існуючих та можливих джерел тепла на борту РН.

У сьомому розділі розроблено методологічні основи проектування безгелієвих СН перспективних РУ. Запропоновано низка новітніх рішень, проведено їх математичне моделювання, показано ефективність. Серед них – самонаддування з точним виміром рівня киплячого кисню в баку, парова без конденсації домішок, хімічне польотне наддування диспіргованим пальним, яке вводиться в вільний обсяг бака стійкими структурами типу турбулентними вихровими кільцями, високотемпературним відновним генераторним газом ($\sim 1770\text{K}$), розпорошеним киснем бака з пальним та ін. Вперше запропоновано методичний підхід до проектування СН багатоблокових РН при найважчій відмові – аварійному вимкненні однієї з РУ.

В роботі отримано ряд нових результатів. Вивчено додаткові (порівняно з переохолодженням LOX, кулястими баками) процеси в газовій і рідкій фазах в циліндричних баках 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, термодинамічні і теплообмінні процеси в балонах з гелієм і паливних баках. Розроблені фізичні моделі, які притаманні циліндричним бакам з киплячим LOX, і методи їх розрахунку. Отримали подальший розвиток:

– методика математичного моделювання параметрів поширеної гелієвої СН баків для етапу проектування. В ній вперше 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);

Вперше знайдено, теоретично обґрунтовано, досліджено нові високоефективні способи модернізації СН паливних баків РУ і розроблені рекомендації для їх впровадження: з попереднім підводом теплової енергії до основних об'єктів СН перед запуском РУ; з підводом теплової енергії до РТН в ТО автономними джерелами тепла з високою температурою при роботі РУ; з більш глибоким заохолодженням гелію в балонах поза баком окислювача перед стартом РН з подальшим інтенсивним підводом тепла до гелію при роботі РУ і скиданням балонів в заключній стадії польоту;

– для надхолодної СН (НСН) бака с РГ-1: з накопиченням додаткової теплової енергії перед стартом РН в об'ємі баку, в польоті – з підводом тепла до РТН в баку при роботі РУ; з комбінованим по температурі (надхолодне і високотемпературне) и роду РТН (гелій, продукти згорання ТПГГ).

Вперше на основі нових отриманих знань запропоновано, теоретично обґрунтовано, досліджено високоефективні способи наддування баків РУ нового покоління і розроблені рекомендації для їх впровадження.

Для баку з киснем: спосіб конструктивно найпростішого наддування баку з LOX за рахунок його кипіння в недогрітому об'ємі (також з підвищеним тиском) шляхом забезпечення точного виміру рівня киплячого LOX в польоті різними методами; з використанням нових для СН джерел тепла (ТПГГ, факел РРД) в якості теплоносія в ТО; парами кисню (ОГГ) зі створенням термодинамічних умов для відсутності конденсації домішок (H_2O і CO_2) в баку; твердими паливами, які генерують чистий азот у широкому діапазоні температур, з розділенням продуктів згорання по щільності; хімічне наддування диспіргованим пусковим паливом з відведенням зони горіння від верхнього днища до дзеркала палива стійкими структурами типу ТВК;

для бака з РГ-1: відновлювальним ГГ максимальної працездатності ($R_{\Sigma} \approx 530 \text{ Дж/(кг град)}$, $T_{\Sigma} \approx 1770 \text{ K}$) без сажі в продуктах згоряння; розпорошеним LOX з виконанням вимог пожежовибухобезпеки на етапах передпускового і польотного наддування; високотемпературними продуктами розкладання аміаку.

Проведено моделювання запропонованих шляхів модернізації СН. Знайдені, теоретично відображені, досліджені нові ефективні способи введення неізотермічного РТН: у вигляді стійких структур типу ТВК, які мають максимальну далекобійність при мінімальній швидкості введення; багаторівневими турбулентними струменями; з плаваючим відбійником; з настиланням на плоску вертикальну пластину, з попереднім розподілом витрати РТН по перетину пристрою; з поглибленням вихідного перетину під початковий рівень палива для НСН. Створено рекомендації для газобалонних СН з ТО по вибору початкової швидкості введення гелію в баки, які впроваджено в практику проектування.

Вперше в умовах польоту отримано повну теплову картину внутрішньобакових процесів, яка підтверджує характеристики нової НСН баків з РГ-1 сучасних РУ. Нові данні і їх аналіз дозволили розширити сферу застосування НСН.

Удосконалено методику експериментального визначення швидкості випаровування LOX в баку в польоті, яка 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.

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 передпускового наддування баків РУ.

Результати дисертації використовуються в навчальному процесі фізико-технічного факультету ДНУ ім. О. Гончара за спеціальністю «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» і в дослідно-конструкторській роботі ДКБ «Південне».

Створено методологічні основи модернізації СН, в тому числі надходне наддування, що дозволило спростити конструкції ряду РРД: РД-180, РД-815 за рахунок виключення з конструкцій РРД ТО гелію (на ОГГ) для наддування бака пального. Методика прискореного фізичного моделювання параметрів СН баків з LOX була використана як єдиний варіант наземних конструкторських і завершальних доводочних випробувань СН баків окислювача І ступеня РН «Зеніт» і І ступеня РН «Енергія».

Нові наукові результати дозволили розробити і запропонувати ефективні конструктивно прості пристрої введення в баки РТН. Вони дозволяють використовувати в СН високотемпературні РТН.

Методичне забезпечення дало змогу модернізувати СН бака окислювача ДУ І ступеня РН «Зеніт» (зменшити запаси РТН на ~ 25%), підвищити точність виміру рівня киплячого кисню в баку РУ в польоті. За підсумками аналізу ЛКВ було уточнено кількість випаруваного кисню в баках І і ІІ ступенів РН «Зеніт».

Ключові слова: системи наддування баків ракетних двигунів, робочі тіла наддування, пристрої введення газу, теплообмінник, моделювання, википання кисню.

ANNOTATION

Mitikov Yu. O. The methodology foundation for designing and upgrading fuel tank engine pressurization 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.

Modern rocket propulsion system (PS) designs are widely using liquid oxygen (LOX) combined with RP-1 fuel. Tank pressurization systems (TPS) running on these components commonly use pressurization working fluid (PWF) helium. Modern helium pneumatic systems are most expensive rocket parts next to rocket engines.

There was not a single rocket carrier in the USSR that had been originally designed as a civil rocket carrier. Neither did USA design any rocket carrier from start as a non-military. Rocket carriers (RC) Zenit, Energy were partially designed based on military requirements.

The goal of the dissertation is a creation of methodology basic (complex and order) for researches to resolve relevant technical and scientific problems. The task is in modernization of existing cylinder-tank pressurization systems for actual rocket units that are running on LOX and RP-1 fuel as well as the next-level pressurization systems for new rocket unit fuel tanks development.

The research area – the ongoing activities inside fuel tanks, high-pressure cylinders, heat exchangers, liquid and solid propellant gas-producers that taking place during launch and flight.

The research scope – the parameters and design of non-isothermal TPS on both existing and next-generation liquid rocket engines.

The study uses variable mass thermodynamics methods; equilibrium and non-equilibrium process models; ideal and real gases models; turbulent stream theory, thermodynamic similarity, and chemical thermodynamics.

The introduction provides the background for picking the dissertation subject, highlights the relevance of the topic; formulates the goal and milestones; connects the study subject with existing scientific programs and themes; brings up the scientific innovation and the practical value of the findings. The data showing author's contribution has been given, as well as study and publications approbation.

The content is depicted in seven chapters. The first chapter is dedicated to analysis of the world-wide experience in TPS engine design and establishing problem statements. The design methodology of previously used solutions has been reviewed. The most popular liquid rocket engine hot helium TPS is using major thrush with ox-

idative gas afterburning that is known since 50th. The extremely low solution efficiency has been proven.

The differences in processes between pendant and bearing fuel tanks in modern liquid rocket engine have been found. The ongoing processes scheme is extended with new physical facts. The existing helium TPS parameter mathematic modeling methods have been analyzed with the following outcome. These methods do not consider the concurrency of thermodynamic and heat processes inside TPS cylinders and tanks. The temperature gas stratification and gas boiling inside the tank is not taken into the account. TPS for multi-block RC are designed without taking into the account the most challenging case – emergency disabling one of the RE.

The most efficient and design-simple TPS among existing ones are detected: steam-driven; polytrophic; chemical pressurization. The scientific and technical reasons why those systems did not go into production are revealed.

The second chapter provides a developed methodology for physical processes modeling inside RE cylindrical tank during launch and in-flight mode. The difficulty in solving the set of equations is in the fact design phase does not yet contain the internal sub-systems layout. The helium and boost line heat exchanger is not yet designed; the safety margin has to be added into the not-yet existing system characteristics. The task is commonly simplified: unsteady heat exchange modes are accepted as steady; LOX boiling is calculated by separate algorithm. The methodology consists of two interconnected steps – cylinder deflation and tank pressurization.

The following approach for physical modeling is most effective at the time of writing this study. It assumes equal pressures in model and real-scale tank during PS. The solution allows using the same real-life algorithms for model as for full-scale: for gas pressure control inside tanks, the pressure signaling devices, automation units. In case of this assumption, equal pressures produce same LOX warm-up thresholds. The set of construction improvements to stabilize tank pressure during RC launch are suggested.

The third chapter investigates ongoing processes inside RE cylindrical tanks.

The oxygen heating inside cylindrical waffle-reinforced tank during hot pressurization model has been established. The methodology to detect the speed of oxygen evaporation in-flight has been invented and the results have been obtained.

The fourth chapter is dedicated to gas inlet designing. For the first time the method to detect the compression rate for non-thermal streams has been suggested. The new data has enabled the development of the brand-new ways to inject PWF into tanks, using turbulent vortex rings as well.

The fifth chapter mentions the first stage of helium PS modification; the methodology for RP-1 tank super-cold PS parameters mathematical modeling; the verification of the obtained results. For the first time the real-file in-flight temperature change graphs for RP-1 super-cold PS have been obtained and analyzed.

The sixth chapter suggests a methodology to upgrade existing PS. The problem of obtaining high-temperature helium for pressurization has been resolved. The mathematical modeling of combined PS has been completed. The promising designs to put helium tanks are suggested (inside liquid nitrogen). The audit of existing and potential heat sources on board has been conducted.

The seventh chapter provides methodological basics for helium-less PS design. A set of new design patterns is suggested, a mathematical modeling is performed proving their efficiency. Self-boosting with accurate measurement of the boiling oxygen level inside tank is one of the examples; steam system without any condensing substances in the tank; chemical boost using dispersed fuel; high-temperature reducing generator gas ($\sim 1770\text{K}$); fuel tank pressurization using sprayed oxygen and others. For the first time the PS design methodology for multi-block RC during one of the RE emergency failure has been suggested.

The add-ons section contains stamped documents proving the study was applied to educational process, as well as scientific and design workflow inside Yuzhnoye design office. A range of new results has been obtained thanks to the study. The additional processes (compared to over-cooled LOX spherical tanks) inside gas and liquid states were researched with the sufficient accuracy for RE design. Additional processes include the PWF non-thermal streams spreading and turbulent vortex rings

(TVR) inside limited-space tanks; the temperature layer distribution for gas state; the oxygen boiling on reinforced vertical tank surface; thermo-dynamic and heat-exchange processes in helium cylinders and fuel tanks. The physical processes taking place inside cylindrical tanks with boiling oxygen are modeled and methods to calculate the system parameters are introduced.

The mathematical modeling methodology for parameters of the most popular helium PS that is applicable during design was improved. It sequentially combines the model of real and ideal gases, considers the resistance of gas lines and valves, the heat exchange inside cylinders and tanks, oxygen boiling, the temperature distribution between layers in PWF, the range of gas streams in prolonged tanks.

The design methodology of multi-block RC RE that must work in case of failure (worst case – one of the RE failure) was improved. The most elegant way to pressurize the LOX tank is by boiling it within increased pressure and accurate in-flight detection of the LOX boil level using different methods.

The new solutions to upgrade the RE fuel TPS are invented, theoretically proven to be correct, deeply investigated and implementation recommendations have been given: the preliminary warm up of main PS nodes prior to launch; bringing additional heat energy to PWF inside heat exchanger from high-temperature independent heat source; with extra helium cooling prior to RC start outside oxygen tank and further intensive heat supply during RE run and tank drop in the final flight part; with prior low-potential heat supply to PWF before it enters the heat exchanger.

For super-call PS of fuel tank with RP-1: accumulating the additional heat energy in the tank prior to RC launch; in-flight heat supply to PWF inside tank during RE run; combination of different temperatures (super-cold and high-temperature) and types (helium, solid-fuel gas generator output burnt stream).

The next-generation highly efficient PS for fuel tanks is designed based on the new data; the new solutions are theoretically proven to be functional and fully researched; implementation recommendations are issued.

As for the oxygen tank: using the heat sources that have never been used in the PS design previously (solid fuel gas generator, torch LRE) as heat exchanger; oxygen

evaporation long with creating special thermodynamic conditions to prevent impurity condensation (H_2O i CO_2) in tank; solid fuels producing pure nitrogen in a wide temperature range with the combustion products segregation; chemical pressurization using dispersed start fuel with moving burning zone away from upper bottom using persistent structures of turbulent vortex ring type.

For the RP-1 tank: Renewable GG with maximum working capacity ($R_{gg} \approx 530$ J/($\text{kg} \cdot \text{degr}$), $T_{gg} \approx 1770\text{K}$) without soot in combustion products; sprayed liquid oxygen with respect to the fire safety rules during pre-launch and in-flight stages; high-temperature ammonia decomposition products.

The modeling of the suggested PS improvement roadmap was conducted. The new effective ways for non-isothermal PWF input into tank free volume were found, researched and theoretically depicted: using persistent structures of turbulent vortex ring type than enable the largest range with minimal input speed; using multistage turbulent streams; with floating reflector; with flooring on top of flat vertical plate; with pre-arranged PWF usage distribution device area.

The recommendations to pick the starting speed for helium input in gas cylinder PS with heat exchanger are provided.

The experimental methodology to detect LOX evaporation speed in-flight mode has been improved. The approach uses actual heat map projected to cylindrical tank height during flight. It is used to detect the oxygen evaporation speed inside enforced waffled cylinder tank during flight for the first time. Never before the negative influence of the RC has prelaunch setup duration been projected on initial state of PS as well as top layer LOX temperature inside the tank. The recommendations to improve prelaunch RC tank pressurization parameters are issued.

The results of the study are used in educational process in Physics and Technics faculty, Oles Honchar Dnipro National University, the “Aero and rocket technics”. The methodology base to modernize PS is developed; the super-cold pressurization would allow simplifying the following models: LRE-170, -171M, -120, -180.

The effect is achieved via excluding design liquid rocket engine heat exchanger helium (for oxidizing generator gas) for tank pressurization. The methodology for ac-

celerated PS parameters modeling for tanks with LOX was used as the only option for both Zenit and Energy I stage design and final testing oxygen tanks PS. The new scientific results allow to design and suggest highly effective and simple-design PWF into tanks input systems. They allow using high-temperature PWF in PS.

The methodological support has allowed to modify oxygen tank PS for I stage Zenit RE (reduce the stock PWF by 25%), increase the accuracy for in-flight boiling oxygen level detection. The volume of evaporated oxygen in RC Zenit first and second stage was itemized based on flight tests analysis.

Keywords: pressurization system, pressurization working fluid, gas input device, heat exchanger, modeling, oxygen boiling.

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., Крысько Б.А. Аммиачные системы наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей//Авиационно-космическая техника и технология. – 2018. – №1/145. – С.37 – 42 (Index Copernicus, Google Scholar).

Публікації у наукових фахових виданнях України:

10. Митиков Ю.А., Кудя С.А. Определение коэффициентов стеснения для неизотермических 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 ракетносіїв// 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).

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 розширенням 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, МКИ G01f 23/04, F02k 11/00ж. Способ измерения уровня криогенной жидкости/ Галась М.И., Митиков Ю.А., Евтеев А.Н., Фоменко В.С. и др. – №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/ Горбунцов В.В., Заволока О.М., Свириденко М.Ф., Ніколаєв О.Д., Мітіков Ю.О. та інші. Заявник ІТМ НАНУ. – №а201309278; заявл. 23.07.13; опубл. 12.05.15, бюл.9. – 6 с.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

- 36.Aviation in the XXI-th 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), Dnipropetrovs'k, Ukraine (2017г, очна, тези доповідей). Future rocket engines and power propulsion systems: «Новий спосіб боротьби з температурним розшаруванням 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». – 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 F02k 11/00ж, G01f 23/04. 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 жидкостной 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 F02k11/00, B64D37/24. Способ и устройство для наддува бака/ 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, 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.,

Шевцов Є.І. Заявник ДКБ «Південне». – №u201303979; заявл.29.04.13; опубл.15.10.13. – 5 с.

48.Спосіб наддування бака з висококиплячим палим рушійної установки: пат.105882 Україна: МПК В64D37/00, 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 В64D 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 В64D 37/00/ Мітіков Ю.О. – №a201309167; заявл. 22.07.13; опубл. 10.12.14, бюл.№23. – 5 с.

52.Спосіб і система наддування паливного бака з висококиплячим палим рушійної установки: пат. 108415 Україна: МПК В64D 37/00/ Мітіков Ю.О. – №a201309213; заявл. 22.07.13; опубл. 26.01.15, бюл.2. – 4 с.

53.Спосіб наддування паливних баків рушійної установки ракети-носія: пат. 108535 Україна: МПК В64D 37/00/ Мітіков Ю.О. – № a201310584; заявл. 02.09.13; опубл. 12.05.15, бюл.5. – 4с.

54.Спосіб наддування бака з рідким киснем рушійної установки: пат. 108787 Україна: МПК В64D 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 В64D 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 В64D 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. – № а201313064; 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/ Заволока В.В., Свириденко М.Ф., Ніколаєв О.Д., Мітіков Ю.О. та інші. Заявник ІТМ НАНУ. – №а201313967; 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 B64D 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 B64D 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. – 3 с.
62. Спосіб наземного відпрацювання початкової ділянки роботи гарячої системи наддування: пат. 113681 Україна: МПК G01G 23/00; B64D 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 B64D 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 B64D 37/00, B64G 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, B64G 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 B64D 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 37/14, F02k 9/50/ Мітіков Ю.О. – №а201710283; заявл. 24.10.17; опубл. 25.04.18 , 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.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ	27
ПЕРЕДМОВА	30
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ СВІТОВОГО ДОСВІДУ РОЗРОБОК СН ПАЛИВНИХ БАКІВ РУШІЙНИХ УСТАНОВОК РН І МБР	45
1.1 Рівень наукових уявлень про процеси, що відбуваються всередині паливних баків РУ на активній ділянці траєкторії польоту РН	46
1.2 Ретроспективний аналіз конструкцій СН паливних баків РУ РН і МБР	52
1.2.1 РУ з низькокиплячими компонентами палива РН і МБР	52
1.2.2. РУ з висококиплячих компонентах палива РН і МБР	61
1.3 Проблематика розробки газопроводів	64
1.4 Ефективність гарячих гелієвих СН баків і схеми сучасних РУ	68
1.4.1 Аналіз конструкцій рекуперативних теплообмінників гелієвих гарячих газобалонних СН	70
1.4.2 Системний аналіз конструкцій і параметрів гарячих гелієвих СН	74
1.5 Проблеми експериментального відпрацювання СН циліндричних паливних баків РУ	80
1.6 Аналіз рівня методичного забезпечення проектування СН	81
Висновки до розділу 1	88
РОЗДІЛ 2 МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ В ЦИЛІНДРИЧНИХ БАКАХ РУ ПРИ РОБОТІ ГЕЛІЄВИХ СН	92
2.1 Методика математичного моделювання параметрів гелієвих СН циліндричних баків РУ ракет-носіїв	92
2.2 Методика фізичного моделювання параметрів СН	100
2.3 Аналіз впливу прийнятих припущень при математичному та фізичному моделюванні на параметри СН	108
2.3.1 Вирішення проблеми провалу тиску газу в баку на початковій ділянці роботи гарячої СН	109
2.3.2 Рекомендації щодо уточнення конструкції СН на етапі ЛКВ	114
Висновки до розділу 2	115

РОЗДІЛ 3 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСІВ У ЦИЛІНДРИЧНИХ БАКАХ РУ	117
3.1 Опис експериментальних установок і методик проведення експериментальних досліджень	117
3.2 Аналіз результатів експериментальних досліджень процесів в несучих баках сучасних РУ	120
3.2.1 Вплив організації передпускового наддування на вихідні значення параметрів газу і LOX в баках на момент запуску РУ	120
3.2.2 Верифікація методик моделювання параметрів СН натурними даними результатів ЛКВ	127
3.2.3 Визначення фізичної моделі прогріву LOX в циліндричних баках РУ при гарячому наддуванні	130
3.3 Методика організації та обробки натурального експерименту по визначенню випаровування кисню в циліндричному баку з підкріпленням	134
Висновки до розділу 3	143
РОЗДІЛ 4 ПРОЕКТУВАННЯ ГАЗОВВОДІВ СН ЦИЛІНДРИЧНИХ ПАЛИВНИХ БАКІВ РУШІЙНИХ УСТАНОВОК РН	145
4.1 Вплив швидкості введення гарячого гелію на параметри СН паливних баків великого подовження	145
4.3 Визначення впливу стискаючої дії конструкції бака на параметри неізотермічної струменя газу наддування	148
4.3.1 Методологія вибору швидкості введення РТН з нагріванням в ТО і вдосконалення конструкцій газовводів	151
4.3 Використання турбулентних вихрових кілець для наддування баків РУ високотемпературним РТН	155
4.4 Нові способи введення високотемпературного РТН в баки	161
Висновки до розділу 4	166
РОЗДІЛ 5 МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ І ЕТАПУ МОДЕРНІЗАЦІЇ ГЕЛІЄВИХ СН СУЧАСНИХ РАКЕТНИХ РУ	168

5.1 Аналіз результатів експериментальних досліджень НСН в натурних умовах	169
5.2 Особливості математичного моделювання параметрів гелієвих надхолодних СН циліндричних баків ДУ	172
5.3 Область застосування надхолодних СН паливних баків з РГ-1	175
5.4 Перший етап модернізації гелієвих СН паливних баків РУ	176
Висновки до розділу 5	180
РОЗДІЛ 6 МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ II ЕТАПУ МОДЕРНІЗАЦІЇ ГЕЛІЄВИХ СН	183
6.1 Нові способи отримання високотемпературного РТН	184
6.1.2 Експериментальні дослідження наддування за допомогою ТПГТ	
6.2 Рішення проблеми отримання високотемпературного гелію в РУ	186
6.3 Підвищення ефективності СН шляхом використання комбінованих по температурі і складу РТН	194
6.4 Нові підходи до розміщення балонів з гелієм ДУ	201
6.5 Потенціал теплової модернізації газобалонних СН	201
Висновки до розділу 6	213
РОЗДІЛ 7 МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ РОЗРОБКИ НОВИХ АВТОНОМНИХ СН ПАЛИВНИХ БАКІВ РУ	216
7.1 Основи розробки автономних СН паливних баків РУ з LOX	217
7.1.1 Системи з очищенням кисню від продуктів згоряння	218
7.1.2 СН з диспергованим самозаймистим РТН, що вводиться в бак у вигляді стійких структур типу ТВК	223
7.2 Основи проектування СН паливних баків РУ з LOX еталонної конструктивної простоти	227
7.2.1 Системи на основі самонаддування з попередженням виміру рівня	230
7.2.2 Система на основі введення поправок до виміру рівня СУВП	232
7.3 Основи розробки автономних СН баків з РГ-1	235
7.3.1 Наддування бака пального РТН з окисними властивостями	236
7.3.2 Використання відновного газу підвищеної енергетики	240

	27
7.1.4 Використання аміаку для наддування бака пального	244
7.4 Методичні основи проектування СН паливних баків РУ багатоблокових ступенів РН	249
Висновки до розділу 7	253
ВИСНОВКИ	257
Список використаних джерел	252
Додатки. Акти впровадження	278
1.Акт впровадження результатів дисертації Мітікова Ю.О. в навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара	268
2. Акт впровадження наукових розробок здобувача Мітікова Ю.О. в практику проектування ДП «КБ «Південне» ім. академіка М.К. Янгеля»	270
3.Акт впровадження винаходу А.с. № 161695 «Способ измерения уровня криогенной жидкости» на I ступени РН 11К77 (РН «Зеніт»)	272
4 Акт впровадження патенту 51806 Україна «Спосіб наддування паливного бака ракети» на I ступені РН Taurus (РН Antares)	274
5 Акт впровадження патенту КМ 82105 Україна «Пристрій для наддування паливного бака рушійної установки» на I ступені РН Antares	275
6.Приказ начальника КБ «Южное» о внедрении изобретения А.с. №112091	276

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ

РУ – рушійна установка;

РРД – рідинний ракетний двигун;

СН – система наддування (польотного);

СПН – система передпускового наддування;

РТН – робоче тіло наддування;

LOX (liquid oxygen) – рідкий кисень;

газоввод – пристрій введення РТН в паливний бак;

ПГСР – пневмогідравлічна система подачі компонентів палива;

ТНА – турбонасосний агрегат;

РГГ – рідинної газогенератор;

ТПГГ – твердопаливний газогенератор;

ГГ – генераторний газ;

ОГГ – окислювальний генераторний газ;

ВГГ – відновний генераторний газ;

ПЗ – продукти згоряння;

ТО – теплообмінник;

ТВК – турбулентні вихрові кільця;

РТ – ракетна техніка;

РК – ракетний комплекс;

СК – стартовий комплекс;

РКТ – ракетно-космічна техніка;

РН – ракета-носій;

МБР – міжконтинентальна балістична ракета;

СУВП – система управління витратами палива;

ЛКВ – льотно-конструкторські випробування;

ЗК – запобіжний клапан;

ЕПК – електропневмоклапан;

Re – число Рейнольдса;

Pr – число Прандтля;

Nu – число Нуссельта;

Ar – число Архімеда;

We – число Вебера;

Fo – число Фур'є;

Gr – число Грасгофа

ПЕРЕДМОВА

Актуальність теми дисертації. Системи наддування (СН) паливних баків рушійних установок (РУ) ракет-носіїв (РН) призначені для забезпечення бескавітаційної роботи високообертових насосів ракетних двигунів і забірних пристроїв баків. Іншим, не менш важливим їх призначенням, є створення необхідних рівнів тисків газу в вільних об'ємах тонкостінних паливних баків для запуску рідинного ракетного двигуна (РРД) і для їх стійкості на активній ділянці траєкторії польоту РН [1, 2, 3]. При витискної системі постачання за допомогою наддування баків забезпечують потрібний тиск в камері згорання РРД [1].

В якості палива сучасних РУ найбільш широко використовуються і плануються до застосування в майбутньому рідкий кисень (LOX) і вуглеводневе пальне типу гас (далі – РГ-1) [3, 4, 5]. Це найдешевша паливна пара з високими характеристиками, великим досвідом використання, яка виготовляється у всіх розвинених країнах незалежно від потреб ракетно-космічної техніки (РКТ).

СН баків РУ на паливі LOX і РГ-1 найчастіше використовують в якості робочого тіла наддування (РТН) гелій [3, 4]. СН входять до складу ПГСП палива в РРД і є одними з найбільш складних і наукоємних частин РУ і РН [1, 3, 4]. В силу своєї специфіки (зв'язку зі стартовою позицією – споживання РТН на борт РН) вони займають особливе місце серед інших систем ракетного комплексу (РК). Значимість СН визначається не тільки тим, що їх маса може досягати до 7% кінцевої маси ступені [1]. Тип СН багато в чому формує як конструкцію РУ і РН [3, 4, 5] (надійність і вартість), так і структуру стартового комплексу (СК) [7, 8]. СН визначають зміст, час передстартової підготовки, чисельність і кваліфікацію персоналу космодрому, стендової випробувальної бази, багато в чому і виробничих потужностей, обсяг (вартість) наземного і льотного відпрацювання. Наприклад, заходи, які привели до скорочення на

старті обслуговуючого персоналу в ~ 20 разів і зменшення часу передстартової підготовки до 3 годин нової японської РН «Епсілон», знизили, в тому числі, вартість виведення 1 кг корисного навантаження в 2 рази в порівнянні з аналогом [9]. Не дивно, що сучасні гелієві ПГСП є ще і найдорожчими частинами РН після РРД [4, 7, 10].

Слід відмітити, що в РУ міжконтинентальних балістичних ракет (МБР) гелій не використовувався [11, 12], а за останні десятиліття в світі досягнуто значного прогресу в області генерації різноманітних газів різної температури, їх очищення від домішок. Це великий резерв підвищення ефективності РК.

Останні десятиліття спостерігається істотна мініатюризація супутників. Час їх роботи вже наближається до $15 \div 20$ років [13, 14]. РН середнього класу сьогодні в змозі одночасно виводити такі супутники на орбіти сотнями. У зв'язку з цим, незважаючи на стабільне зростання потреб в космічних технологіях, середня кількість пусків РН усіма країнами світу за період з 2007 по 2018р знаходилась в середньому в межах вісімдесяти на рік [15]. Особливістю теперішнього часу є і те, що на ринок пускових послуг вийшли неурядові комерційні організації США, Китаю, Індії, Нової Зеландії, Японії [9, 16, 17, 18, 19]. Компанія SpaceX наприкінці 2020р починає програму Small Sat Rideshare ("Попутні перевезення") зі зниженими цінами запуску [20]. Природно, що цінова конкуренція за надання пускових послуг у світі постійно зростає [4, 7, 20, 21, 22].

Саме на економічну ефективність прийнятих технічних рішень, на створення принципово нових зразків РКТ в першу чергу націлює вчених і конструкторів України Концепція загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми [21]. Методологія проектування РК повинна істотно відрізнитися від раніше пануючої [23]. Провідну роль в підвищенні привабливості РК, який успішно експлуатується, повинна грати його цільова модернізація [22]. Не дивно, що сьогодні в РКТ інтенсивно переглядаються підходи [2, 4, 18, 19, 21], коли уряди низки країн прагнули вийти в космос за будь-яку ціну.

Незважаючи на успіхи в космосі в СРСР в експлуатації не було жодної ракети, яка з самого початку проектувалася як РН. На компонентах LOX+РГ-1 були розроблені тільки дві міжконтинентальні балістичні ракети (МБР) Р-7 і Р-9А [24, 25]. Пізніше МБР Р-7 багаторазово допрацьовувалася (зараз РН «Союз-2» різних модифікацій). Дороблявся з МБР в декількох варіантах надважкий носій Н1 незавершеної місячної сумнозвісної пілотованої програми [25, 26]. РН «Зеніт», «Енергія» частково проектувались за вимогами військових [27].

Спільною рисою Р-7, Р-9А, Н1-ЛЗ є те, що всі вони використовували переохолоджений LOX (до $\sim 63\text{K}$), низьку температуру РТН, переважно підвісні кулясті (рис.1) баки [24, 25, 26]. РТН вводили в баки з малою швидкістю.

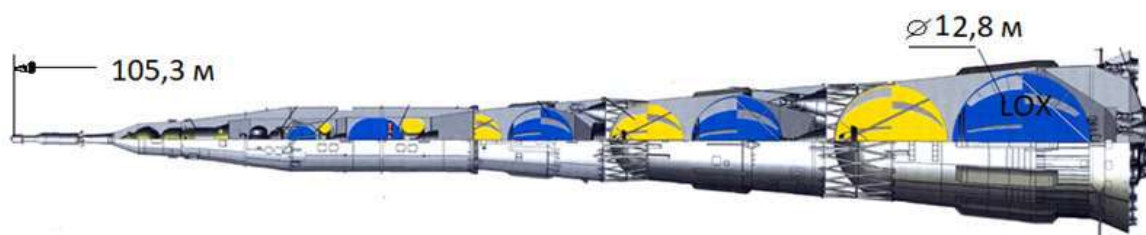


Рис.1 – Схема РН Н-1ЛЗ [24]

В силу комерційної таємниці інформація по СН баків зарубіжних РН носить уривчастий і мозаїчний характер. Однак сьогодні впевнено можна констатувати, що практично всі РУ в світі використовують несучі циліндричні (рис.2) баки (подовженням до $l/d \approx 5, 0$). Широко застосовується і киплячий LOX.



Рис.2 – Несучі циліндричні баки РУ РН «Зеніт» [12]

Методологія проектування СН паливних баків РУ МБР (потім РН) в обов'язковому порядку включала їх повномасштабне відпрацювання на натурних баках [1]. Однак стендова база Радянського Союзу не дозволяла проводити повномасштабні випробування СН баків з LOX РУ перших ступенів

РН середнього класу типу «Зеніт». Немає такої стендової бази у сучасній Україні. Її створення пов'язане з великими матеріальними витратами. Методики ж фізичного моделювання внутрішньобакових процесів не існувало. Ті наукові і технічні питання, які не вдавалося досліджувати і зрозуміти при наземному відпрацюванні, завжди вирішувалися на етапі ЛКВ. Їх кількість для цього вимірювалася десятками. Це виключно витратний шлях.

Відомі розрахункові схеми, окремі рекомендації з проектування СН розроблені для реалізованих конструкцій. Окислювач в таких баках захищений від аеродинамічного нагрівання. Для заправки МБР С.П. Королева Р-9А на бойовому чергуванні тримали LOX в підземних сховищах при температурі $\sim 63 \div 70\text{K}$ [24]. Однак використання в ракеті переохолодженого кисню пов'язане з великими матеріальними витратами, технічними і експлуатаційними проблемами. Не дивно, що Р-9А пробула на озброєнні РВСН зовсім недовго [26, 28].

При робочому тиску газу в баках з переохолодженням LOX $\sim 0,4$ МПа найскладніші масообмінні процеси в паливних баках, пов'язані з кипінням (випаровуванням) переохолодженого LOX в польоті, мали мінімальну інтенсивність. Прогрівання LOX в таких баках могло створюватися в основному завдяки гарячому газу наддування. Тому його логічно було мінімізувати. Зниження прогріву LOX в баках забезпечувалося найпростішим способом – зменшенням температури РТН на вході в баки. В цьому випадку логіка проектування (зниження прогріву LOX) зобов'язувала подавати РТН в баки з малими швидкостями, забезпечення яких є самостійною складною газодинамічною проблемою.

Перераховані технічні рішення (переохолоджений LOX, низька температура РТН, конструктивно складні газопроводи, підвісні баки,) суттєво знижували ефективність СН. Однак ці рішення дозволяли виводити з розгляду складні масообмінні (кипіння, випаровування, конденсація), теплові (прогрів верхнього шару кисню і конструкції бака), газодинамічні процеси (поширення

неізотермічних струменів в вільних обсягах баків, їх взаємодія з поверхнею LOX та інші).

В даний час в РКТ все більшого поширення знаходять РН пакетного типу. Досить навести РН «Маяк 33-4П» (Україна), Delta-IV, Falcon-9 Heavy (США), «Ангара-5П» (РФ) та інші. Також використовуються і плануються до застосування РУ, що складаються з ряду автономних РРД (9 РРД на I ступенях РН Electron, Falcon-9 [17]). При проектуванні комплексів багатоблокових РН висувається ряд специфічних вимог [27]. Найбільш складною з них є забезпечення працездатності РК при відмові одної з РУ. Мета вимоги очевидна – порятунок в аварійних ситуаціях кошовного супутнику, екіпажу з багаторазовим кораблем.

Відомі рекомендації [27] з проектування СН пакетних РН. Вони зобов'язували ще перед стартом забезпечувати їх працездатність в найважчих ситуаціях – в аварійних. Наприклад, в паливних баках I ступеня РН «Енергія» тиск газу встановлювали в польоті більш ніж в два рази вище, ніж необхідно для нормального польоту. Такий підхід призводить до помітного збільшення маси паливних баків, балонів, гелію на борту, магістралей наддування, ПГС, РУ. Все це істотно знижує ефективність всього РКК в цілому.

В середині шістдесятих років минулого століття в ракетному двигунобудуванні було здійснено якісний стрибок для підняття питомого імпульсу. На зміну РРД, які працюють за схемою без допалювання генераторного газу (РД-107, РД-111, F-1 та ін.), прийшли двигуни з допалюванням генераторного газу (11Д58М, 11Д33, НК-9), і, в першу чергу, окисного (ОГГ). Однак нова схема РРД зажадала помітного зниження температури ОГГ перед турбіною без малого в два рази (з $\sim 1400\text{K}$ до $\sim 840\text{K}$) [5, 6, 28]. Це пояснюється обмеженою стійкістю матеріалів в високотемпературному окислювальному середовищі високого тиску. Слід зауважити, що ідеологи створення РРД з допалюванням ОГГ вважають генеральною лінією підвищення їх надійності зниження температури ОГГ [5, 6]. Це, природно, веде до погіршення показників, як РУ, так і гарячих

газобалонних СН, в яких використовується ОГГ в ТО для нагріву гелію. Однак методологія створення СН при переході на схеми РРД з допалюванням ОГГ і глибоким дроселюванням не зазнала серйозного наукового переосмислення.

Одним з основних напрямків підвищення ефективності СН паливних баків МБР було використання автономних РТН (які не заправляють на старті, крім палива РРД; далі в роботі цей термін буде розумітися тільки в цьому сенсі) з все більш високою температурою на вході в бак [1, 28, 29, 30, 31]. Так, наприклад, на МБР 18М досягнута температура генераторного газу на вході в вільні об'єми алюмінієвих баків $\sim 1300\text{K}$ [12], що істотно підвищило ефективність РУ, спростило конструкцію МБР. Саме по шляху автономності та підвищення температури РТН на вході в баки вела розвиток ракетної техніки дніпропетровська школа систем постачання палива РРД. Вона створена і вихована головним конструктором ОКБ-586 (згодом КБ «Південне») М.К. Янгелем [12, 28, 32]. Однак цей перевірений практикою напрямок вступає в пряме протиріччя з існуючою методологією проектування СН баків з LOX.

Підводячи підсумки аналізу існуючих методологічних основ розробки СН паливних баків РУ на компонентах палива LOX і РГ-1 можна обґрунтовано зробити наступний висновок. Вони створені для інших фізичних умов – для переохолодженого LOX, переважно, підвісних, теплоізольованих, кулястих паливних баків РУ ($l/d \approx 1$). Параметри СН відпрацьовуються переважно на етапі ЛКВ. РТН використовується з невисокою температурою, вводиться в баки з малою швидкістю через складні пристрої. Діючі методологічні основи 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 сучасних несучих циліндричних паливних баків ракетних ДУ які вже експлуатуються, так і перспективних.

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 11K77, 11K25, 11K37. Здобувач – виконавець і відповідальний виконавець робіт з проектування, наукового супроводження, вогневого та льотного відпрацювання СН паливних баків РУ РН перерахованих 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 і інтегрувати нові фізичні явища в загальноприйнятій моделі внутрішньобакових процесів, розробити методи їх розрахунку.

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 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 тіл змінної маси, рівноважних і нерівноважних процесів, ідеального і реального газів, хімічної термодинаміки, 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 внутрішньобаковим процесам 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 поздовжнього 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 скиданням 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 вискоефективні 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 ($R_{ГГ}=530$ Дж/(кг град), $T_{ГГ} \approx 1770K$) 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 провідного впливу 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 далекобійність 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 настиланням 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 (захолоджування 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 захолюванням 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 І 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 І і ІІ ступенів РН «Зеніт», І 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 І ступеня РН «Зеніт» і І ступеня РН «Енергія».

4. Створене методичне забезпечення дозволило модернізувати СН бака окислювача ДУ І ступеня РН «Зеніт» (зменшити запаси РТН на $\sim 25\%$), 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. Автором 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

[83, 85, 139, 145, 146, 155, 156], обґрунтуванні важливої ролі СН в забезпеченні надійності і спрощенні експлуатації РК [33, 123, 135, 144], визначенні моделі прогріву LOX в циліндричному баку з вафельним підкріпленням [93, 94, 99,]; знаходженні способу припинення кипіння LOX в баку [160, 161, 162], обґрунтуванні важливої ролі газопроводів для високотемпературних СН [50, 95, 115], визначенні впливу різних складів твердопаливних газогенераторів (ТПГГ) на параметри СН баків з низькокиплячими і висококиплячими компонентами [135, 136], визначенні підходів до оптимальної швидкості введення гелію в баки з LOX, що підігрівається в ТО РУ [93, 95, 120]; розробки методу визначення швидкості випаровування LOX в циліндричному паливному баку в умовах польоту [109]; застосуванні методу аналогії для визначення коефіцієнта стиснення неізотермічних струменів [111]; енергетичному підході до фізичного моделювання параметрів СН [88], в ідеї використання стійких структур типу ТВК для наддування баків будь-яких подовжень високотемпературним робочим тілом [112, 115, 159].

Апробація результатів дисертації. Основні наукові результати та положення дослідження оприлюднено та обговорено в 8 доповідях на міжнародних конференціях (4 очних і 1 заочна): 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); Міжнародної конференції «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 Дніпровського національного університету ім. О. Гончара (2018р), кафедр конструкцій і проектування ракетної техніки і конструкцій авіаційних двигунів Національного авіаційного університету ім. Н.С. Жуковського «ХАІ» (2018р).+

Публікації. Основні положення та наукові результати дисертаційної роботи викладено у 69 наукових публікаціях, з них 35 праць у наукових

фахових виданнях за переліком МОН України (з них 9 статей у виданнях, які включені до міжнародних наукометричних баз). Отримані результати досліджень захищені 30 авторськими свідоцтвами і патентами України (13 без співавторів), 1 патентом на КМ.

Структура та обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається зі вступу, 7 розділів, висновків, списку використаних джерел, додатків. Повний обсяг дисертації становить 276 сторінок, з них 240 сторінок основного тексту. Робота містить 10 таблиць, 73 рисунка, 1 додаток. Список використаних джерел містить 181 найменування.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ СВІТОВОГО ДОСВІДУ РОЗРОБОК СН ПАЛИВНИХ БАКІВ РУШІЙНИХ УСТАНОВОК РН І МБР

Створення методологічних основ розробки та модернізації СН паливних баків сучасних ракетних РУ логічно починати з критичного аналізу уявлень про внутрішньобакові процеси як перед стартом, так і на активній ділянці траєкторії польоту. Ця частина основ повинна дозволити зрозуміти технічні причини, за

яких історично приймалися в розробку ті чи інші конструкції СН, як вони себе зарекомендували, чому від багатьох рішень досить швидко відмовилися.

Раніше всі розробки в РТ були закритими, а в даний час інноваційні технічні рішення в своїй більшості складають комерційну таємницю. Тому треба розуміти, що наявна в розпорядженні дослідника технічна інформація є мозаїчною, фрагментарною і нерідко носить суперечливий характер. Тому етап ретельного аналізу реалізованого в світової практиці вкрай важливий. Треба виявити найбільш прогресивні рішення, зрозуміти, в силу яких причин де які з них прижилися, а інші більш не використовувалися, усунути ці причини теоретичними і експериментальними дослідженнями або конструктивними шляхами.

1.1 Рівень наукових уявлень про процеси, що відбуваються всередині паливних баків РУ на активній ділянці траєкторії польоту РН

Незважаючи на різноманіття конструктивних схем і способів наддування [1, 2, 3, 11, 12, 30], при загальному підході можна виділити ряд загальних процесів, що відбуваються всередині паливних баків ДУ на активній ділянці траєкторії польоту РН. У цьому сходяться на думці вітчизняні і зарубіжні дослідники [1, 2, 30, 34]. В першу чергу вони виділяють наступні процеси (рис.1.1):

- термодинамічний процес витискання палива з баку (механічна робота $p dv$), що споживає в залежності від конкретних умов значну кількість енергії ($\sim 30 \div 70\%$), внесеної із газом наддування;
- рух і змішання газів (передпускового і польотного наддування, парів палива) у вільному обсязі бака;
- теплообмін між газом наддування і граничними поверхнями в баку;
- хімічні реакції в газі наддування (продуктах згоряння), в тому числі і при зміні його температури в вільному обсязі бака;
- массообмінні процеси між газом наддування і компонентом палива;

- рух і перемішування пристінкових і верхніх шарів рідкого компонента в паливному баку, викликане аеродинамічним нагрівом;
- зміна параметрів газу при його розширенні у вільному обсязі бака.

Неоціненний внесок у дослідження і організацію внутрішньобакових процесів і створення СН перших БРДД і МБР на рідкому кисні внесли співробітники НДІ-88 (після – ОКБ-1) к.т.н. П.А. Єршов, д.т.н. В.Г. Хаспеків, к.т.н. В.М. Протопопов, к.т.н. М.М. Тупіцин і ін. Наукові основи випробувань цих вкрай складних і специфічних систем заклали фахівці НДІ ХімМаш (к.т.н. Г.М. Табаков, д.т.н. В.А. Пухов, д.т.н. К.П. Денисов, А.І. Зіборов, О.Ф. Марданов і ін.).

Працями інженерів і вчених КБ «Південне», КБМ, ГППХ, ЦКБМ д.т.н. Е.М. Кашанова, к.т.н. В.І. Сідова, д.т.н. В.І. Кукушкіна, М.Л. Волошина, к.т.н. В.О. Антонова, д.т.н. М.І. Галася, д.т.н. І.Г. Писарева, к.т.н. В.М. Кудерського, к.т.н. В.А. Мосейко, к.т.н. А.І. Логвиненко, В. М. Ошаніна, к.т.н. В.Н. Бічая, М.П. Ситника, к.т.н. А.А. Абдульманова, к.т.н. О.А. Шлейфера, к.т.н. Г.Л. Усова, СН баків МБР були доведені практично до досконалості завдяки досить глибокому вивченню і раціональній організації внутрішньобакових процесів.

Унікальні дослідження тепло- масообмінних процесів в газовій і рідинній порожнинах паливних баків з LOX провели вчені ІТМ АН УРСР - академік В.В. Пилипенко, академік В.С. Будник, чл.-кор. НАНУ О.В. Пилипенко, к.т.н. М.Ф. Свириденко, к.т.н. Б.С. Дробязко, к.т.н. М.П. Белік, к.т.н. В.І. Кузнецов, к.т.н. В.І. Коновалов. Помітний внесок у цей процес внесли вчені ДГУ д.т.н. М.М. Беляєв, к.т.н. Г.С. Шандоров, к.т.н. І.В. Філоненко.

Важливі наукові результати щодо кінетики процесів кипіння LOX (азоту) в великому об'ємі на вертикальних поверхнях, отриманих різними технологічними методами, з пошуку сучасних методів «холодного» всеосяжного контролю якості складання систем живлення РУ отримали вчені ДДУ – академік В.Ф. Прісняков, д.т.н. В.М. Серебрянський, д.т.н. О.В. Січевий, к.т.н. Н.В. Сітнікова, к.т.н. О.Є. Золотко, к.т.н. Ю.М. Мелікаєв і ін.

Досить глибоко вивчали внутрішньобакові процеси з рідким воднем і LOX американські вчені – R.J. Kenny, D.V. Kendall, Cady E.S. [39, 40, 41]. Однак їх домагання обмежилися теплоізованими баками малих подовжень, заохолодженням компонентів, боротьбою з гейзерними ефектами, окремими питаннями кріогенної тематики, хімічним наддуванням з використанням фтору.

У кулястих підвісних баках з переохолодженням LOX при їх наддуванні гелієм з температурою $\leq 450\text{K}$ картина процесів помітно спрощується (рис.1.1). Так як РТН вводять з незначною швидкістю, то практично весь час роботи РУ і по всіх граничних площинах теплообмін відбувається завдяки природній конвекції. Масообмінні процеси зведені до нуля. Температура газу, його склад по висоті і радіусу бака практично однакові в кожен момент часу наддування.

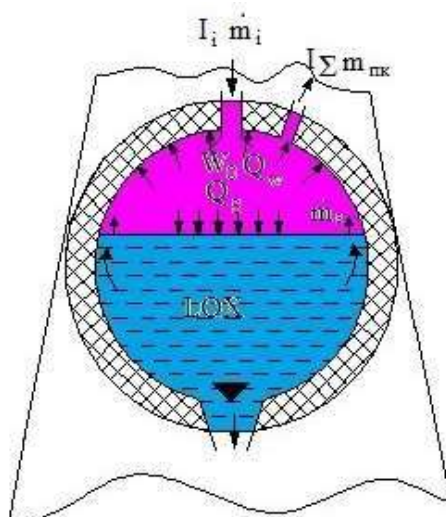


Рис.1.1 - Схема внутрішньобакових процесів у кулястих підвісних баках

У роботах [2, 3, 30, 33] відзначається, що масообмінні процеси в паливних несучих баках в польоті, особливо з кріогенними компонентами [34], є найменш вивченими. До основних факторів, що впливають на параметри СН, в даний час відносять такі [1, 2, 34]: конструкція бака (геометрія, матеріал стінки, її підкріплення, метод обробки внутрішньої поверхні [36, 37] та ін.); циклограма витрати компонента палива з бака, час роботи СН; теплофізичні властивості компонента палива, його парів, газу передпускового і польотного

наддування; температура, витрата газу наддування на вході в бак за часом роботи ДУ; величина аеродинамічного теплового потоку в стінки бака і поздовжнє перевантаження за часом роботи ДУ; початковий тиск газу в баку і температури стінки бака, газу у вільному обсязі, профіль температура палива по висоті бака; величина і амплітуда коливання вільної поверхні палива в баку за часом польоту РН.

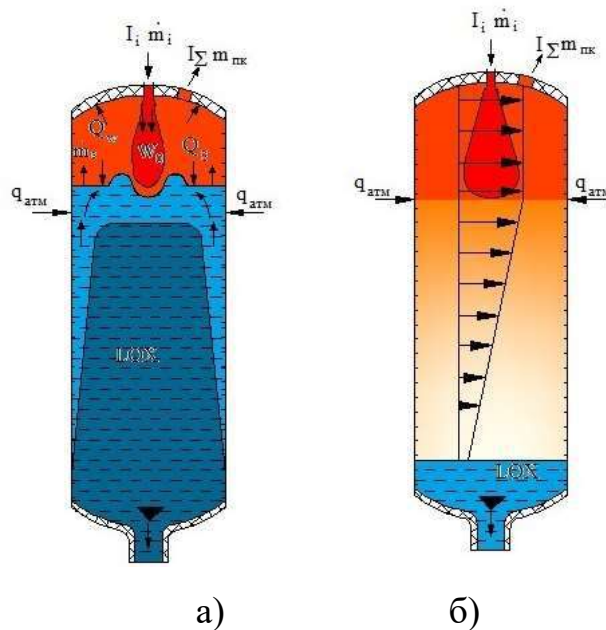


Рис.1.2 - Схема внутрішньобакових процесів в циліндричних баках

При наддуванні несучих циліндричних баків РУ високотемпературним РТН, як правило, генераторним газом (ГГ) реалізуються практично всі зазначені вище процеси. Слід зазначити, що в РУ МБР останніх поколінь, досягнута температура ГГ (відновного) на вході в паливні баки на рівні $1100 \div 1300\text{K}$ [12, 33, 34]. До схеми процесів в теплоізольованих баках (рис.1.2) додаються кипіння (випаровування) LOX, його прогрів за рахунок аеродинамічного потоку, теплообмін (масообмін) при впровадженні струменя РТН в паливо спочатку наддування, температурне розшарування газу у вільному обсязі бака.

Основною відмінною рисою ГГ від стислих газів (гелій, азот, повітря) стосовно внутрішньобакових процесів є наявність в його складі великого відсотка парів палива (до $\sim 95\%$) [38]. Вони при певних обставинах

(впровадженні струменя в верхній шар палива, зниження температури РТН при здійсненні роботи видавлювання палива і теплообміну) можуть конденсуватися. Причому, чим нижче початкова температура ГГ, тим більше в продуктах згорання парів, тим більше може бути конденсація і в вільному обсязі бака, і на холодних граничних поверхнях (дзеркало палива, стінки бака) [1]. Спостерігається на перший погляд, якийсь парадокс – чим нижче температура ГГ на вході в бак, тим більше прогрів верхнього шару палива в баку і його верхнього днища.

З явищем конденсації пари в баку необхідно боротися. Успіх в цьому питанні сприяв би підвищенню ефективності генераторних СН. Однак дієвих інструментів до теперішнього часу не створено.

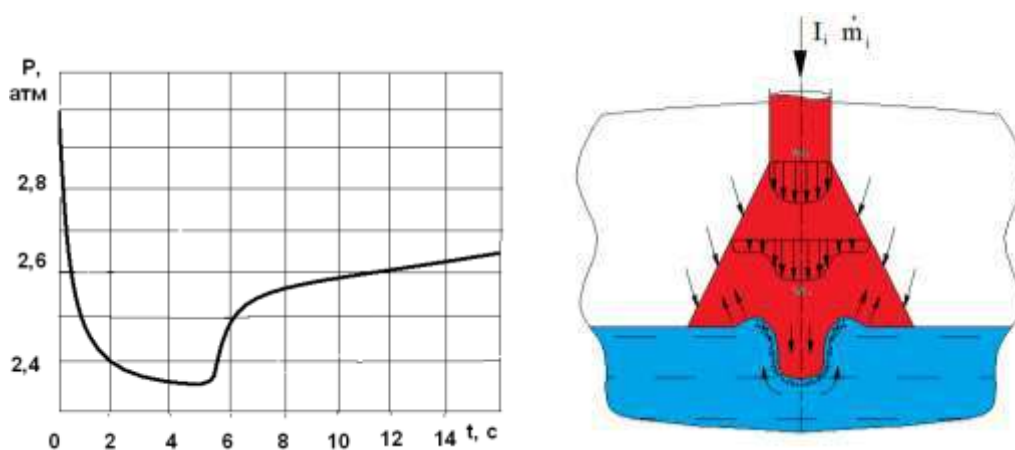


Рис.1.3 - Тиск газу в баку на початку роботи РУ (наддування гелієм).

Нуль часу відповідає спрацьовуванню контактів підйому РН.

Розглянемо типову для практики фізичну картину, яка відбувається в паливному баку РУ при його наддуванні гарячим ГГ. У початковий момент роботи РУ вихідний перетин пристрою введення газу в бак (надалі – газоввод) знаходиться в безпосередній близькості від дзеркала палива [33]. Перші $5 \div 10$ з наддування спостерігається різке падіння тиску газу в баку через інтенсивну взаємодію парогазового струменя з поверхнею палива (рис.1.3). Далі тиск газу в баку стабілізується і, в міру відходу палива від газовводу, починає зростати [1].

При використанні нерегульованої по витраті СН зростання тиску газу в баку відбувається в ряді випадків до рівня настройки запобіжного клапана (ЗК). Останній відкривається і скидає газ наддування за борт. Це є прямою втратою енергетики РУ [33]. Однак це ціна використання конструктивно простої нерегульованої гарячої СН.

Спроби вводити гарячий газ наддування з невеликою осьовою швидкістю або переважно вздовж радіуса циліндричного бака, з неминучістю приводять до перегріву його верхнього днища [32]. Тому стає зрозумілим побоювання ряду дослідників (В.А. Мосейко, І.Г. Писарєв) про те, що температура ГГ близько 1300K є гранично допустимою для алюмінієвих баків МБР.

Аналіз перерахованих явищ дає розуміння того, чому гомогенні РТН (гелій, азот) невеликої температури привабливі для розробників систем живлення сучасних РУ. У цьому випадку немає необхідності досліджувати, розраховувати, а в подальшому і підтверджувати експериментальним відпрацюванням ряд складних і маловивчених процесів. Таким чином, для використання в СН найбільш перспективного високотемпературного гетерогенного РТН (в загальному випадку, з конденсованою фазою) необхідно вирішити такі основні проблеми:

- недопущення перегріву верхніх днищ баків;
- виключення (в крайньому випадку - помітне зменшення) провалу тиску газу в баку в початковий момент роботи СН;
- зменшення (виключення) конденсації парів у вільному обсязі паливного баку і на граничних поверхнях;
- недопущення (істотне зниження) втрат енергетики через скидання РТН через запобіжний клапан на активної ділянки польоту.

Для вирішення зазначених проблем необхідно:

- врахувати в розробляється методикою математичного моделювання нові внутрішньобакові процеси, характерні для циліндричних баків;

– за допомогою аналізу результатів моделювання отримати напрямки розробки нових високоефективних способів наддування і раціональних умов введення неізотермічного РТН в вільні обсяги баків РУ.

1.2 Ретроспективний аналіз конструкцій СН паливних баків РУ РН і МБР

В даному розділі проведено аналіз конструкцій реалізованих СН паливних баків РУ на компонентах палива LOX і РГ-1 відомих РН і балістичних ракет від Фау-2 до сучасних РН. Його мета – виявити основні тенденції вдосконалення СН, перспективні конструкції, сформулювати проблеми, які виникали, і не вирішені питання, що перешкоджають використанню в РКТ перспективних рішень. Також критичному аналізу піддані рішення по СН баків РУ МБР на висококиплячих компонентах. Вони містять багато повчального.

При загальному підході виділяють два основні класи РУ – на висококиплячих і низькокиплячих компонентах палива. Найбільший методичний інтерес представляють конструкції перших ДУ балістичних ракет на низькокиплячих і висококиплячих компонентах. Саме вони послужили фундаментом двох основних напрямків в цьому сегменті техніки.

Перший напрямок уособлює собою РУ Фау-2. Вона використовувала кріогенний окислювач (киплячий кисень) і 76% етиловий спирт («поновлюване» паливо) [29, 42]. Друге – РУ ракети дальньої дії Р-11, що працює на висококиплячих компонентах [29, 33]. Слід зазначити, що принципово різних ракетних РУ обох напрямків, створено не так вже й багато. Велика частина з них представляють собою поліпшені і збільшені копії прототипів.

1.2.1 РУ з низькокиплячими компонентами палива РН і МБР

На першій балістичній ракеті Фау-2 [29, 42] навіть за сьогоденніми мірками був реалізований ряд прогресивних рішень. Апробовані на ракеті Фау-2

підході потім з успіхом використовувалися в світовому двигунобудуванні аж до середини 60-х років минулого століття – в РУ ракет Р-1, Р-2, 11К63, Р-16, Р-9А, Redstone, Vanguard, Atlas, Saturn-1, Saturn-V та ін. [29, 44, 45].

Серед таких рішень необхідно виділити наступні. В першу чергу, це гаряче наддування підвісного теплоізованого бака с LOX підігрітим в теплообміннику РУ киснем (автономна система). СН, у яких РТН на вході в бак на $200 \div 400$ градусів вище температури компонента палива, прийнято називати гарячими [1]. Теплоносій ТО – продукти розкладання перекису водню після турбіни РУ [1, 24]. На вході в підвісний бак, покритий теплоізоляцією (декілька шарів склоткані), температура газоподібного кисню забезпечувалася невисокою ($t_{nom} \sim 370\text{K}$). В даному випадку відношення номінальної температури газу наддування на вході в бак до температури заправленого палива (коефіцієнт неізотермічності) становив $\theta \leq 4,1$. ТО виходив на режим по температурі за ~ 15 с, а ДУ працювала всього ~ 64 с. Все це не приводило до помітного прогрівання верхнього шару LOX в польоті.

Після старту наддування підвісного верхнього бака пального було організовано швидкісним напором повітря (автономна система, $\theta_{max} \leq 3,0$), а позаатмосферної ділянки – стисненим азотом (неавтономна система, $\theta_{max} \approx 1$). СН, у якій РТН на вході в бак має температуру приблизно рівною температурі палива, прийнято називати холодною [1]. При такій компоновальній схемі ступеня, часу роботи РУ, дана комбінація способів наддування досить вдала навіть за мірками сьогодення. До недоліків системи постачання РУ можна віднести тільки те, що на борту ракети були балони і зі стисненим азотом, і зі стисненим повітрям. Це істотно збільшувало масу РУ, ускладнювало стартову позицію, збільшувало чисельність особового складу. Таким чином, СН Фау-2 використовували два додаткових РТН – азот для передпускового і польотного наддування, а також перекис водню (продукти розкладання) в якості теплоносія ТО.

Перша американська РУ Pratt&Whitney Rocketdyne NAA 75-100 (етиловий спирт + кисень) ракети Redstone (перший пуск проведено 20.08.1953 р) в

частині наддування успадкувала ряд технічних рішень від РУ Фау-2 [44]. В обидва бака вводили стиснене повітря без підігріву. Коефіцієнт неізотермічності для бака з киснем становив $\theta \leq 2,8$, для бака зі спиртом $\theta \approx 1$.

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 тільки дві МБР – Р-7 і Р-9А. Пізніше МБР Р-7 багаторазово допрацьовували під РН (зараз «Союз-2»). Проектувалася в декількох варіантах надважка Н-1, яка була трансформована до РН Н-1ЛЗ незавершеною місячної програми СРСР. РН «Зеніт», «Енергія» також частково проектувалися за вимогами військових. РН «Ангара» мало чим відрізняється від РН «Зеніт» в кращу сторону.

Паливні баки РД-107, РД-108 (перший запуск на початку 1955 р, головний конструктор В.П. Глушко) двоступеневої МБР Р-7 (перший успішний пуск 21.08.1957 р, головний конструктор С.П. Корольов) наддували до настройки запобіжного клапану (і зараз) азотом, який випаровували і нагрівали до температури $350 \pm 60\text{K}$ в ТО двигунів [24] (неавтономна система, $\theta_{\max} \leq 4,0$). Ця схема була запропонована В.М. Мельниковим. Дане технічне рішення дозволило:

- уніфікувати проблематику наддування для всіх баків (окислювача, пального, перекису водню, рідкого азоту);
- відмовитися від важких балонів високого тиску зі стисненим газом.

Однак воно ускладнило як стартову позицію (необхідність джерела рідкого азоту на стартовому майданчику), так і РУ. Фактично на борту РН з'явився третій рідкий (кріогенний) компонент і повноцінний додатковий паливний бак для нього з усією автоматикою, а також редуктор до основного валу ТНА, насос рідкого азоту, в який він подавався за допомогою витискної системи постачання. Таким чином, СН РН «Союз» споживають два РТН зі старту.

Схожа азотна СН застосовувалася на РДД Р-5, на англійській РДД Blue Streak (початок проектування – 1955р). Планувалася вона і для РУ першого

варіанту РДД Р-12. Надалі СН, що використовують рідкий азот, наскільки нам відомо, в ракетній техніці більш не застосовувалися. Для наддування баків РД-111 (головний конструктор В.П. Глушко) та РД-462 (головний конструктор С.А. Козберг) МБР Р-9А були вперше використані продукти згоряння основних компонентів палива. Вони вироблялися в відновлювальних газогенераторах РУ [26]. ГГ в спеціальному ТО випаровував і нагрівав кисень, після чого баластіровався паливом для зниження температури перед подачею в бак. Температура відновного генераторного газу після ТО РД-111 була по ТЗ $\sim 550\text{K}$ ($\theta_{\max} \leq 2,1$). Температура парів кисню за ТО становила $\sim 450\text{K}$ ($\theta_{\max} \leq 5,5$). Застосування автономних СН дозволило знизити масу РУ, істотно спростити конструкцію ПГСП і старту, скоротити передстартову підготовку.

Як відомо, в продуктах згоряння ВГГ при вказаній температурі, крім пари основного компонента, міститься до 5% конденсованої фази – сажі [38]. Однак слід зазначити, що зазначені величини є розрахунковими в рамках загальноприйнятої моделі рівноважних процесів. Для реальних процесів в залежності від умов ці значення істотно менше [1]. Важливо підкреслити, що при всіх видах відпрацювання і випробувань впливу конденсованої фази на роботу внутрішньобакових пристроїв, насосів та інших агрегатів СН не зафіксовано.

Відзначимо, що баки І і ІІ ступеня даної МБР заправляли переохолодженням LOX з температурою $\leq 70\text{K}$. Надалі протягом багатьох років LOX з такою низькою температурою, наскільки нам відомо, в ракетній техніці не використовувався. Тільки в самий останній час інтерес до такого LOX з'явився у фірм США (SpaceX) для доведення наявних РН до рівня важких.

У загальному випадку, переохолоджений на кілька градусів LOX застосовується на практиці рідко в силу ускладнення і подорожчання СК [5, 33]. Це або «лікувальний» варіант при недостатці палива, або при використанні в складі РН раніше відпрацьованого РРД на такому LOX (НК-33 від Н-1 для РН Antares).

Таким чином, в ДУ МБР Р-9А для забезпечення наддування застосовувалося лише одне додаткове РТН на етапі ПН.

В РУ НК-15 (надалі – НК-33) РН Н-1ЛЗ (місячної пілотованої) на всіх ступенях носія застосовувалися підвісні кулясті паливні баки. Важливо відзначити, що з умов компоновки конічних відсіків баки окислювача були нижніми (великі габарити баків окислювача, наприклад бак окислювача І ступені мав діаметр 12,8м). Таке технічне рішення через невеликий внесок стовпа LOX в забезпечення необхідного тиску на вході в двигун (для його бескавитационной роботи) вимагало підвищеного тиску газу в баках з переохолодженням LOX. Через особливу таємність місячної теми і її провал, велика частина документації після закриття програми була знищена. Тому в відкритих джерелах інформації [24, 25, 26] по СН вкрай мало і вона носить суперечливий характер.

На наш погляд, ключ до розуміння логіки вибору СН лежить в конструкції РУ. РУ І ступеня Н-1ЛЗ включала 30 РРД (рис.1.1), з них 26 запускалися на старті, 4 були резервними [24, 28]. Управління вектором тяги здійснювалося за опозитним принципом, вимиканням потрібних пар РРД. У польоті при відмові будь-яких РРД (до чотирьох) вимикалися протилежні РРД і включалися резервні. Таким чином, використання турбінного ОГГ в ТО для нагріву і випаровування кисню або гелію для наддування при ймовірнісній роботі кожного РРД, проблематично. ТО і рідинних ГГ в складі двигунів не було.



а)



б)

Рис.1.1 – Вид з боку донного захисту: а) I ступень РН Н-1ЛЗ [24]
і б) I ступень РН Saturn-V [46]

Достовірно відомо, що ПН всіх баків РУ проводили гелієм зі старту. Є ймовірність, що в СН паливних баків РУ НК-15 (потім – НК-33) використовували стислий гелій з температурою навколишнього середовища.

РУ МА-2 (головний інженер К.Д. Боссард, фірма «Боссард», пізніше Rocketdyne) «полутораступеневої» МБР США Atlas-D, з часом доопрацьованої під РН, використовувала LOX і гас [44, 45]. Маршовий двигун LR-105, як і два стартових LR-89, працювали за схемою без допалювання ВГГ. Баки з поєднаним днищем без підкріплення виготовлялися з нержавіючої сталі товщиною ~ 1 мм у нижнього шпангоута бака окислювача і $\sim 0,3$ мм – у верхнього шпангоута [45]. Це забезпечило суттєву економію маси відсіку, оснащення, засобів і часу.

ПН баків здійснювали гелієм з температурою навколишнього середовища зі старту. Польотне наддування паливних баків перші ~ 130 с роботи РРД проводили гелієм, підігрітим в ТО (теплоносій – ГГ після турбіни $\sim 850\text{K}$). Далі ($\sim 180\text{с}$) за часом роботи НУ потрібний тиск газу в баку окислювача (верхньому) підтримувалося за рахунок кипіння верхнього шару кисню («самонаддув»), в баку пального - за рахунок розширення раніше введенного в бак гелію [34, 45].

Особливо відзначимо, що на Atlas-D вперше була апробована ідея так званого «самонаддування» (кипіння верхнього шару LOX). Його незаперечними перевагами є еталонна простота (не потрібно жодного додаткового елемента!) і 100% надійність. Аналіз результатів льотних випробувань і додаткові дослідження показали і недоліки цієї перспективної системи, якщо вона застосовується в «чистому» вигляді – похибки визначення поточної маси LOX в баку, великі залишки його незабора. Подолати зазначені проблеми вчені та інженери США не змогли, і системи з самонаддувом більш не використовувалися в РТ.

В МБР Titan-I для наддування бака з LOX II ступені також використовували «самонаддування» [34]. Після ПН інші гази в бак в польоті не вводилися. При роботі РУ потрібний практично постійний тиск газу в баку з незначною тенденцією до зменшення підтримувалося за допомогою кипіння верхнього шару кисню. Може здатися дивним, але дана система в подальшому не застосовувалася. Причинами, на нашу думку, була невирішеність ряду вкрай важливих і складних питань. До них, в першу чергу, необхідно віднести:

- великі теплові залишки киплячого кисню в баку;
- важкість визначення точного рівня рідини в баку традиційними поплавковими системами СУВТ при киплячому верхньому шарі, глибина і паровміст якого змінюються по траєкторії польоту, і забезпечення одночасного використання компонентів палива з баків ступеня РН;
- неможливість точного визначення моменту часу повного вироблення робочих запасів LOX в баку шляхом прогнозування цих моментів;
- можливість роботи системи тільки на рівні тиску насичення рідкого кисню при температурі його верхнього шару;
- велика кінцева вага парів кисню у вільному об'ємі бака на момент вимкнення РУ.

На I ступені місячної пілотованої РН США Saturn-V [24] застосовувались циліндричні паливні баки діаметром 10,1 м. РУ складалася з п'яти автономних РРД F-1 (фірми Rocketdyne). РРД працювали за схемою без допалювання відновного ГГ. Бак з окислювачем наддували киснем, який випаровували і підігрівали в ТО (теплоносій – відновний ГГ після турбіни) до температури $\sim 520\text{K}$ ($\theta \leq 5,8$). Для наддування бака пального використовували гелій, який розміщували в балонах в баку з киплячим LOX (зниження маси системи зберігання гелію). Далі гелій нагрівали в ТО (теплоносій – відпрацьований після турбіни ВГГ). Середньомасова температура гелію на вході в бак була на рівні 900K ($\theta \sim 3,4$).

Особливо слід підкреслити, що кожен з п'яти РРД F-1 (рис.1.3) в польоті не дроселювався. Отже, висока температура і витрати теплоносія в ТО були

постійними. Дроселювання всіх РУ перед розділенням ступенів здійснювалося одночасним виключенням чотирьох периферійних двигунів. Через кілька секунд вимикали і центральний РРД.

ПН баків РН здійснювали гелієм зі старту. Таким чином, СН баків І ступеня РН Saturn-V споживали два додаткових РТН – «холодний» гелій для заправки балонів бака пального, і «теплий» гелій для ПН обох баків.

В сучасних РУ Merlin-1С і BE-4 приватних американських фірм SpaceX і Blue Origin для наддування паливних баків використовуються гарячі гелієві СН [17, 49]. Основні аргументи на користь такого рішення – перші ступені РН багаторазові. Це є вагомим аргументом на користь «чистого» РТН. По-друге, генераторний газ ТНА – відновний високої температури. На вході в ТО він має температуру на номінальному режимі $\sim 1073\text{K}$, що дозволяє мати високу ефективність СН за рахунок високої температури гелію на вході в баки.

СН РН «Ангара» [79] особливих відмінностей в кращий бік в порівнянні з СН РН «Зеніт» не мають. Як позитивний момент можна відзначити лише об'єднання секцій балонів наддування окислювача и пального в одне ціле. Для додання сенсу гарячим гелієвим СН в РУ з глибоким дроселюванням на окислювальному ГГ запропонованій складаний пластинчастий ТО з теплоносієм – ОГГ після генератора. Це привносить проблематику загоряння ще в один агрегат РУ. Корисність такого заходу сумнівна. Це рішення буде проаналізовано окремо.

Може здатися дивним той факт, що маючи великий науковий доробок по високоефективним генераторним і випарним СН, проектантами КБ «Південне» в ДУ РН «Зеніт», який є еталоном для ракетобудівників усього світу вже довгі роки, застосовані гелієві СН. Більш того, гелієві СН фахівці КБ «Південне» ніколи не застосовували і досвіду проектування не мали. Однак для цього рішення існували адміністративні причини. Справа в тому, що в постанові Уряду СРСР від 1976 р на розробку РН 11К77 (РН «Зеніт») зазначено, що її І ступінь повинен бути максимально уніфікований з І ступенем РН «Енергія» багаторазового використання (ступінь – до 10 разів, РРД – до 20 разів [17]). Це

привнесло ряд обмежень, в тому числі, на чистоту РТН і температури конструкцій.

Далі, на РН «Енергія» в аварійних ситуаціях на етапі роботи I ступеня вимикалася РУ аварійного блоку. З ~ 40 з польоту (відхід носія від старту) починався інтенсивний слив LOX з вимкненого аварійного блоку через спеціальну систему під дією тиску газу в баку [27]. Таким чином, СН, що використовують ресурси працюючий РУ, виключалися. Так з'явився гелій в СН баків РУ I ступеня РН «Зеніт», і, відповідно, на старті. В цьому випадку, його логічно було застосовувати і на II ступені РН. В ескізному проекті РН «Зеніт», як і РН «Енергія», були прийняті гарячі гелієві СН баків. Підігрів гелію планувався в ТО маршових РРД, робочим тілом яких був ОГГ після турбін.

Аналіз проробок конструкцій гарячих СН баків з РГ-1 РН «Зеніт», виявив ряд істотних недоліків таких систем. Основним з них є неможливість проведення автономних випробувань СН в умовах, наближених до польотних. Справа в тому, що крім газогенератора РУ унікальний теплоносієв ТО – ОГГ необхідного складу, високого тиску і температури отримати нідє. При цьому на етапі проектування РК точних характеристик майбутніх ТО і магістралей наддування ще немає. Вони обумовлені в ТЗ з великим допуском.

У зв'язку з цим в КБ «Південне» при провідної участі автора була вперше в світі запропонована нова, названа згодом «надхолодною», СН баків з РГ-1 [47, 48]. Суть її роботи полягає в тому, що гелій з криогенною температурою найкоротшим шляхом через міжбаковий відсік вводиться у верхню частину бака пального. Функцію ТО в запропонованій системі виконують бак пального масою в кілька тонн, і пальне, масою в кілька десятків тонн. Для десятка кілограм гелію тепла більш ніж достатньо для нагрівання його до температури пального. За відомою класифікацією [1] назвати систему, у якій газ наддування на вході в бак на $\sim 200^0$ нижче температури палива, інакше як «надхолодна» складно.

Для підтвердження висунутих ідей були проведені експериментальні дослідження запропонованої СН на установці з гладким сталевим баком

об'ємом $\sim 16 \text{ м}^3$ [48]. Суто позитивні експериментальні результати дозволили розглядати надхолодну СН (НСН) як основний варіант наддування баків з РГ-1 всіх гасових ступенів, яке розробляє КБ «Південне».

В сучасних РУ Merlin-1C і BE-4 приватних американських фірм SpaceX і Blue Origin для наддування паливних баків використовуються гарячі гелієві СН [17, 49]. Основні аргументи на користь такого рішення – перші ступені РН багаторазові. Це є вагомим аргументом на користь «чистого» РТН – гелію. По-друге, теплоносій ТО - відновний ГГ після турбіни. На вході в ТО він має температуру на номінальному режимі $\sim 1000\text{К}$, що дозволяє мати і високу температуру гелію на виході з ТО і на вході в баки відповідно.

1.2.2. РУ з висококиплячих компонентах палива РН і МБР

На своїй першій РДД Р-11 (пальне Т-1, окислювач АК-20І, пусковий пальне ТГ-02), що розроблялася за постановою Ради Міністрів СРСР від 4.12.1950 р, М.К. Янгель реалізував ряд перспективних рішень [29, 33]. В першу чергу, це стосувалося СН паливних баків, які згодом створене ним КБ планомірно доводило до ідеалу. Якщо на прототипі даної ракети (Wasserfal, Німеччина, 1943 р) використовувалася азотна газобалонна витискна система (додатковий компонент азот), то на Р-11 М.К. Янгелем була застосована для всіх баків автономна (не пов'язана зі стартом) гаряча твердопаливна, що таїть і сьогодні ряд технічних проблем [33]. Але цей крок дозволяв істотно спростити і здешевити РК шляхом виключення з його складу станцію, яке добуває азот, з обслуговуючим її бойовим розрахунком, полегшити ракету, прибравши з її конструкції балони високого тиску і автоматику.

В результаті ракета Р-11 вийшла легше аналога Р-1 (Фау-2) в 2,5 рази при тій же дальності, надійніше, простіше в обслуговуванні, більш технологічна і істотно дешевше. При проектуванні і відпрацювання ракети Р-11 було відчута проблематика гарячих СН паливних баків. Це дало можливість послідовно розвивати даний напрямок в наступних розробках.

У чому полягала ця проблематика стосовно внутрішньобакових процесів? Перше, далеко не чисті продукти згоряння порохових акумуляторів тиску (С (s), Pb, MgO, TiO₂) [33]. Далі, в гарячих порохових газах містилося до 20% парів води, частина яких при охолодженні всередині бака конденсувалася, зменшуючи кількість газу наддування в баку. При цьому збільшуються прогреви палива і конструкції бака. Перераховані проблеми були частково вирішені конструктивно. Наприклад, забруднення конденсованими продуктами згоряння верхнього шару палива і його підвищений прогрів були виведені з розгляду шляхом незначного збільшення залишків незабора палива.

Суто позитивний результат розробки ракети Р-11 дозволив далі використовувати апробовані прогресивні технічні рішення, в тому числі і по СН. М.К. Янгель усіляко підтримував ініціативу розробників системи живлення Р-12 (РРД РД-214) Е.М. Кашанова, В.І. Кукушкіна і В.О. Антонова в паралельному опрацюванні ряду СН [33]. Найкращі результати показала автономна СН бака окислювача продуктами розкладання перекису водню ($\sim 780\text{K}$, $\theta \approx 3$), яка використовувалася в РУ для приводу турбіни [1]. Проблемні питання перегріву несучого верхнього днища (через конденсацію водяної пари) були оригінально вирішені конструктивним шляхом (установкою фальшднища) [33].

У 1959 р почалося проектування II ступені Р-12 (подальше назва РН «Космос») під готовий, але тимчасово незатребуваний РРД РД-119. Вперше в практиці КБ «Південне» було використано паливо LOX (переохолоджений) і НДМГ. РУ на цьому ступені виконана за схемою без допалювання відновного ГГ [12] (термічне розкладання НДМГ). Баки II ступеня наддували автономними системами – випарами кисню і генераторним газом, який баластіровався паливом, що не вимагало доробок існуючого шахтного старту (потім наземного).

У подальших розробках дніпровських ракет застосовувалися автономні СН [12]: швидкісним напором повітря, газогенераторні, сумішеві, високотемпературні газогенераторні (головний конструктор – М.І. Галась,

розробники – М.Л. Волошин, В.О. Антонов, В.А. Мосейко). Також в практику були впроваджені і автономні системи ПН, хімічні (спеціальним чином організоване уприскування самозаймистих компонентів палива в вільні обсяги баків, провідний виконавець - В.М. Кудерський). Для польотного наддування вони виявилися неефективні. Для роботи СН масово використовувалася виключно піро- і гідроавтоматика.

Новаторські рішення вимагали значної концентрації зусиль розробників СН, залучення провідних наукових організацій країни, великого обсягу унікальних експериментальних досліджень. Впровадження ефективних автономних СН дало можливість істотно спростити СК, звести до мінімуму обслуговування.

На першій БРДД для підводних човнів, зданої на озброєння КБ ім. академіка В.П. Макеева, була використана турбонасосна система постачання компонентів [11]. Вона складалася з двох блоків – основного і рульового, обидва виконувалися за схемою «без допалювання». Наддування бака окислювача здійснювався окислювальним газом з основного блоку. Наддування бака пального – вихлопними газами від рульового блоку (відновний газ). Зазначені ефективні СН були впроваджені і на наступних РДД РСМ-25, РСМ-40, РСМ-54.

Аналіз СН американських і європейських МБР і РН на висококиплячих компонентах показує наступне. Для наддування бака окислювача РУ I ступеня РН США "Титан-2" використовували чотириокис азоту, який випаровували в ТО. Бак пального наддували охолодженим відновлювальним ГГ.

Для наддування бака з гасом англійської БРДД Blue Streak застосовували газоподібний азот, отриманий шляхом випаровування рідкого азоту в ТО.

На закінчення треба відзначити, що ідеї про максимально простому СК, щодо мінімального обсягу передстартових операцій і максимальній простоті обслуговування РН і МБР на стартовій позиції (мінімальний вплив людського фактора в екстремальних умовах), до чого саме безпосереднє відношення мають СН, продовжували розвиватися. Так, шляхом послідовної розробки

спочатку плідних ідей, і були створені шедеври світового ракетобудування, які служать еталонами в своїх класах. В першу чергу це Р18М («Сатана»). Вона мають на борту всі ресурси для запуску і роботи РУ.

1.3 Проблематика розробки газопроводів

Серед факторів, що впливають на параметри СН, особіно стоять умови введення РТН в вільні об'єми баків [2, 3]. Під ними розуміють спосіб, швидкість і напрямок введення газу в баки. Цей фактор, як уже зазначалося, фактично є одним з небагатьох, на який існує реальна ступінь впливу у розробників СН.

В даний час відомо безліч різноманітних конструкцій газопроводів СН [1, 2, 11]. Їх велика кількість пояснюється, по перше, відсутністю загальних підходів до проектування даних конструкцій, оригінальністю практично кожної РУ, що з неминучістю викликає відмінності в її режимах роботи, конструкціях паливних баків, в схемах СН і т.д. Важливу роль відіграє і зростаюче розуміння внутрішньобакових явищ, прогрес в суміжних галузях знань.

Критичний аналіз технічної літератури, присвячений дослідженням впливу умов введення неізотермічного РТН на параметри СН, показує наступне. У всіх відомих випадках РТН вводять в баки турбулентним струменем (струменями) з різними розрахунковими швидкостями (ступінь заповнення РТН вихідного перетину пристрою окреме питання), в різних напрямках. Відомі деякі загальні очевидні рекомендації [3, 4]. Наприклад, високотемпературне РТН слід вводити в баки з помітною швидкістю уздовж поздовжньої осі бака в напрямку вільної поверхні палива. Це, на думку авторів [3], дозволяє уникнути перегріву алюмінієвого несучого верхнього днища баку. Однак, конкретні рекомендації – для баків якого подовження і конструкції, з якою швидкістю, при якому складі і температурі РТН, часу роботи СН, відсутні.

У ряді вітчизняних [1, 4, 52] і зарубіжних [2, 39, 51] досліджень експериментально доведено суттєвий вплив швидкості введення РТН на внутрішньобакові процеси. У цих роботах відзначається, що існують оптимальні умови введення гарячого РТН в баки. Їх реалізація призводить до скорочення витрат РТН для забезпечення потрібного тиску газу в баку при інших рівних умовах на $20 \div 50\%$. Для сучасних РН середнього класу це еквівалентно зниженню кінцевої ваги ступені на $150 \div 400$ кг. Отримані надзвичайно оптимістичні експериментальні дані потребують уважного критичного аналізу.

Ретельний розгляд умов проведення цитованих експериментальних досліджень показує, що всі вони отримані на баках невеликого подовження (відношення довжини циліндричного бака до його діаметру) від 0,8 до 1,3. Такі подовження характерні для кулястих підвісних баків, а також для баків розгінних блоків і третіх ступенів РН. Для сучасних циліндричних баків перших ступенів РН характерні більш великі подовження ($l/d \geq 5$).

Другий момент, який об'єднує зазначені дослідження – ефективність зафіксована на момент виключення РУ. Як правило, це найскладніший момент часу (але не єдиний) для забезпечення потрібних тисків газу в баках (балони РТН спорожнені, стовп палива мінімальний, РУ в режимі глибокого дроселювання, теплоносій ТО холодний). Тому великий науковий і практичний інтерес представляють дослідження впливу швидкості і напряду введення гарячого РТН в баки великих подовжень, характерних для сучасних РУ перших ступенів РН.

Виходячи з принципу дії, все різноманіття газовводів зазвичай ділять на два великі класи – однорежимні і багаторежимні [50]. До першого з них відносять ті газовводи, у яких в процесі роботи СН швидкість і напряду введення газу в бак не регулюються. Вони знайшли широке поширення в РТ [1, 2].

Взявши за основу характер руху газу наддування в баку – фактор, як уже зазначалось, що визначає перебіг внутрішньобакових процесів, серед

однорежимних газоводів можна виділити дві основні групи. Першу групу складають конструкції, що забезпечують введення газу наддування в баки переважно в радіальному, щодо поздовжньої осі РН, напрямку. Швидкості введення РТН в даному випадку становлять зазвичай декілька метрів в секунду. Газоводи даної групи прийнято називати радіальними [50]. Радіальні газоводи знайшли широке застосування в СН баках з малим подовженням, з переохолодженням киснем. Використання їх в високотемпературних СН призводило до підвищеного прогріву верхніх несучих алюмінієвих днищ баків [33].

Другу групу складають газоводи, за допомогою яких забезпечують введення газу в баки уздовж поздовжньої осі ракети зі швидкостями від десятків до сотень метрів в секунду. Такі газоводи називають осьовими [33]. Слід підкреслити, що осьові газоводи конструктивно значно простіше радіальних. Вони успішно застосовуються в РУ на високикипаючих компонентах палива, наприклад, при використанні для наддування високотемпературного (до 1300К) ГГ.

Загальною проблемою всіх газоводів є забезпечення повного заповнення вихідних перетинів РТН. Як відомо, початкові вільні обсяги баків сучасних РУ становлять $0,5 \div 1\%$ від їх повних обсягів. Газоводи розміщуються в початкових вільних об'ємах баків. Тому їх довжина в напрямку поздовжньої осі бака істотно обмежена. Природно, що про забезпечення відомого газодинамічного співвідношення в ~ 10 калібрів для вирівнювання потоку в трубі після повороту не може бути й мови. При цьому повинна бути забезпечена ще і можливість коригування вихідної швидкості РТН за підсумками відпрацювання СН.

Другий клас газоводів складають багаторежимні конструкції, які дозволяють змінювати напрямок і швидкість введення газу наддування в процесі роботи РУ. Цей клас конструкцій вперше запропонований дніпровською школою СН. Логіка їх роботи, на перший погляд, нескладна – спочатку роботи СН прилади вводять РТН уздовж дзеркала палива з невеликою

швидкістю. У міру відходу рівня компонента багаторежимний пристрій перенаправляє потік РТН уздовж поздовжньої осі бака. Теоретично їх використання повинно дозволити виключити провал тиску газу в баку в перші секунди роботи гарячої СН і не допустити перегрів верхнього днища бака в подальшому. Однак відома нам спроба реалізації багаторежимного введення особливого ефекту не мала. Глибокого аналізу причин цього не проводилося.

В даний час в різних областях техніки широко використовуються так звані турбулентні вихрові кільця (ТВК). Вони мають одну унікальну властивість – при малій швидкості випуску володіють великою далекобійністю [53]. Сьогодні ТВК застосовуються для збільшення висоти викиду продуктів згоряння теплових електростанцій, для гасіння складних пожеж на газових і нафтових свердловинах. Методи розрахунку поширення вихрових кілець відомі тільки для необмежених обсягів [53, 54]. Однак рух ТВК в умовах обмеженого простору, характерного для вільних обсягів паливних баків РУ, практично не вивчено. Також не вивчені особливості теплової взаємодії «гарячого» ТВК з поверхнею «холодної» рідкої фази.

Для вдосконалення газоводів треба вирішити наступні питання:

- визначити вплив швидкості введення гарячого гелію на параметри СН паливних баків великого подовження;
- визначити вплив дії конструкції бака великого подовження на поширення в ньому струменя неізотермічного РТН;
- розробити методику визначення оптимальної швидкості введення гарячого гелію в вільні обсяги сучасних паливних баків;
- вивчити особливості поширення ТВК в обмежених обсягах паливних баків РУ, їх теплової та газодинамічної взаємодії з поверхнею палива в баку.

1.4 Ефективність гарячих гелієвих СН баків і схеми сучасних РУ

Як показано в попередніх розділах, СН паливних баків практично завжди використовували і використовують ресурси РРД – компоненти палива (згодом випаровуванні), ГГ або його тепло. Температура відновного газу на вході в турбіну киснево-гасових РРД (РД-111, F-1) сягає $1100 \div 1400\text{K}$, на виході з неї – $800 \div 1100\text{K}$ [5, 6]. Надалі нас в більшій мірі буде цікавити ГГ після турбіни, так як саме він найчастіше використовується в якості або РТН, або теплоносія в ТО для випаровування і нагрівання кисню (азоту), або нагрівання гелію.

Розглянуті вище РРД, турбіни яких приводять в дію продукти розкладання перекису водню або відновлювальний ГГ, об'єднує те, що $\sim 95\%$ часу вони працювали на номінальному режимі. Іншими словами, температура ГГ після турбіни при роботі РРД була висока і постійна, як і сама витрата ГГ, що дозволяло отримати високі характеристики СН.

Вперше ідея схеми з допалюванням була реалізована в кінці 1950-х років в НДІ-1 (нині – ФГУП "Дослідницький центр ім. М.В. Келдиша") [31]. На початку 60-х років з'явилися киснево-гасові двигуни з допалюванням ОГГ (НК-9, НК-15, головний конструктор М.Д. Кузнецов) [28]. Однак ця схема призвела до помітного зниження температури ГГ перед турбіною (з $1100 \div 1400\text{K}$ до $820 \div 850\text{K}$). Причина – обмежена стійкість матеріалів в високотемпературному окисному середовищі високого тиску. Природно, в цій схемі знижується і температура ГГ після турбіни – до $570 \div 650\text{K}$ на номінальному режимі [28].

Наступним важливим кроком у вдосконаленні РРД стало їх глибоке дроселювання. Це об'єктивний шлях розвитку двигунобудування. У схемах з допалюванням окисного газу це досягається зниженням температури ГГ перед турбіною. Стосовно до гарячих СН дана новація призвела до істотного зниження температури газу після ТО на режимі дроселювання (падає і витрата теплоносія, і його температура).

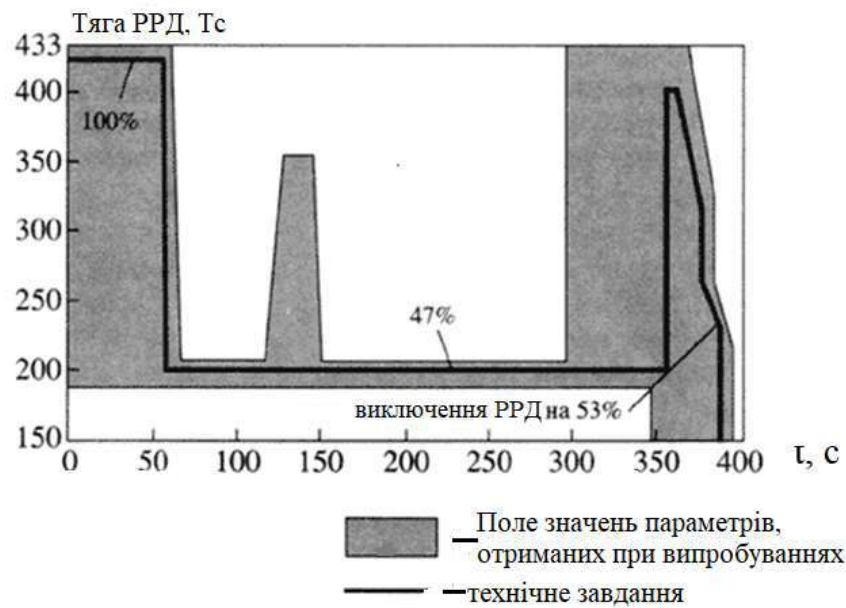


Рис.1.4 - Циклограма роботи РД-180 для РН Atlas-V легкого класу [6]

На рис.1.4 приведена циклограма роботи РД-180 з дроселюванням для варіанту легкого корисного навантаження РН Atlas-V [6]. З графіка видно, що переважну частину часу РД-180 знаходиться в режимі дроселювання (47%).

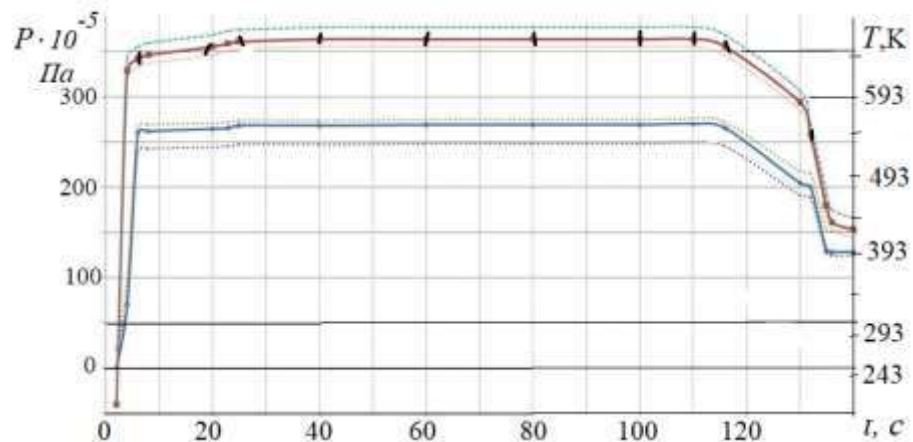


Рис.1.5 - Залежність температури теплоносія (окислювальний генераторний газ після турбіни) від режимів роботи РД-171

Примітка: Нуль часу відповідає подачі команди на запуск двигуна

—+— температура після турбіни
— тиск в камері згоряння РРД

На рис.1.5 видно еквідистантне падіння температури генераторного газу після турбіни з початком (~113с) дроселювання РРД НВО «Енергомаш» РД-

171. Більш сучасний двигун РД-191 дроселюється ще глибше, до 30% тяги. У цьому випадку температура ГГ після турбіни падає до $\sim 350\text{K}$. При температурному перепаді в ТО в 50° і подальшим втратам тепла по гарячій магістралі наддування отримуємо «кімнатну» температуру гелію на вході в бак на режимі дроселювання РУ. Назвати таке наддування гарячим можна лише з певною натяжкою. Обидва ці фактори призводять до істотного зниження температури і витрати теплоносія в гелієвому ТО (в порівнянні з відновлювальним ГГ). Отже, падає і ефективність гарячого наддування в цілому. Однак цей принципово важливий момент у проєктантів СН належного теоретичного осмислення не отримав. Сучасні конструкції СН баків, по суті, практично не відрізняються від СН п'ятдесятирічної давнини, а за ефективністю значно поступаються їм.

Слід зазначити, що провідні фахівці з РРД, лобісти двигунів з допалюванням окисного ГГ, подальший стратегічний шлях розвитку ракетного двигунобудування (підвищення надійності) бачать в зменшенні температури ОГГ [5, 6, 31], що ще знизить ефективність гарячих СН.

1.4.1 Аналіз конструкцій рекуперативних теплообмінників гелієвих гарячих газобалонних СН

Як уже зазначалося, найсучасніший РРД НВО «Енергомаш» РД-191 РН «Ангара» дроселюється помітно глибше попередників, до 30% тяги. Температура ГГ після турбіни падає до $\sim 350\text{K}$. Температура гелію на виході з ТО наближається до температури відсіків. Тому, для додання сенсу традиційній гарячій гелієвої СН вперше в світовій практиці в якості теплоносія для ТО застосували окисні ПЗ безпосередньо після газогенератора [55]. Їх температура і тиск на вході в ТО складають на номінальному режимі $\sim 823\text{K}$ і 283 кгс/см^2 . Це на 200° перевищує температуру окисного газу на вході в ТО на попередніх РРД (РД-171, РД-180, РД-120). У той же час відомо, що схильність матеріалів до займання збільшується зі зростанням температури і тиску середовища.

Далі, при відпрацюванні ТО гелієвих гарячих СН необхідно враховувати стисливість гелію z . При тиску зарядки гелію в $220 \cdot 10^5 \text{ Па}$ і його температурі в балонах 90 К $z \approx 1,32$. У ТЗ на розробку ТО задається номінальна температура гелію на його заданій витраті на виході з агрегату. Наприклад, для РД-171 вказана номінальна температура 543 К при заданій витраті $0,4 \text{ кг/с}$.

На першому етапі відпрацювання ТО як робоче тіло зазвичай використовується стиснений азот (повітря) [56]. У цих робочих тіл в умовах випробувань

$z \approx 1$. При вогневих випробуваннях РРД (з гелієм в балонах) довжини магістралей від балонів до входу в ТО на стендах набагато довше натурних (за умовами безпеки стенду [57]). Це вносить похибку в визначення номінальної витрати гелію до 20%. При ЛКВ в більшості випадків відбувається збільшення на кілька десятків градусів температури гелію за ТО (через зменшення його витрати через стискання). Сам по собі цей факт непоганий, однак виявлені запаси зняти з борту РН на етапі завершення льотних випробувань вже проблематично.

На рис.1.6 наведено зміна тиску газу в баку з LOX РУ І ступеня РН «Союз-2». Ступінь спроектована в 1956 р, проте і до цього дня з $\sim 40 \text{ с}$ польоту надлишок РТН скидається через ЗК за борт. Це прямі втрати енергетики, однак, визнано недоцільним внесення змін на сертифікованому і працюючому без зауважень ступені.

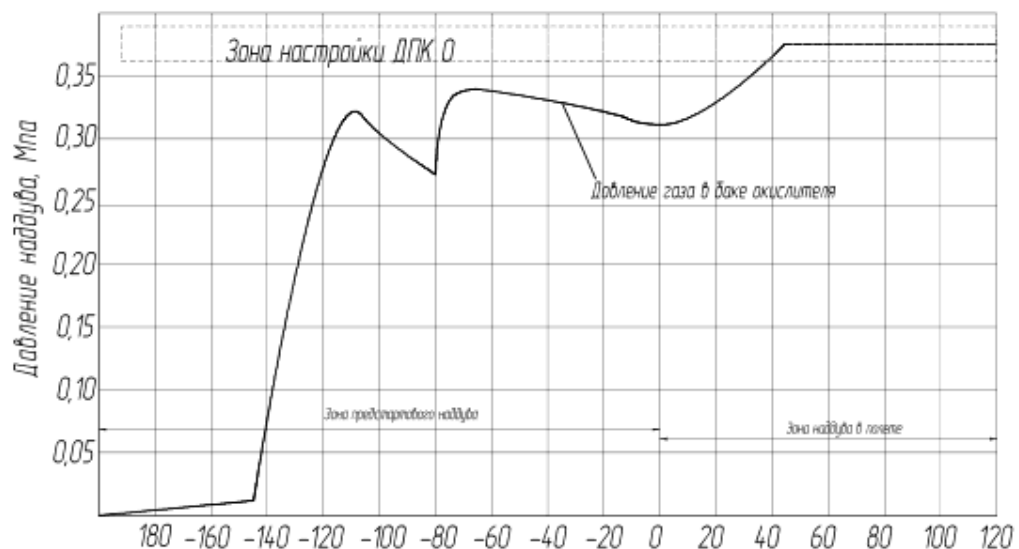


Рис.1.6 - Тиск газу в баку окислювача I ступеня РН «Союз-2» [28]

Примітка: Нуль часу відповідає спрацьовуванню контактів підйому РН

У табл. 1.1 і 1.2 наведені основні характеристики ТО РД-171 і ТО РД-191 відповідно [60].

Табл.1.1 Параметри теплоносіїв в циліндричному ТО двигуна РД-171

Найменування параметра, розмірність	Гелій	Генераторний газ
Номінальна масова секундна витрата, кг/сек	0,6 (0,4)	20
Номінальна температура на вході в ТО, К	90	670
Номінальна температура на виході з ТО, К	573 ± 70	626
Тиск на вході в ТО, кгс/см ²	30	272
Тиск на виході з ТО, кгс/см ²	15	254

Табл. 1.2 Параметри теплоносіїв в пластинчато-ребристому ТО РД-191

Найменування параметру,	Гелій		Генераторний газ
	ТО-БО	ТО-БГ	
Номінальна масова витрата, кг/сек	0,18	0,035	5
Температура на вході в ТО, К	90		823
Температура на виході з ТО, К	556	559	720
Тиск на вході в ТО, кгс/см ²	20		283
Тиск на виході з ТО, кгс/см ²	10		257

Як видно з наведених таблиць, в першу чергу, саме більш високою температурою теплоносія, а не новаціями і пояснюються прийнятні характеристики ТО РД-191. Однак навіть у цьому випадку номінальна температура гелію для наддування бака окислювача на виході із ТО РД-191 нижче, ніж у ТО РД-171. А на одиницю витрати гелію ТО РД-191 легше старого всього на 10%. Полегшення ТО (на одиницю витрати гелію) на ~ 7 кг при

повної вазі СН близько півтонни, не має вирішального значення. Спроба ж підняти температуру гелію при дроселюванні РУ за всяку ціну призводить до небажаних наслідків. Основна проблема РРД з допалюванням окисного ГГ – забезпечення стійкості матеріалів до загоряння [5, 6, 58], переноситься і на конструкцію його ТО.

Тому в ТЗ на розробку даного ТО наказано його охолодження (!) забезпеченням гарантованої витрати гелію через ТО [55, 59] для виключення його прогару. При вимозі працездатності РН «Ангара» при одній відмові (крім РРД), не складно уявити проблеми, які виникають. Тому не дивно, що на відпрацювання ТО РД-191 з урахуванням всіх аварійних ситуацій витрачено близько ста випробувань, половина з яких – у складі РРД [59].

Далі, за підсумками ста проведених випробувань ТО приведена температура гелію за ним 516К (243⁰С) [59]. Однак не вказано, що це за температура – номінальна, максимальна. Немає значень температур на режимі глибокого дроселювання, який найбільш тривалий і максимально важливий для розробників СН. У підсумку можна констатувати, що в РД-191 для нагріву гелію використовуються всі можливі ресурси загальноприйнятої схеми наддування. Іншими словами, це межа способу наддування при використанні окисного ГГ в ТО.

Таким чином, гарячі гелієві СН баків сучасних дроселюємих РУ з допалюванням ОГГ, що тиражують схеми п'ятдесятих років (РРД без допалювання відновного ГГ), повністю себе вичерпали. У них немає перспектив подальшого вдосконалення. Для СН сучасних РУ необхідні більш ефективні підходи до проектування гелієвих СН і використанню дійсно гарячого теплоносія. Природно, це має відбиватися на конструкції і параметрах ТО в бік спрощення і підвищення загальної надійності РУ. Необхідно використовувати і останні досягнення в області теплодинаміки, що показує ефективність руйнування ламінарного підшару в каналі ТО шляхом нанесення ямкового рельєфу [60, 61], використання міжканальної транспірації теплоносія

крізь пористі сітчасті матеріали [64]. Останній підхід вже успішно реалізований в РРД США - SSME і RL-10.

1.4.2 Системний аналіз конструкцій і параметрів гарячих гелієвих СН

Аналіз технічної літератури показує повну відсутність досліджень по обґрунтуванню доцільності застосування гелію в РКТ взагалі. На жаль, дана проблема при відсутності належної уваги до конкурентоспроможності нових РК довгий час не була в центрі уваги. Тому вона і сьогодні є однією з найменш вивчених в РТ. При цьому відомий більш ніж двадцятирічний період в РТ (переважно, в Радянському Союзі), коли успішно використовували піро- і гідроавтоматику, наддування баків проводили парами компонента, або за допомогою рідинних і твердопаливних газогенераторів (див. підрозділи 1.2.1 і 1.2.2).

Стосовно до гелієвих ПГС РУ в окремих роботах наводяться лише фрази про те, що «гелій легкий». Але забувають про «важки» балони, магістралі з компенсаторами, підземні ємності космодрому. Навіть стосовно тільки ракетної складової гарячої СН немає обліку її повної ваги. А він повинен включати систему зарядки балонів гелієм; магістралі холодного (від балонів до рухового відсіку) і гарячого (від ТО до баків) гелію з температурними компенсаторами; «незалітий» об'єм бака кисню через балони в ньому; зміцнення баків під траси магістралей наддування; зміцнення баків через розширений розрахунковий діапазон тиску газу в них, викликаний розкидом опорів трактів і значень температури гелію після ТО; залишкову вагу гелію в балонах і т.д. .

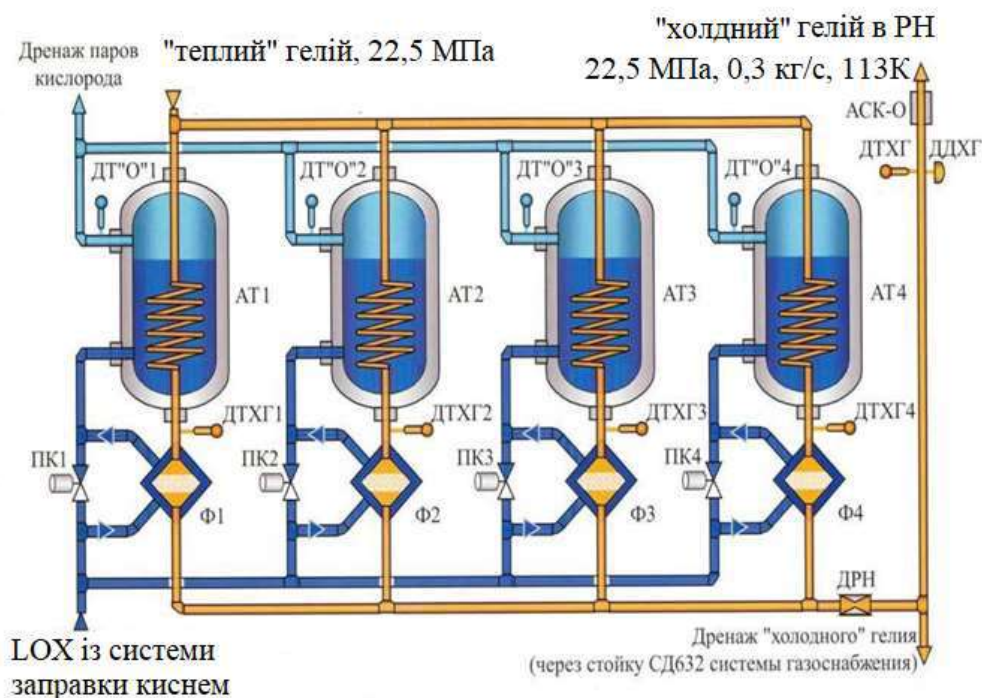


Рис.1.7 – Схема охолодження гелію на стартовій позиції (космодром Байконур) перед подачею його на зарядку балонів СН баків РУ РН «Зеніт» [46].

Примітка: АТ1 – АТ4 – теплообмінники гелію; Ф1 – Ф4 – фільтри

Однак ціна (конструктивна, масова, економічна), яку доводиться платити вартістю пускових послуг за використання гелію, і досі залишається поза увагою фахівців. Для розуміння глибини проблеми, наведемо тільки один приклад. На рис.1.7 приведена одна підземна складова схеми – схема підготовки холодного гелію для зарядки балонів СН РН «Зеніт». Вона включає 1266 балонів високого тиску ($37,5 \div 40,5$ МПа) по 500 л кожен, більше 3000 одиниць пневмоапаратури, протяжність трубопроводів становить десятки кілометрів [8]. Устаткування розміщено під землею в термостатіруємих приміщеннях. Все це обладнання повинно регулярно обслуговуватися, змінюватися (при необхідності) судини високого тиску – повірятись органами держнагляду.

Сьогодні пуски з однієї стартової позиції проводяться в кращому випадку $2 \div 3$ рази на рік (РН Falcon-9 запускають з трьох космодромів). В той же час стартове господарство, засоби транспортування гелію, його перекачування в сховища, зберігання, контролю, повинні бути працездатні постійно.

Через найбільше поширення в світі і тривалий досвід експлуатації гелієвих ПГС може скластися враження їх підвищеної надійності. Однак це далеко не так. Як приклади відмови гелієвих систем наведемо лише кілька з них з самого недалекого минулого:

- 17.04.2014р відклали запуск космічного корабля Dragon до МКС. За повідомленнями прес-служби NASA причиною перенесення дати старту стала течя гелію в РУ I ступеня РН Falcon 9;

- 27.06.2014р не відбувся перший пуск РН «Ангара» легкого класу, яка перебувала в розробці більш 18 років. Причиною скасування запуску РН стало падіння тиску гелію в балоні наддування газового демпфера;

- 28.06.2015р відірвався балон з гелієм в баку окислювача II ступеня РН Falcon-9 при роботі РУ I ступені. Балон, рухаючись в баку під дією реактивної сили, розбив алюмінієве верхнє днище бака окислювача. Корисний вантаж для МКС, багаторазовий корабель Dragon були втрачені.

- 1.09.2016р на РН Falcon-9 вперше була зроблена спроба використання кисню з температурою $\sim 66\text{K}$ [65]. На етапі заправки киснем при підготовці до вогневих випробувань носія сталося руйнування бака окислювача II ступені з подальшою пожежею. РН із супутником були повністю знищені. Великі пошкодження отримав старт. З причинами аварії розібралися – помилки в конструюванні гелієвих систем (двошарові балони високого тиску).

На рис.1.8 приведена типова принципова схема гарячої газобалонної СН бака окислювача I ступеня РУ РН середнього класу.

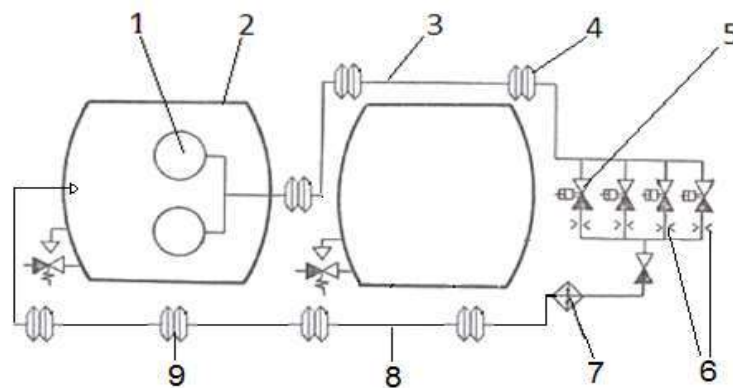


Рис.1.8 – Принципова схема гарячої газобалонної СН бака окислювача:

1 – балони з гелієм; 2 - бак з рідким киснем; 3, 8 - трубопроводи; 4, 9 - температурні компенсатори; 5 - елементи автоматики (ЕПК); 6 – жиклери; 7 – ТО

Як видно з наведеної схеми, система складається з балонів 1 високого тиску з гелієм, розміщених в баку 2 з рідким киснем. Балони з'єднані трубопроводами 3 з температурними компенсаторами 4 за допомогою елементів автоматики 5 з дозуючими жиклерами 6 із теплообмінником 7 двигуна, розташованого в хвостовому відсіку. Далі підігрітий гелій по трубопроводу 8 з компенсаторами 9 вводиться в верхню частину бака окислювача 2 для його наддування.

Припустимо, що нам відомі потрібні витрати гелію $m_i(\tau)$ на наддування бака і його температура на вході в бак $T_{ex}(\tau)$. Розглянемо рівняння Сен-Венана, яке найбільш часто використовується для розрахунку витрати газу через отвір площею f за допомогою газодинамічних функцій

$$\dot{m}_i = \frac{f \mu q(\lambda) p_0}{\sqrt{z R T_{np} [1 + m^2 q^2(\lambda) \zeta_\Sigma]}}, \quad (1.2)$$

де m – газодинамічна функція, що враховує молекулярну масу газу в балоні (для гелію $m=2,28$); μ – коефіцієнт витрати; $q(\lambda)$ – газодинамічна функція (визначається через $\pi(\lambda)$); p_0 – тиск газу наддування в балоні; z – коефіцієнт стисливості газу в балоні; R - газова стала газу наддування; T_{np} – наведена температура по трактам наддування і ТО; ζ_Σ – наведений опір всіх трактів наддування включно з ТО.

Таким чином, для розрахунків за вказаною формулою треба знати наведену температуру в системі в кожен момент роботи РУ і наведений опір з урахуванням роботи системи регулювання тиску газу в баку. У конструкції гарячої газобалонної СН присутні ділянки трактів наддування різного прохідного перетину (див. рис.1.4), в яких до того ж температура гелію при роботі РУ в кожен поточний момент часу різниться на сотні градусів. Так, на виході з балонів температура гелію змінюється від 90К до 50К. На вході в ТО,

гелій, пройшовши теплий межбакового відсік, протікаючи вздовж теплового бака пального і потрапивши в теплий руховий відсік, нагрівається. Величину підігріву в динаміці розрахувати складно, тому що на етапі проектування РК роботи різними фахівцями ведуться паралельно, і реальна конструкція холодної магістралі з температурними компенсаторами ще невідома.

У самому ТО підігрів гелію (витрати якого за часом істотно змінюються) безпосередньо залежить від температури і витрати теплоносія, які в свою чергу визначаються режимами роботи РРД (дроселювання, форсування). Характеристики ТО можна приймати для розрахунків тільки з ТЗ, яке узгоджується на етапі проектування з великим розкидом по температурі і опору. Оптимізація (зменшення) прохідних перетинів трактів наддування з урахуванням передбачуваного опору ТО призводить до того, що течія газу наддування через жиклери перестає бути критичною.

Таким чином, на етапі проектування гарячої газобалонної СН у розробника даної системи немає достовірних даних по динаміці нагріву (охолодженню) гелію в магістралях і теплообміннику РУ, яка в сучасних розробках багаторазово і глибоко дроселюється [6] (див. рис.1.2). При цьому подальше відпрацювання ТО розробником ДУ проводиться на азоті [55, 56], який має теплоємність і швидкість течії в ~ 5 і ~ 3 рази менше відповідно.

Все це разом призводить до наступного. Навіть прогножуючи з певною похибкою величину потрібної витрати газу на наддування, забезпечити її з необхідною для проектування точністю не представляється можливим. При цьому треба враховувати, що автономна відпрацювання системи на штатній матеріальній частині (з маршовим двигуном) практично неможлива. Вогневі ж випробування ступенів РН (на весь час роботи РД) проводяться з підвищеним тиском газу в більш міцних баках (парування в величині тиску палива на вході в насоси відсутності перевантаження). Це досягається введенням в ПГСП ступені додаткових азотних стендових СН. Таке рішення, в свою чергу, призводить до зміни теплових втрат в товщу конструкцію, середньомасової температури газу в баку. Результати вогневих випробувань в частині

параметрів штатних СН, природно, виходять помітно «змазаними». Більш детально аналіз формули (26) і його наслідки будуть розглянуті в підрозділі 2.1.

Таким чином, ціна, якої досягається деяке зниження маси робочого тіла наддування за рахунок підвищення середньомасової температури газу в баку (що зовсім не є самоціллю) у гарячих газобалонних СН в сучасних РУ, виходить невиправдано великою. Маса всієї СН (з теплообмінником РУ) виходить значною, конструкція системи – складної, вартість автономного відпрацювання СН, яке далеко не в повній мірі відповідає льотним умовам, високою.

Можна констатувати, що до початку льотних випробувань з гарячими газобалонними СН не вдається з прийнятною точністю визначити фактичний діапазон тиску газу в баках РУ і потрібну кількість РТН. На етап льотних випробувань РН виходить з більш міцними баками і підвищеними запасами РТН, зі збільшеними прохідними перетинами магістралей наддування. А після отримання та аналізу результатів льотних випробувань «зняття» частини зазначених запасів маси з РН пов'язане з проведенням дорогого і тривалого циклу повторного відпрацювання, що, як правило, недоцільно в масштабах ракетного комплексу, якій вже «працює».

Таким чином, гарячим гелієвим СН паливних баків сучасних РУ притаманні всі недоліки систем з додатковими робочими тілами, які надходять на борт РН зі стартової позиції. Крім цього їх конструкції мають і власні недоліки:

- неможливість імітації унікального окисного теплоносія ТО при наземному автономному відпрацюванні СН без самого двигуна;
- низька температура гелію на вході в бак в сучасних схемах глибоко дроселюємих РУ з допалюванням ОГГ;
- велика залишкова маса гелію в балонах, особливо для верхнього бака окислювача через значний опір ТО і довгих трактів наддування;
- великий непродуктивний обсяг, який займають балони з гелієм в баку окислювача;

– велика кількість зварних швів, температурних компенсаторів, поворотів в магістралях наддування і магістралях зарядки гелієм балонів, жиклерів, агрегатів автоматики, які все потребують численних видів сучасного контролю на міцність, герметичність, прохідність.

1.5 Проблеми експериментального відпрацювання СН циліндричних паливних баків РУ

При впровадженні інноваційних рішень наземне комплексне відпрацювання СН може бути повноцінним і всеосяжним, коли воно проводиться в повному обсязі і поетапно – автономне, вогневе (в складі ступені з РРД), льотно-конструкторське. При запозиченні апробованих рішень стосовно наддування цілком достатньо короткочасного підтвердження початкових характеристик СН за умови проходження нею повного циклу заводських випробувань в складі кожного ступеня РН (наприклад, холодні технологічні та ін.).

В даний час в світовому ракетобудуванні найбільшу увагу приділяють наземному відпрацюванню. Якщо його вдається проводити в умовах максимально наближених до льотних, то наземне відпрацювання максимально інформативно і набагато менш затратне, ніж ЛКВ. Стосовно до СН баків з LOX ряд факторів польотних умов, наприклад, таких як, повздовжнє перевантаження, коливання поверхні рідини в баку, аеродинамічний нагрів, на землі взагалі неможливо забезпечити на натурному баку РН середнього класу. Проблематично і забезпечення секундної витрати киплячого кисню з бака в $\sim 2 \text{ м}^3/\text{с}$ (І ступінь РН «Зеніт»). Існуючі стенди не дозволяють цього.

Виходом з існуючої ситуації було б створення методики фізичного моделювання параметрів сучасних СН стосовно циліндричних не теплоізованих паливних баків. Дана методика повинна враховувати основні впливові фактори, а результати фізичного моделювання повинні підтверджувати правильність прийнятих технічних рішень з достатньою для

практики точністю. Також методика моделювання повинна враховувати сучасні технічні можливості і часовий чинник. Вкрай бажано на моделі забезпечити той же рівень тисків газу в баку за часом роботи РУ, що і в натурному баку. Такий підхід забезпечить однаковий межа прогріву кисню в баку. Одночасно забезпечить і такі ж щільності теплових потоків від газу наддування в граничні поверхні.

Основними завданнями модельної відпрацювання повинно бути дослідження тепломасобмінних процесів всередині баків з урахуванням зовнішнього теплопідводу, швидкості і напрямку введення високотемпературного газу в вільні обсяги баків, складу цього газу. Модельна ємність, в обов'язковому порядку, повинна бути оснащена поплавковими рівнемірами і турбінними датчиками витрат, температурними штангами всередині бака, поплавця пристроєм для виміру температури газу над рівнем рідини і її верхнього шару.

Методика фізичного моделювання параметрів СН і отримані результати повинні бути переконливими, трактуватися однозначно і, в кінцевому рахунку, повинні дозволити стосовно СН підписати висновок про допуск до вогневих і льотних випробувань. Безумовно, результати фізичного моделювання повинні бути піддані ретельному критичному аналізу, в тому числі і для оцінки похибок отриманих результатів. Цілком можливо, їх аналіз призведе до висновку про те, що вплив деяких факторів треба додатково досліджувати окремо.

1.6 Аналіз рівня методичного забезпечення проектування СН

Однією з перших вітчизняних робіт, присвячених визначенню тиску газу в баках, є робота М.І. Дупліщева. У ній для розрахунків запропонована інтегральна характеристика внутрішньобакових процесів – ефективна працездатність РТН $(RT)_{ef}$. Дана величина визначалася шляхом обробки експериментальних даних в певному діапазоні зміни впливових факторів. Але

запропонований підхід можна застосувати при близьких параметрах проектованої СН і прототипу.

Наступним кроком вперед були роботи В.І. Сідова. Він запропонував визначати параметри гарячих СН шляхом вирішення спрощеної системи диференціальних рівнянь, що описують основні внутрішньобакові процеси і ввів в практику допущення і обмеження, ряд з яких використовується і сьогодні.

Першими роботами з розрахунку тиску газу в баку при сумішевому наддуванні були праці В.М. Протопопова. Їм розглядалися тільки теплоізовані баки з переохолодженням киснем. Мінімальний рух газу всередині баків забезпечували складними пристроями введення газу і перфорованими поперечними перегородками в баку.

У дослідженнях В.А. Мосейко запропонований метод визначення величини конденсації парової фази при генераторному наддуванні. Зроблена формальна спроба визначення температурного профілю газу в баку з урахуванням сили, що виштовхує гарячий струмінь РТН. Вплив інших факторів на поширення турбулентного струменя РТН не розглядався. Порівняння проводилося на баках малих подовжень ($l/d \approx 1$). Відсутність рекомендацій для баків інших подовжень, порівняння з експериментальними даними інших авторів не дозволяє використовувати отримані результати для інших умов.

У працях К.П. Денисова, О.С. Нєверова, В.А. Бершадського [66, 67, 68, 69] експериментально досліджувався вплив швидкості введення гарячого РТН (гелій, пари кисню) в вільний обсяг бака тільки на тиск газу в баку з киснем (частина експериментів на воді) на момент закінчення його зливу. Прогрівання верхнього днища, верхнього шару LOX, кількість випаруваного кисню залишилися поза увагою дослідників. Для конкретних модельних умов (постійні витрати на наддування, температура РТН на вході в бак, витрата рідкої фази з бака) визначена швидкість, що забезпечує максимальний тиск газу в баку на кінець зливу. На жаль, рекомендацій з перенесення отриманих результатів на інші умови, в першу чергу, льотні (з'являється новий суттєвий фактор, що впливає – перевантаження) не наведено. Фізичні процеси, що

становлять основи оптимуму швидкості не з'ясовані. Загального критеріального рівняння не отримано.

У роботах методичного характеру за чисельним визначенням тиску газу в баку у відриві від теорії турбулентних струменів використовується або якийсь експериментально визначається фактор пристрою введення газу наддування в бак [69], або інша функція, що отримується шляхом обробки експериментальних даних на конкретній установці для спрощених умов.

В роботі [70] наведено методику розрахунку тиску газу в баку з киснем при наддуванні гелієм. В якості вихідних даних необхідні секундна витрата гелію на наддування, його температура, температура поверхні кисню в баку і ін. Як забезпечити потреби гарячого гелію не вказується. Також відома праця [71] з розрахунку спорожнення балону з гелієм з урахуванням внутрішнього і зовнішнього теплообміну, стисливості гелію і опору магістралі (за допомогою газодинамічних функцій). Певним недоліком даної роботи є те, що в ній температура РТН в кожен момент часу в усіх елементах системи однакова. Нагрівання РТН з подальшим його охолодженням по довжині гарячої магістралі наддування не розглядається. Рекомендацій з цього приводу немає.

У методиці математичного моделювання параметрів витискної СН генераторним газом з проміжним ресивером [72] розглядається паливний бак малого подовження (розгінний блок), конденсація парової фази в баку і вплив перевантаження на параметри струменя в баку і ресивері не враховуються. Сравнение проведено на баке об'ємом 20л при наддуве его горячим азотом.

У роботі С.І. Карпан [73] наведено метод розрахунку необхідного для наддування бака запасу гелію при витискної системи постачання. Однак конкретних експериментальних даних (коефіцієнти тепловіддачі, стисливості, діапазон швидкостей введення РТН в бак, його конструкція і обсяг) не наведено.

У працях Грімітліна і Тимофєєва [92] наведені практично єдині широко апробовані залежності для різних умов введення з розрахунку падіння осьової швидкості, профілю швидкостей і температур в поперечних перетинах в

неізотермічному турбулентному струмені. Перевагою їх є те, що вони представлені в критеріальному вигляді (функція числа Ar). Вони дозволяють оцінити далекобійність (швидкість газу на осі струменя одно фонові) струменя гарячого газу. Стосовно до гарячого гелієвого наддування баку з киснем її недоліком є, що вона створена для умов промислової вентиляції, де відмінності по щільності повітря приміщення і повітря, що вводиться, вкрай незначні. Використовувати для практичних розрахунків будь-які залежності для поперечних профілів швидкостей газу і його температури при введенні струменя гарячого гелію в киснево-гелієву суміш у вільному обсязі бака на активній ділянці траєкторії польоту навряд чи представляється можливим.

Ряд робіт присвячений дослідженню внутрішньобакових процесів при окремих випадках наддування, таких як наддування повітрям бака через товщу компонента або видавлювання палива за допомогою гнучкої мембрани [75]. Останній випадок наддування більше характерний для останніх ступенів РН і космічних кораблів с багаторазовим запуском РУ в умовах невагомості.

Також відомі роботи, переважно, експериментальні, які направлені на вдосконалення окремих елементів СН – ТО робочого тіла [55, 61, 62, 64], пристроїв його введення в баки [2, 50, 66, 67]. Однак без комплексного підходу до проектування СН в цілому оцінити ефективність витраченого часу і коштів на поліпшення окремих елементів СН не представляється можливим. Наприклад, відомо [44], що підвищення температури РТН (азот) на 10К на виході з ТО бака окислювача РД-107 в протягом всієї його роботи (~ 140 с) може привести до зменшення витрати на наддув на $\sim 2,8\%$ (рис. 1.9).

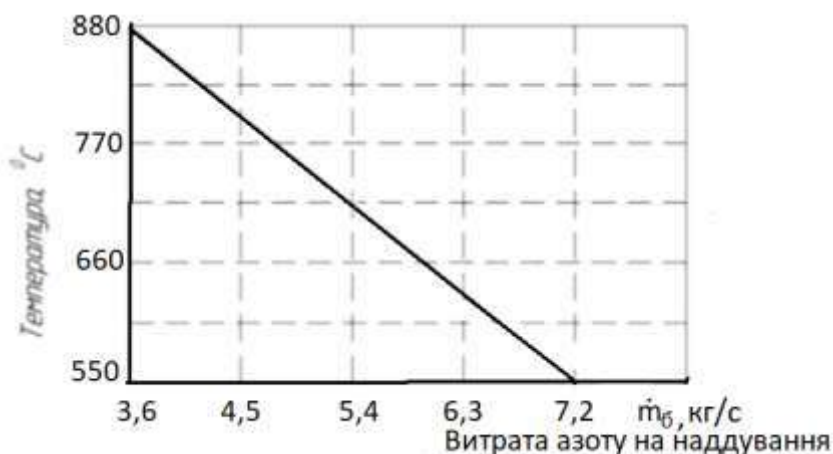


Рис.1.9 – Вплив температури РТН (азоту) на виході з ТО на його потрібну витрату [44]

Як цей позитивний факт використовувати для баків іншої розмірності, часу роботи РУ, іншого роду і діапазону температур РТН, не вказується.

Сучасні РРД, для яких удосконалювалися ТО, на номінальному режимі працюють кілька десятків секунд. Тому очікуваний позитивний ефект в такому випадку навряд чи можна помітити взагалі. Як перенести ці обнадійливі результати на інші конструкції баків, РТН, циклограму роботи ЖРД, траєкторії польоту, залишається неясним. Без комплексного підходу до проектування СН оцінити ефективність витраченого часу і коштів на поліпшення окремих елементів СН не представляється можливим.

В даний час в РКТ все більшого поширення знаходять РН пакетного типу. Досить навести РН «Маяк 33-4П» (Україна), Delta-IV, Falcon-9 Heavy (США), «Ангара-5П» (РФ) та інші. Також використовуються і плануються до застосування РУ, що складаються з ряду автономних РРД (9 РРД на I ступенях РН Electron, Falcon-9). При проектуванні РК багатоблокових РН висувається ряд специфічних вимог [27, 76]. Найбільш складною з них є забезпечення працездатності РК при відмові одної з РУ. В цьому випадку падає поздовжнє перевантаження і потрібне вхідний тиск в насоси працюють блоків можна забезпечити тільки підвищеним тиском газу в працюючих блоках. Мета вимоги очевидна – порятунок в аварійних ситуаціях екіпажу, коштовного супутнику.

Відомі рекомендації [27, 77] з проектування СН пакетних РН. Вони зобов'язували ще перед стартом забезпечувати їх працездатність в найважчих ситуаціях – в аварійних. Нюанси перехідного періоду виключення аварійної РУ і його тривалість не враховуються. Наприклад, в паливних баках І ступеня РН «Енергія» тиск газу встановлювали зі старту більш ніж в два рази вище, ніж необхідно для нормального польоту. Такий підхід призводить до помітного збільшення маси паливних баків, балонів, гелію на борту, магістралей наддування, ПГС, РУ. Все це істотно знижує ефективність всього РКК в цілому.

Робіт, спрямованих на дослідження можливостей розробки принципово нових СН ракет-носіїв, РУ яких використовують пару кисень і РГ-1, на радикальну модернізацію існуючих гелієвих СН, нами не виявлено. Наукові дослідження навіть по окремим проблемам використання високотемпературних робочих тіл, в тому числі, з конденсованої фазою, відсутні. Пояснити такий стан справ можна дефіцитом плідних ідей, апробованого математичного апарату розрахунку параметрів СН для сучасних умов і крайньої дорожнечою експериментальних досліджень внутрішньобакових процесів на натурних баках.

Важливим аспектом розрахунку параметрів СН є величина прогріву компонента палива в баку в польоті [32, 35, 78]. Як відомо, прогрів компонента в баку призводить до підвищення температури палива на вході в двигун $t_{вх}$, збільшення парціального тиску палива $P_s(t_{вх})$ і потрібного вхідного тиску $P_{вх}$ [1]:

$$P_{вх} = P_s(t_{вх}) + \Delta P_{акз},$$

де $\Delta P_{акз}$ – антикавітаційний запас насоса.

Проблему створює той факт, що прогрітий шар палива знаходиться на його поверхні в баку. Він потрапляє в РРД в кінці його роботи. При газобалонної СН в цей час балони практично порожні. При генераторної СН при дроселюванні РУ в кінці її роботи падають вхідні тиску компонентів в газогенератор. Витрата на наддув зменшується. Найбільш гостро проблема

визначення прогріву палива і наслідків від нього варто для LOX. Так, нагрів його на кожен градус підвищує тиск насичених парів (тиск на вході в насос) на $0,155 \cdot 10^5 \text{ Па}$. В підсумку, париувати цей зріст можна тільки підвищенням тиску газу в баку.

Основні джерела прогріву палива в баках РУ відомі. Для циліндричного бака це теплові потоки від аеродинамічного нагріву, від гарячого газу наддування, і від інших джерел тепла (наприклад, від «утопленого» двигуна) [11]. Для парирування цього явища, яке проявляється в кінці роботи РУ при майже порожніх балонах з гелієм, доводиться або якимось витратним чином підвищувати тиск газу в баку, або залишати підвищені теплові залишки палива в баку.

Негативний вплив прогріву на параметри РУ проявляється найбільш помітно для тих компонентів палива, які використовуються поблизу лінії насичення (кисень, АТ). Так, при підвищенні температури LOX на вході в двигун на кожен градус в межах $85 \div 98 \text{ К}$ для бескавітаційної роботи ДУ необхідно підвищувати тиск газу в баку на $\sim 0,155 \cdot 10^5 \text{ Па}$. Для газобалонних СН дана ситуація особливо загострюється.

Розрахунок температури компонента палива на вході в РУ в даний час надзвичайно утруднений. Аналітичні критеріальні рішення (причому у відриві від фізичних умов процесу кипіння недогрітої рідини на вертикальній стінці) отримані для найпростіших випадків із залученням напівемпіричної інформації. У роботах Миронова В.М., Денисова К.П., Бершадського В.А., Кларка Д.А. наведені емпіричні залежності для ряду розрахункових випадків. Розглядалися такі випадки виключно для гладких циліндричних баків у відсутності витрати палива: прогрів тільки від аеродинамічного тепла; прогрів тільки від гарячих газів наддування; прогрів при спільній дії зазначених факторів.

Сучасне вафельний підкріплення стінок баків, гістерезис теплового потоку до стінок бака, вплив комплексу $(\lambda \rho)_m$ матеріалу і способу обробки внутрішньої поверхні бака на величину прогріву, практично виявилось поза

увагою дослідників. І найголовніше, не розроблені критерії вибору розрахункової схеми прогріву палива для сучасних баків із вафельним підкріпленням.

Аналіз технічної літератури показав відсутність закінчених методик розрахунку випаровування (кипіння) рідкого кисню під дією теплових потоків на активній ділянці траєкторії польоту при працюючій РУ.

Висновки до розділу 1

Незважаючи на успіхи СРСР в космосі в неї в експлуатації не було жодного носія, який з самого початку проектували саме як РН. В історичному аспекті аналогічно справи йшли і в США. Проведено ретроспективний аналіз наявної інформації по СН паливних баків РУ РН і МБР, методології їх проектування. Вивчено вигляд найбільш раціональних і тиражованих раніше конструкторських рішень. Знайдено причини, за якими ці вкрай цікаві СН перестали застосовуватись, виявлені основні невирішені наукові питання і сформульовані напрямки досліджень.

Вперше показано, що вся історія проектування СН паливних баків РУ пронизана прагненням підвищення їх характеристик, надійності шляхом спрощення їх конструкції і обслуговування за рахунок зведення до мінімуму зв'язків зі стартом. Вершиною цього напрямку слід вважати азотнокислотні МБР КБ «Південне» останніх поколінь. У них для потреб РУ зв'язків зі стартом не було взагалі. Всі ресурси для запуску РРД і його роботи в польоті були на борту ракети. При цьому температура РТН на вході в алюмінієві баки, які попередньо розігріті гарячим хімічним наддуванням, досягла значень $1100 \div 1300\text{K}$.

Аналогічної за рівнем СН можна вважати і останню кисневу МБР Р-9А, у якій РТН вироблялось в польоті також з основних компонентів палива. Єдиним зв'язком зі стартом по лінії РУ був передпускове наддування всіх паливних баків газом з підземних сховищ.

Встановлено, що практично всі РУ на LOX в Радянському Союзі до моменту початку проектування РН «Зеніт» використовували переохолоджений кисень, як правило, підвісні (без впливу аеродинамічного нагріву) кулясті паливні баки невеликого подовження). РТН застосовувалось з незначною температурою (до $\sim 520\text{K}$), вводилось в баки через пристрої складної конструкції з малою швидкістю.

Виявлено найбільш ефективні і конструктивно прості СН баків РУ:

- випаровуванням в теплообміннику РУ киснем (Фау-2, Р-1, Р-2, I ступінь РН Saturn-V, II ступінь РН 11K63 та ін.);
- відновлювальним ГГ високої температури ($T_{ex} \approx 1300\text{K}$ МБР 18М бак з НДМГ) і одночасно двох баків з висококиплячими компонентами (Р-11);
- «самонаддування» – створення тиску газу в баку за рахунок кипіння верхнього шару палива (частково реалізований в РУ Atlas-D, Titan-I, Titan-II);
- «хімічне» передпускове наддування (впорскування самозаймистого пального в баки) на третьому і четвертому поколінні МБР КБ "Південне".

Існуюча методологія проектування СН, в першу чергу, кисневих баків, розроблено стосовно до реалізованих конструкцій СН паливних баків РУ, зданих в експлуатацію. У математичних моделях приймається рівномірний розподіл температури газу у вільному обсязі бака, як по висоті, так і по його радіусу по всьому часу роботи РУ. Однак можливості забезпечення таких режимів і шляхи їх реалізації не розроблені і науково не обґрунтовані. Методики, що враховують одночасне спорожнення балонів з гелієм через складні тракти з ТО, з наддуванням паливного бака, відсутні. При проектуванні багатоблокових ступенів РН і багатоблокових РУ з урахуванням вимоги працездатності РН при одній відмові (найважча – відмова однієї РУ) СН проектується без урахування своєрідності перехідного періоду виключення аварійної РУ і його тривалості.

Для конкретних умов проектування відсутні підходи до вибору оптимальної швидкості введення РТН навіть для найбільш поширених РТН. Також відсутні рекомендації щодо зменшення провалу тиску газу в баку на

початку роботи гарячої СН, і щодо недопущення перегріву несучих верхніх днищ баків.

Не визначена фізична модель прогріву LOX в циліндричних несучих паливних баках з вафельним підкріпленням для передстартової і польотної ділянок роботи РУ при гарячому наддуванні.

Вихідний рівень параметрів СН на момент включення РРД після передпускового наддування не вивчений. У вітчизняній і світовій практиці приймають в розрахунках на момент старту РН рівномірний профіль кисню в баку і газу наддування в його вільному обсязі, що суперечить фізичному сенсу. Швидкість відновлення парів при стоянці РН з закритим ДК при передпусковому наддуванні не досліджена. Відсутні рекомендації щодо поліпшення параметрів систем передпускового наддування.

Аналіз технічної літератури показав відсутність методик розрахунку випаровування (кипіння) рідкого кисню в баках РУ з найбільш поширеним вафельним підкріпленням на активній ділянці траєкторії польоту. Дослідниками вивчені окремі аспекти теплофізики кипіння недогрітої рідини на вертикальній поверхні у великому обсязі. Однак для реальних польотних умов рекомендацій з урахуванням змінних перевантаження, аеродинамічного потоку, рівня тиску газу в баку, не вироблено. Так само не розроблені методики постановки експерименту з визначення швидкості випаровування кисню в циліндричних несучих баках на активній ділянці траєкторії польоту, самі абсолютні величини випаровування не отримані.

В існуючій методології проектування СН відсутня методика фізичного моделювання їх параметрів. Відпрацювання параметрів СН проводили на натурних баках там, де дозволяли потужності стендів. В іншому випадку проблему переносили на етап ЛКВ. Наприклад, для РН надважкого класу Н-1ЛЗ (місячний пілотований носій) планувалося 12 випробувальних пусків, в тому числі і для вибору прийнятною конструкції СН. Нез'ясовані технічні питання вирішувалися шляхом збільшення запасів РТН, введенням систем регулювання тиску газу в баку, що призводить до суттєвого ускладнення й

обтяження РУ. За підсумками ЛКВ не всі виявлені запаси можна зняти з борту РН.

Сучасні гарячі гелієві СН паливних баків ДУ з допалюванням окисного генераторного газу тиражують схеми п'ятдесятих років. Однак останні були розроблені для РРД без допалювання відновного газу, у яких температура теплоносія в ТО була на $500 \div 600$ градусів вище. Тому ефективність сучасних гарячих гелієвих СН вкрай низька особливо для РУ глибокого дроселювання.

Розглянуто перспективна надхолодна СН бака з РГ-1, яка істотно спрощує конструкцію раніше застосовуваної гарячої гелієвої системи. Крім зниження повної маси СН, вона має в наявності вже на етапі проектування весь потрібний обсяг вихідних даних для математичного моделювання її параметрів. Вона потребує ретельного вивчення її характеристик на етапі льотної відпрацювання (зокрема – температур газу в баку і пального на вході в двигун), створенні методики розрахунку її параметрів, визначення меж її застосовності.

РОЗДІЛ 2

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ В ЦИЛІНДРИЧНИХ БАКАХ РУ ПРИ РОБОТІ ГЕЛІЄВИХ СН

Результатом математичного моделювання параметрів СН повинні бути величини її основних параметрів. До них прийнято відносити ті, які входять в вагове зведення РН (на момент старту і на момент виключення РУ), а також ті, на які є обмеження по ТЗ (наприклад, температура і тиск палива на вході в ЖРД, тиск газу в баку, температура верхнього днища і ін.).

Фізичне моделювання параметрів СН має на меті уточнення витрат на наддування, визначення впливу ряду факторів на параметри СН, а також, в результаті, підтвердження основних характеристик СН. За підсумками фізичного моделювання параметрів СН оформлюється допуск Державної комісії до проведення вогневих наземних випробувань ступенів РН і допуск РН до ЛКВ.

2.1 Методика математичного моделювання параметрів гелієвих СН циліндричних баків РУ ракет-носіїв

Сучасні методи моделювання тепло- і масообмінних процесів, як відомо, базуються на диференціальних рівняннях руху, нерозривності, теплопровідності і дифузії [80]. Стосовно до газового обсягу бака, кількості РТН, які постійно збільшуються (при працюючому РРД), залучаються диференціальні рівняння термодинаміки тіл змінної маси [81].

Знайти рішення рівнянь нерівноважної термодинаміки в загальному вигляді стосовно до внутрішньобакових процесів на сьогоднішній день не вдається. Тому вихідну систему рівнянь доводиться спрощувати шляхом скорочення числа зв'язків в початкових і крайових умовах [82]. Також не розглядаються явища, які слабо впливають на підсумковий результат.

Таким чином, математичну модель внутрішньобакових процесів можна звести до системи основних рівнянь термодинаміки тіл змінної маси, нестационарних рівнянь теплопровідності для твердих тіл (стінки бака, балонів), рівнянь енергії для потоків теплоносіїв з граничними умовами, або з умовами сполучення на кордонах розділу. Зручно приймати в нашій задачі граничні умови III роду, що зазвичай і роблять.

Основна складність вирішення цієї системи рівнянь полягає в тому, що для етапу проектування РК внутрішня структура підсистем ще не визначена. Причина – відсутність необхідного обсягу інформації (реальні теплові і гідравлічні характеристики ТО, опір і довжини магістралей наддування і т.д.). Завдання, як уже зазначалося, доводиться спрощувати: рух теплоносіїв (РТН) – одномірний; теплообмін між РТН і стінками бака, балонів, поверхнею рідкої фази відбувається за законом Ньютона-Рихмана; на нестационарних режимах тепло- і масообміну справедливі стаціонарні залежності; кипіння LOX визначається за окремим алгоритмом з урахуванням розрахункового рівня тиску газу в баку; поки струмінь РТН добиває до дзеркала палива – температурна стратифікація газу в баку відсутня, далі по часу роботи СН, коли струмінь РТН не доходить до дзеркала – за окремим алгоритмом [83]; концентрація газів по висоті вільного об'єму бака і його радіусу однакові в кожен момент часу роботи РУ.

У розглянутій постановці завдання стосовно баку з LOX потоків теплоносіїв може бути як мінімум два на вході, і один на виході (скидання надлишку газу через запобіжний клапан – ЗК). Наприклад, для баків з LOX I і II ступенів РН «Зеніт» їх по три. Це «гарячий» і «холодний» гелій, кисень, який випаровується (википає). Останній викликаний аеродинамічним тепловим потоком в стінки бака, трансформується в прогрів стінки, LOX в пристінковому шарі, його кипіння на стінці з попаданням бульбашок в великий обсяг недогрітої рідини з подальшою конденсацією і частковим попаданням в вільний обсяг бака.

При тиску гелію в балонах сучасних СН $23 \div 35$ МПа і його температурах $T \leq 90\text{K}$ необхідно розглядати модель реального газу. Відмінності від моделі ідеального газу (рівняння Клапейрона) по щільності гелію можуть становити в нашому випадку $30 \div 35\%$. У представленні Ван-дер-Ваальса в роботі апроксимовані відомі на кінець сімдесятих років минулого століття експериментальні дані по щільності для гелію. Вони представлені у вигляді залежності коефіцієнта стисливості z від тиску в балонах P_6 і температури гелію всередині балонів T_6 (похибка $\sim 1\%$ в діапазоні температур гелію $50 \div 323\text{K}$ і тиску $1 \div 200 \cdot 10^5$ Па). Обробка сучасного обсягу експериментальних даних по стисливості гелію, включаючи стандарт США, дозволила нам отримати апроксимацію щільності гелію в поданні А.І. Бачинського (ортометричне рівняння стану) з похибкою близько $0,1\%$ в нашому діапазоні температур і тисків [84].

До основних параметрів СН, які потребують свого визначення, відносять наступні. Стосовно до балонів – це поточний та кінцевий (на момент виключення РУ) тиск гелію в балонах, поточна температура гелію в балонах, початкова і кінцева вага газу в балонах, витрата гелію з балонів на наддування. Стосовно до паливних баків – це тиск суміші гелію і кисню в баку (поточний і на момент виключення РУ), середньомасова температура газу в баку, температура конструкції бака (верхнього днища), маса гелію і кисню в баку (початкова, поточна і кінцева) за часом польоту, температура LOX на вході в РРД. Методика, що враховує процеси у всій газобалонній СН, при провідній участі автора була вперше розроблена і підтверджена при проектуванні і відпрацювання СН баків ДУ I і II ступенів РН 11K77 («Зеніт») і I ступеня РУ РН 11K25 (РН «Енергія»).

При математичному моделюванні прийняті традиційні для такого класу задач додаткові припущення:

- початкові температури гелію в балоні, його конструкції, та температура рідкого кисню, що оточує балон, рівні;
- тиск газу в баку не впливає на витрату гелію з балонів.

В якості вихідних даних задаються початковий тиск гелію в балонах і в баку, температура поверхні кисню, конструкції бака, величини початкового вільного об'єму газу в баку. Також повинні бути задані витрата окислювача з бака по часу, мінімальна температура РТН на вході в бак (на підставі ТЗ), максимальний опір трактів наддування при всіх можливих поєднаннях роботи ЕПК наддування; маса балонів; конструкція бака і його підкріплення (площі теплообміну); масиви залежностей теплофізичних властивостей гелію, LOX, матеріалів балонів, бака від температури.

Наведена методика дозволяє враховувати ряд основних впливових факторів. В першу чергу, це стисливість гелію при криогенних температурах і високому тиску, теплообмін між гелієм, стінкою балона і рідким киснем, а також між газом в баку, його стінками (з урахуванням аеродинамічного нагріву в польоті) і поверхнею кисню в баку, фактичного опору трактів наддування з урахуванням логіки роботи системи підтримки потрібного тиску газу у вільному обсязі бака.

Диференціюючи за часом роботи СН рівняння для внутрішньої енергії газу в балоні і застосовуючи перший початок термодинаміки з урахуванням $V_\phi = \text{const}$ і $k = \text{const}$ (V_ϕ – внутрішній об'єм балонів, а k – показник адіабати гелію) можна отримати величину зміни тиску газу в балонах

$$\dot{P}_\phi = \frac{z(k-1)}{V_\phi} \cdot \left[\dot{Q}_\phi + \frac{k\dot{m}_\phi R T_\phi}{k-1} \right] + \frac{\dot{z}}{z} P_\phi, \quad (2.1)$$

где $\dot{Q}_\phi$ – тепловий потік від конструкції балона до газу;

$\dot{m}_\phi$ – витрата гелію з балонів;

T_ϕ – температура гелію в балонах;

P_ϕ – абсолютний тиск гелію в балонах.

Тепловий потік від конструкції балонів до гелію всередині них

$$\dot{Q}_\phi = F_\phi \alpha_\phi (T_{w\phi} - T_\phi) = \frac{Nu \cdot \lambda(T_\phi) \cdot F_\phi}{d_\phi} (T_{w\phi} - T_\phi),$$

где F_ϕ – внутрішня поверхня приведенного балона;

α_{δ} – коефіцієнт тепловіддачі від газу в балоні до його конструкції;

$T_{w\delta}$ – середня температура конструкції балона;

Nu – число Нуссельта для газу всередині балона;

$\lambda(T_{\delta})$ – коефіцієнт теплопровідності газу;

d_{δ} – приведений діаметр балона.

Використовуємо апробовану залежність для визначення числа Нуссельта [71] для різних газів (гелій, азот, повітря, аргон) в широкому діапазоні зміни тисків $1 \div 300 \cdot 10^5$ Па і температури газу в балоні $100 \div 420$ К

$$Nu = 0,1 \cdot (Gr \cdot Pr)^{0,33},$$

де Gr, Pr – числа Грасгофа і Прандтля відповідно.

Тепловий потік від LOX в баку до конструкції балона представимо у вигляді

$$\dot{Q}_{\delta n} = Nu_n \lambda_n F_{\delta} (T_n - T_{w\delta}) / d_{\delta},$$

где Nu_n – число Нуссельта для кисню із зовнішнього боку балона;

T_n, λ_n – температура і коефіцієнт теплопровідності LOX.

Для визначення Nu_n скористаємося залежністю для умов тепловіддачі при вільній конвекції [48]

$$Nu_n = 0,135 \cdot (Gr \cdot Pr)_n^{0,33},$$

де $(Gr \cdot Pr)_n$ – добуток чисел Грасгофа і Прандтля для LOX - середовища, що оточує балони і віддає їм тепло.

З рівняння теплового балансу для стінки балона можна отримати

$$T_{w\delta} = (\dot{Q}_{\delta n} - \dot{Q}_{\delta}) / [c_{\delta}(t) m_{w\delta}],$$

где $c_{\delta}(t)$ – питома теплоємність матеріалу балона; $m_{w\delta}$ – маса балонів.

Секундна витрата гелію з балонів дорівнює [47]

$$\dot{m}_{\delta} = \frac{2,28 \cdot P_{\delta} f_{np}}{(z R T_{np} \cdot [1 + 5,2 \cdot \xi_{np}])^{0,5}} \quad (2.2)$$

де f_{np} , ξ_{np} , T_{np} – наведена площа, коефіцієнт опору, температура по всьому тракту наддування.

При математичному моделюванні СН (рис.1.3) немає іншого виходу, як прийняти в якості T_{np} мінімальну температуру гелію по ТЗ після ТО за часом роботи РУ. Тоді f_{np} при першому включеному ЕПК має такий вигляд (дані для РД-171): $f_{np1} = 41,4 \times 10^4 / T_{np} + 20$.

При всіх включених ЕПК залежність трансформується:

$$f_{np4} = 6,7 \times 10^4 / T_{np} + 20.$$

Більш детально обговоримо формулу 2.2 і її складові, значення яких мають принциповий характер не тільки для СН, але і для всього РН в цілому. На етапі проектування РК, природно, ще немає точних даних по опору трактів наддування, числу поворотів, температурних компенсаторів, зварних швів, кількості агрегатів автоматики і їх опору. Сказане повною мірою відноситься і до ТО, який ще також проектується. У ТЗ лише зазначено, що перепад на ньому повинен бути, наприклад для РД-171, не більше 15 кгс/см^2 при витраті гелію $0,4 \text{ кг/с}$ і температурі 90К . При цьому температура гелію повинна складати на виході з ТО $573 \pm 70\text{К}$ на номінальному режимі роботи РУ (дані для РД-171).

Тому аналіз точності складових формули 2.2 зобов'язує вже на етапі проектування приймати рішення компенсаційного характеру: вводити двоконтурну систему підтримки потрібного тиску газу в баку (по ТЗ на РК будь-яка система повинна бути працездатна при одній відмові) [85]. Далі, витрати гелію на наддування слід приймати з запасом, опір трактів і ТО приймати максимальним по ТЗ, в якості температури гелію за ТО брати в розрахунки мінімальну по ТЗ. Час включення першого ЕПК наддування (на етапі виходу РРД на режим 100%) доцільно призначити «плаваючим». Саме за цими даними і піде проектування РУ і РН, подальше відпрацювання параметрів СН, її складових, паливних баків.

До чого це призведе в подальшому [86]? Розрахунковий діапазон тиску газу в баку буде розширено, відповідно, налаштування ЗК буде збільшене. Її максимальне значення є визначальною величиною при розрахунках бака на міцність з подальшими багатогранними етапами випробувань. Паливний бак вийде перевантаженим. Для забезпечення підвищеної витрати гелію доводиться приймати магістралі, температурні компенсатори і дозуючі жиклери збільшеного діаметру. Відповідно, необхідно збільшити і кількість балонів з гелієм.

За підсумками декількох льотних випробувань з'явиться певна ясність по параметрам СН. Причому, з великою ймовірністю, можна припустити, що найбільш важкий випадок для роботи СН не станеться. Цей випадок включає в себе вірогідну реалізацію: мінімального початкового тиску гелію в балонах СН; мінімального вільного об'єму газу в баку на момент старту; максимальної витрати окислювача з бака на момент виключення РРД; мінімальної температури гелію після ТО, максимального опору трактів наддування і ТО і т.д.

Після уточнення за підсумками ЛКВ потрібної секундної витрати гелію на наддування що реально можна уточнити. Можна буде зменшити розмір жиклерів, які дозують витрати гелію, уточнити час включення першого ЕПК наддування, зменшити число балонів з гелієм, зменшити площу вихідного перетину газопровода (щоб зберегти раніше апробовану швидкість введення гелію в бак). Знизити налаштування ЗК і полегшити бак при вдалих ЛКВ навряд чи вийде, бо це потребує повторення всього обсягу випробувань бака, зміни технології його виготовлення і умов приймальних випробувань у виробництві. Теж відноситься і до зміни розмірів магістралей наддування з температурними компенсаторами.

Щоб провести наступні поліпшення треба завчасно передбачити ряд технічних заходів [86]. Уже на етапі проектування на певній кількості перших РН розміщення жиклерів має бути в легкодоступних місцях біля люків на різних з'єднаннях (надалі - зварні). Для збереження (або для уточнення)

швидкості введення РТН в бак в газопроводі повинна бути передбачена знімна шайба у вихідному перерізі. Кріплення балонів з гелієм в баку повинне дозволяти їх нескладний демонтаж.

Далі, ведемо математичне моделювання параметрів гелієвої СН. Зміна тиску газу в паливному баку має вигляд

$$\dot{P} = \frac{\bar{k}-1}{V} \left[\dot{Q}_{\Sigma} + \frac{k}{k-1} R \cdot T \cdot \dot{m}_o + \frac{k_s}{k_s-1} R_s \cdot T_s \cdot \dot{m}_s - \frac{\bar{k}}{k-1} P \dot{V} + \frac{\dot{k} \cdot p \cdot V}{(\bar{k}-1)^2} \right], \quad (2.3)$$

где V – поточний вільний обсяг газу в баку;

$\bar{k}, k, k_s$ – показники адіабати суміші газу у вільному обсязі бака, гелію, парів кисню в баку відповідно;

$\dot{m}_s$ – секундний прихід парів кисню в вільний обсяг бака;

R_s – газова стала парів кисню;

$\dot{Q}_{\Sigma}$ – сумарний тепловий потік від газу в граничні поверхні в баку;

T – поточна середньомасова температура газу в баку;

$\dot{V}$ – секундна об'ємна витрата палива з бака.

Баланс теплових потоків від газу наддування в баку при відсутності конденсації парів палива і хімічних реакцій у вільному обсязі бака, має вигляд

$$\dot{Q}_{\Sigma} = \dot{Q}_{жс} + \dot{Q}_w,$$

де $\dot{Q}_{жс}$ – тепловий потік від газу наддування до компоненту палива;

$\dot{Q}_w$ – тепловий потік від газу наддування до стінок бака.

Теплові потоки від стінки бака і від вільної поверхні палива в баку до газу наддування визначаються з відомих залежностей тепловіддачі при природній конвекції [5].

Поточна температура стінки бака виходить з рівняння теплового балансу для стінки бака

$$T_{wi} = \frac{\alpha_w T \Delta \tau + q_{aэp} \Delta \tau + c_w \rho_w \delta_w T_{w(i-1)}}{\alpha_w \Delta \tau + c_w \rho_w \delta_w},$$

где α_w – коефіцієнт тепловіддачі від стінки бака до газу наддування;

$\Delta\tau$ – крок інтегрування;

$q_{азр}$ – питомий аеродинамічний потік в стінку бака в польоті;

c_w, ρ_w, δ_w – питома теплоємність, щільність і товщина стінки бака.

Поточна середньомасова температура газу в баку визначається з рівняння стану ідеального газу

$$T = PV / R_{\Sigma} m_{\Sigma},$$

де $m_{\Sigma} = m_{HE} + m_s$ – поточна маса гелію і парів кисню в баку.

Наведена система рівнянь вирішується будь-яким методом наближених обчислень, наприклад, методом Ейлера з кроком інтегрування 0,1 с.

Розроблена методика розрахунку параметрів СН дозволяє виявити основні впливові фактори на величину тиску газу в баку. Це в рамках прийнятої моделі, в першу чергу, витрата і температура гелію на наддування.

Порівняння результатів математичного моделювання параметрів СН за розробленою методикою з експериментальними даними показує наступне. Після експериментального уточнення повного опору трактів, температури гелію за ТО за часом роботи РУ, розбіжності по тиску газу в баку не перевищують 8% на початку і 5% в кінці роботи гарячої СН.

Слід відзначити, що в надхолодної СН бака пального РД-171 через дуже короткі тракти наддування можна реалізувати критичний перепад тиску на дозуючих жиклерах. Це забезпечує високу точність розрахунків. Діапазон тиску газу в баку, отриманий на етапі проектування РН, за підсумками 86 пусків повністю відповідає фактичному (похибка не більше 3%).

2.2 Методика фізичного моделювання параметрів СН

Аналіз технічної літератури з актуальної для нас проблеми, призводить до невтішного висновку – класичне фізичне моделювання параметрів сучасних СН навряд чи можливо [32, 81, 82]. Такий висновок отримано на підставі аналізу одночасного протікання в польоті всередині баків цілого ряду складних

різномірних явищ теплового (досягнутий рівень температур газу наддування на вході в тонкостінні алюмінієві баки до $\sim 1300\text{K}$), газодинамічного, гідравлічного, масообмінного характеру. Через дорожнечу випробувань в натурних умовах, а в ряді випадків – і неможливості їх проведення, внутрішньобакові процеси вивчені далеко недостатньо і лише для найпростіших умов. Цій проблемі присвячено взагалі вкрай мало досліджень комплексного характеру.

Відомі окремі рекомендації по оцінці прогріву палива при бічному теплопідводі для циліндричних баків, по автономній продувці пристроїв введення газу наддування в баки на моделях, по наближеному перерахунку отриманих результатів на натуру відповідно по числах Релея і Рейнольдса [52], [69], [87].

Метою проведених досліджень є:

- створення методу прискореного фізичного моделювання параметрів СН з прийнятною точністю і достатньо простому в реалізації [88];
- здійснення оцінки точності отриманих результатів і формулювання напрямків подальшого вдосконалення запропонованого методу фізичного моделювання, в тому числі – і конструктивними шляхами [85, 86].

Не викликає сумнівів, що модельний бак, на якому слід проводити дослідження з метою уточнення і підтвердження необхідних параметрів обраної СН, повинен бути геометрично подібний до натурального. Це стосується і його внутрішньої наповнення (підкріплення).

Ключовим і найбільш відповідальним моментом в даному питанні є вибір лінійного масштабу моделювання n . Природно, що чим менше модельний бак, тим швидше його можна виготовити і простіше організувати випробування з впливом на нього основних факторів, що впливають (мається на увазі вантажопідйомність стенду). Однак, розуміючи, що мова йде про наближене моделювання, тут необхідний ретельний аналіз. Адже чим далі ми відхиляємось від реальних умов, тим менше ступінь довіри до отриманих експериментальних результатів.

Надалі, при виборі діаметра модельного бака d_m в першу чергу необхідно враховувати наявність на заводах-виробниках оснастки. Інакше процес виготовлення модельного бака може бути вкрай дорогим (індивідуальне оснащення) і зайняти більше часу, ніж відпущено на розробку всього РК.

Для ілюстрації можна навести приклад вибору діаметра першої дніпропетровської балістичної ракети Р-12 (дальність 2000 км, діаметр 1652 мм, не властивий нашому менталітету). Головному конструктору М.К. Янгеля довелося відмовитися від існуючих на той момент часу канонів в проектуванні РДД. Він пішов на серйозні ускладнення конструкції (підвищене подовження ракети, посилення міцності, виконання бака окислювача з двох частин з клапаном переливу та ін.). Заради використання наявної оснастки від Фау-2 (дальність 300 км) «загальноприйнятого» подовження.

З іншого боку необхідно, щоб на моделі протікали ті ж фізичні процеси, що і в натурному баку. Однак зі зменшенням масштабу моделювання необхідно зменшувати і величини факторів, що впливають, в тому числі, наприклад, величину питомої теплового потоку в стінку бака. На штатному баку, з LOX, в натурних умовах реалізується на його вертикальній стінці режим бульбашкового кипіння. У порівнянні з режимом вільної конвекції він призводить до підвищеного знімання тепла зі стінки баку, і, в результаті, більшого прогріву верхнього шару LOX в баку. Це в свою чергу може вимагати прийняття конструктивних заходів – перемішування LOX в польоті, підвищення тиску газу в баку в кінці роботи ДУ для забезпечення безкавітаційної роботи відцентрових насосів на прогрітому LOX.

Істотно спрощує організацію фізичного моделювання можливість використовувати натурні газ наддування, компонент палива, матеріал обичайок бака і технологію їх виготовлення. Це знімає питання моделювання по числах Pr . Такий шлях в ряді випадків цілком реалізуємий.

В умовах сучасного проектування найбільш плідним, на наш погляд, є наступний підхід до наближеного моделювання. Згідно з ним тиск газу в модельному і натурному баках за часом роботи СН повинні бути рівні, тобто $P(\tau)_n = P(\tau)_m$ і відповідно $\dot{P}(\tau)_n = \dot{P}(\tau)_m$. Це дозволяє використовувати на моделі розроблені для натурної РУ унікальні алгоритми системи регулювання тиску газу в баках, натурні сигналізатори тисків, агрегати автоматики, засоби вимірювання. Далі, однаково рівні тиски газу в баку за часом випробувань забезпечують однакові межі прогрівання палива в баках. Все це разом узятє істотно спрощує, прискорює і здешевлює проведення моделювання параметрів СН.

Певним недоліком даного підходу є те, що процеси всередині бака мають яскраво виражений нестационарний характер, а вплив числа Фур'є (Fo) залишається за рамками розгляду. Загальновідомо, що рівність чисел Фур'є взагалі дотримати вкрай складно в задачах подібного роду [80, 81].

Наведемо приклад. Масштаб моделювання $n = 3,1$. Натурна СН працює 140 с. РУ здійснює періодичне дроселювання (зменшення тяги за рахунок зменшення витрати палива з бака за певним законом). Вихід сучасного ТО на режим по температурі газу наддування по ТЗ становить ~ 25 с. Витрата гелію з балонів на наддування за часом, в загальному випадку, регресна з підтримуючими стрибками витрати. Очевидно, що технічно організувати всі динамічні процеси в реальному часі випробування «стислими» в ~ 10 разів і провести адекватне випробування за ~ 14 з практично неможливо. Чимось доводиться жертвувати.

Ключовими для визначення режимів модельного відпрацювання є відома математична модель процесів ідеального газу [81] і рівняння термодинаміки тіл змінної маси. Стосовно до швидкості зміни тиску газу в баку за часом наддування для найпростішого випадку (без роботи запобіжного клапана, хімічних реакцій у вільному обсязі бака, конденсації складових газ наддування і т.п.) рівняння має вигляд (2.3).

Для отримання основних співвідношень параметрів моделі і натури прийємо спрощують припущення:

- внутрішнє силове підкріплення (розміри вафлі, шпангоути) штатного і модельного бака геометрично подібно;
- матеріал стінок бака, компонент палива, газ наддування і його температура на вході в бак за часом роботи РУ на натурі і моделі однакові;
- прогрівання верхнього шару палива визначається переважно аеродинамічним тепловим потоком.

Взявши до уваги, що $\dot{V}_m = \dot{V}_n / n^3$ для забезпечення рівності $\dot{P}_m = \dot{P}_n$, всі члени вищенаведеного рівняння стосовно $\dot{P}_m$ треба зменшити в n^3 раз. Тоді співвідношення по енергії, що вноситься в модельний бак газом наддування має виглядати щодо натурного бака наступним чином

$$\left(\frac{k_i}{k_i - 1} \dot{m}_i R T_{ex} \right)_m = \left(\frac{k_i}{k_i - 1} \dot{m}_i R T_{ex} \right)_n / n^3.$$

Звідси витікає що $\dot{m}_{im} = \dot{m}_{in} / n^3$.

З урахуванням прийнятих припущень, а саме - на моделі і натурі використовується киплячий кисень, можна записати:

$$k_{sm} = k_{sh}, R_{sm} = R_{sh}, T_{sm} = T_{sh}.$$

Енергія, що підводиться до газу наддування в баку за рахунок випаровування кисню:

$$\left(\frac{k_s}{k_s - 1} \dot{m}_s R_s T_s \right)_m = \left(\frac{k_s}{k_s - 1} \dot{m}_s R_s T_s \right)_n.$$

Звідси витікає, що повинно виконуватися співвідношення $\dot{m}_{sm} = \dot{m}_{sh} / n^3$.

Будемо вважати, що масообмін у вільному обсязі нетеплоізовованого бака при наддуванні гелієм, в основному визначається аеродинамічним тепловим потоком. Ґрунтуючись на результатах досліджень по кипіння в пристінковому шарі недогрітої рідини у великому обсязі [103], можна вважати, що парові бульбашки прориваються в вільний обсяг бака лише з певної глибини h_s :

$$\dot{m}_s = A q_{aep} \pi d_o h_s,$$

де A – коефіцієнт пропорційності (експериментальний).

Отриманий вираз нескладно привести до доцільного для нас виду:

$$(Aq_{aэp} \pi d_{\sigma} h_s)_{\mathcal{M}} = (Aq_{aэp} \pi d_{\sigma} h_s)_{\mathcal{H}} / n^3.$$

Звідси нескладно отримати $q_{aэp\mathcal{M}} = q_{aэp\mathcal{H}} / n$.

Співвідношення для складової внутрішньобакової енергії:

$$\left[\frac{\dot{k}_{\Sigma}}{(k_{\Sigma} - 1)^2} PV \right]_{\mathcal{M}} = \left[\frac{\dot{k}_{\Sigma}}{(k_{\Sigma} - 1)^2} PV \right]_{\mathcal{H}} \cdot \frac{1}{n^3} \quad \text{виконується автоматично.}$$

Таким чином рівняння енергії має вигляд

$$\left(\frac{k_{\Sigma} PV}{k_{\Sigma} - 1} \right)_{\mathcal{M}} = \left(\frac{k_{\Sigma} PV}{k_{\Sigma} - 1} \right)_{\mathcal{H}} \cdot \frac{1}{n^3}$$

впливає, що $\dot{V}_{\mathcal{M}} = \dot{V}_{\mathcal{H}} / n^3$.

Аналогічно отримуємо вираз для енергії теплообміну між газом наддування і конструкцією бака:

$$[S_w \alpha_w (T - T_w)]_{\mathcal{M}} = [S_w \alpha_w (T - T_w)]_{\mathcal{H}} \cdot 1 / n^3.$$

З отриманого виразу впливає

$$[\alpha_w (T - T_w)]_{\mathcal{M}} = [\alpha_w (T - T_w)]_{\mathcal{H}} \cdot 1 / n. \quad (2.3.10)$$

Розглянемо складові цього рівняння. Середньомасову температуру газу у вільному обсязі бака визначаємо наступним чином:

$$T = \frac{PV}{m_{\Sigma} R_{\Sigma}}.$$

Відповідно до прийнятого раніше підходом до моделювання $P_{\mathcal{M}} = P_{\mathcal{H}}$.

Сумарну масу газу у вільному обсязі бака визначаємо як

$$m_{\Sigma} = \int_0^{\tau} \dot{m}_i d\tau + \int_0^{\tau} \dot{m}_s d\tau.$$

$$\text{Тоді } T_{\mathcal{M}} = \left(\frac{PV}{m_{\Sigma} R_{\Sigma}} \right)_{\mathcal{M}} = \frac{(PV)_{\mathcal{M}}}{n^3 R_{\Sigma}} \cdot n^3 / m_{\Sigma} \text{ и } T_{\mathcal{M}} = T_{\mathcal{H}}.$$

Використовуючи відомий вираз для коефіцієнта тепловіддачі в умовах природної конвекції [81]

$$\alpha_w = \frac{1,5 \cdot (T - T_w)^{0,5}}{T} \quad \text{отримаємо} \quad \alpha_w (T - T_w) = 1,5 \cdot (T - T_w)^{1,5}.$$

З рівняння (2.3.10) з урахуванням $T_m = T_n$ впливає

$$(T - T_w)_m^{1,5} = (T - T_w)_n^{1,5} / n,$$

$$\text{або } (T - T_w)_m = (T - T_w)_n / n^{0,67}.$$

З отриманого виразу видно, що температура конструкції моделі при прийнятому підході буде нижча за температуру конструкції натури, тобто

$$T_{wm} < T_{wn} \quad \text{и} \quad \dot{T}_{wm} < \dot{T}_{wn} \quad (2.3.12)$$

Зміну температури конструкції бака за часом роботи системи наддування визначаємо за рівнянням

$$\dot{T}_w = \frac{q_{aep} - \alpha_w (T - T_w)}{(c\rho\delta)_w}.$$

Враховуючи, що $q_{aepm} = q_{aepn}/n$, а коефіцієнт тепловіддачі в стінку α_w не залежить від геометричних розмірів бака, для забезпечення залежності (2.3.12) досить виконати співвідношення

$$(c\rho\delta)_{wm} = (c\rho\delta)_{wn} / n \quad \text{или} \quad \delta_{wm} = \delta_{wn} / n.$$

Втрати тепла від газу наддування в поверхню компонента палива повинні співвідноситися на моделі і натурі як

$$[\alpha_s S_s (T - T_s)]_m = [\alpha_s S_s (T - T_s)]_n / n^3.$$

З отриманого виразу з урахуванням (2.5.2) впливає

$$[\alpha_s (T - T_s)]_m = [\alpha_s (T - T_s)]_n / n. \quad (2.5.14)$$

Як зазначалось, прогрів компонента палива в баку в основному залежить від рівня аеродинамічних теплових потоків в стінку бака і може бути оцінений

$$\text{за рівнянням [105]} \quad \Delta T = \frac{4q_{aep}\tau}{c\rho d} + Aq_{aep}^{3/4}.$$

Використовуючи отримані раніше співвідношення можна записати:

$$\Delta T_m = \frac{4q_{aepn}n\tau}{c\rho d_n n} + \frac{Aq_{aepn}^{3/4}}{n^{3/4}}. \quad (2.5.15)$$

Як видно з рівняння (2.5.15), складові прогріву кисню залежать в різному ступені від коефіцієнта моделювання. Далі, прогрів компонента на моделі буде менше, ніж в натурних умовах. Цей висновок поширюється і на абсолютне значення температури палива, тому що $T_s = T_{s0} + \Delta T$.

Ситуацію в даному випадку може виправити регульована СН. Така система може обмежити тиск газу в баку рівнем, наприклад, $\sim 1,6 \cdot 10^5$ Па, що не дозволить рідкому кисню нагріватись вище рівноважної температури $T_s = \sim 95\text{K}$ як в модельному баку, так і в натурному. Тому при роботі регульованою СН можна вважати $T_{sm} \approx T_{sh}$.

Залежність для коефіцієнта тепловіддачі від газу наддування до поверхні компонента палива в баку, за винятком короткочасної початкової ділянки впровадження струменя газу в паливо, зазвичай використовують наступну [1]

$$\alpha_s = A(T - T_s)^{1/3} \left(\frac{2P}{T_s + T} \right)^{0,7}.$$

При $P_m = P_n$, $T_m = T_n$, $T_{sm} = T_{sh}$ отримаємо $\alpha_{sm} = \alpha_{sh}$.

Вочевидь, що при таких умовах виконати співвідношення (2.5.14) не представляється можливим. З цього випливає, що теплообмін між газом наддування і поверхнею компонента палива в баку моделі буде відбуватися більш інтенсивно, ніж в натурному баку. Це призведе в натурному баку до збільшення середньомасової температури газу у вільному обсязі, а, отже, і до збільшення тиску газу в ньому. З урахуванням роботи системи регулювання тиску газу в баках, необхідно констатувати, що потрібний діапазон тиску газу в натурному баку буде забезпечений меншою витратою газу наддування ніж випливає з співвідношення $m_{im} = m_{in}/n^3$.

Основні отримані співвідношення параметрів моделі і натури наведені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1 - Підсумкові співвідношення параметрів моделі і натури

№ з/п	Найменування параметру	Розрахункове співвідношення параметрів
----------	------------------------	--

1	Лінійні розміри	$L_M = L_H/n; D_M = D_H/n$
2	Об'єм бака	$V_M = V_H/n^3$
3	Витрата компонента з бака	$\dot{V}_M = \dot{V}_H/n^3$
4	Температура газу наддування на вході в бак	$T_{ex.M} = T_{ex.H}$
5	Питомий аеродинамічний тепловий потік	$q_{aep.M} = q_{aep.H}/n$
6	Товщина стінки бака	$\delta_M = \delta_H/n$
7	Витрата газу на наддування	$\dot{m}_{iM} = \dot{m}_{iH}/n^3$
8	Робочий запас газу наддування	$m_{iM} = m_{iH}/n^3$

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 методики підтверджено при ЛКВ РН «Зеніт» і «Енергія».

2.3 Аналіз впливу прийнятих припущень при математичному та фізичному моделюванні на параметри СН

Проаналізуємо отримані співвідношення [86] Геометрична подібність виконано, числа Прандтля однакові. Початкові і граничні умови також однакові. У разі рівного розподілу тисків газу в баках і температур газу на вході в баки, часу роботи СН товщина стінки моделі не може бути в n разів менше натурної за умовами міцності. Фактично вона у моделі повинна бути така ж, як і у натурального бака, тобто $\delta_M = \delta_H$. До чого збільшена товщина стінки приведе на модельних випробуваннях? Зовнішній тепловий потік через товсту стінку до палива і газу на моделі буде меншим, а теплові втрати від газу наддування у вільному обсязі бака будуть більшими. В результаті середньомасова температура LOX і газу в баку на моделі (а з нею і тиск газу) будуть менше, ніж в натурних умовах. Причому, чим більша абсолютна величина масштабу моделювання, чим далі ми йдемо від натури, тим зазначені відмінності збільшуються.

Далі, при виготовленні модельного бака за тією ж технологією, що і натурального, щільність центрів паротворення на одиницю поверхні виходить аналогічною. Цей технологічний нюанс призводить на моделі до підвищеного знімання тепла і прогріванню верхнього шару палива і, відповідно, до підвищеного випаровування кисню з його поверхні. З одного боку, це збільшує масу пара у вільному обсязі бака, з іншого – знижує середньомасову температуру газу в баку моделі. При цьому перевантаження (виштовхуюча сила на більш легкий прикордонний шар при конвекції), притаманне польотним умовам і яка веде до перемішування шарів, не враховувалось.

При виведенні співвідношень лише приймалося, що інтенсивність теплообміну газу з граничними поверхнями бака повинна бути однаковою. При формальному моделюванні перерахунки геометрії пристрою введення газу в бак можна робити по числу Re . Однак, як відомо, фізичні процеси взаємодії неізотермічного струменя з поверхнею палива моделюються за числом Вебера (We) або по безрозмірній в'язкості M [83].

Викладена методика дозволяє проводити моделювання з урахуванням всіх основних факторів, що впливають (крім поздовжнього перевантаження). Отриманий результат є оцінкою зверху по запасах РТН при його прогнозованій температурі на вході в бак. Прийняті допущення, що базуються на позитивному п'ятдесятирічному досвіді робіт з гарячими СН, дозволяють провести модельні випробування в найстиглиший термін, відведений на розробку РК.

2.3.1 Вирішення проблеми провалу тиску газу в баку на початковій ділянці роботи гарячої СН

За межами розгляду фізичного і математичного моделювання залишилися параметри СН в початковий момент часу. При мінімальних початкових вільних обсягах газу в баку помилки з визначенням величини потрібної витрати РТН можуть мати катастрофічні наслідки. Саме запуск РРД є найвідповідальнішою ділянкою його роботи, на якій відбувається більшість аварій.

Проблема моделювання тиску газу в баку на початковій ділянці польотного наддування полягає, як мінімум, з двох аспектів. Перший, це істотні похибки забезпечення потрібної витрати гелію на наддування. При математичному моделюванні традиційно приймалось, що температури першої порції гелію, жиклера, дозуючого витрати гелію на наддування, відповідають температурі гелію в балонах. Температура РТН на вході в бак в перші секунди наддування при моделюванні взагалі призначалась з досвіду.

Насправді жиклер і обсяг газу між ЕПК за балонами і зворотним клапаном перед баком, має температуру відсіків. Вона може змінюватися в діапазоні $\pm 30\text{K}$. При фізичному ж моделюванні забезпечують розрахункову витрату гелію, а не фактичну, зменшену і невизначену.

Другий аспект – струмінь теплого гелію в криогенному баку в польоті потрапляє під дію більшої величини сили, що виштовхує, через наявність перевантаження. Вихідний перетин газопровода знаходиться поблизу самого дзеркала LOX. У цей момент реалізуються відмінні від природної конвекції умови теплообміну і масообміну. Цей важливий нюанс, посилений перевантаженням, ні математичне моделювання, ні фізичне не враховує.

Перший аспект навряд чи можна усунути уточненням моделювання. Занадто багато тут невідомих. Найбільш раціональний шлях конструктивний.

Захолодження жиклера з магістралями наддування можна здійснити проводячи ПН через конструкцію польотної СН [89]. При цьому підживлення балонів гелієм слід проводити до відриву РН від старту. У цьому випадку з'являється визначеність з температурою жиклера і перших порцій гелію в польоті. Також перевіряється працездатність СН до старту РН.

Іншим способом часткового вирішення вказаної проблеми може бути зарядка балонів СН через магістраль наддування [89]. При цьому холодна магістраль з жиклерами і ЕПК, перша порція гелію (рис.1.5) будуть заохолоджені.

Другий аспект проблеми підтримки необхідного тиску газу в баку в перші секунди польоту вирішуємо таким чином [90, 91]. Газові течії в баках прийнято

моделювати за критерієм Re . У розглянутому нами випадку в початковий момент часу роботи СН вільна поверхня кисню знаходиться практично у зрізу пристрою вода газу. Тоді осьова швидкість газу w_x при зустрічі з поверхнею палива дорівнює вхідній швидкості газу в бак w_o (до $5 \div 8$ калібрів у неізотермічних струменів). З формальної рівності чисел Re на моделі і натурі випливає, що $w_n = w_m/n$. Іншими словами, швидкість взаємодії струменя РТН з поверхнею палива, а з нею і інтенсивність теплообмінних процесів в зоні впровадження, повинні відрізнятись одна від одної в n разів. Очевидно, що такий підхід не забезпечує ідентичність фізичних процесів, характерних для початкового ділянки роботи польотної СН.

Спростимо задачу. Прийнемо тиск насичених парів палива в баку дуже незначним, а СПН і СН використовують гелій. Нехай він вводиться струменем строго уздовж поздовжньої осі бака. Тоді щільність газу в баку і в струмені є функцією температури і тиску при інших рівних умовах. У цьому випадку нам необхідно забезпечувати однакові швидкості взаємодії фаз ($w_x = w_o$), що випливає з критерію We . Відповідно до прийнятого підходу необхідно забезпечити рівність на рівні LOX швидкостей на осі струменем, які вводиться в баки на землі w_{xz} і в польоті w_{xl} . Скористаємось найбільш простою і наочною залежністю для осьової швидкості неізотермічного газу для випадку його вертикального введення [92]

$$w_x = w_o m k_n \sqrt{F_o} / x,$$

де m – табличний коефіцієнт, що враховує умови введення газу (в нашому випадку – осесиметричний струмінь);

F_o – площа вихідного перетину пристрої введення газу в бак;

$k_n = f(Ar_x)$ – коефіцієнт неізотермічних умов введення газу.

За умовами постановки задачі $F_{oz} = F_{ol} = F_o$, $T_{oz} = T_{ol} = T_o$, $w_{oz} = w_{ol} = w_o$. Для початкової ділянки струменя, як відомо, $w_x = w_o$. Тоді можна отримати числа Архімеда для умов випускного перетину газопровода для земних і льотних умов

$$Ar_{oz} = \frac{g\Delta t_{oz}\sqrt{F_o}}{v_o^2 T_{окрз}} \quad \text{і} \quad Ar_{ол} = \frac{n_x g\Delta t_{ол}\sqrt{F_o}}{v_o^2 T_{окрл}},$$

де $\Delta t_{oz} = T_o - T_{окрз}$ – різниця між температурою газу на вході в бак і середньої у вільному обсязі бака при випробуваннях на землі; F_o – площа прохідного перетину газопровода; n_x – осьове перевантаження; $\Delta t_{ол} = T_o - T_{окрл}$ – різниця між температурами газу на вході в бак і середньою в його вільному обсязі при ЛКВ.

Після нескладних перетворень, прирівнявши $Ar_{oz} = Ar_{ол}$, отримуємо

$$T_o / T_{окрз} - 1 = n_x \cdot (T_o / T_{окрл} - 1), \quad \text{звідки} \quad T_{окрз} = \frac{T_o}{1 + n_x \cdot (T_o / T_{окрл} - 1)}.$$

Поки струмінь добиває до поверхні палива і перемішує газ у вільному обсязі температуру $T_{окрл}$ без втрати точності можна прийняти рівною температурі верхнього шару палива в баку $T_{всТ}$

$$T_{окрз} = \frac{T_o}{1 + n_x \cdot (T_o / T_{всТ} - 1)} \quad (2.6)$$

Таким чином, для початкової ділянки струменя і поки струмінь добиває до дзеркала палива (інтенсивно перемішує газ у вільному обсязі бака), знаючи середню температуру газу на вході в бак, осьове перевантаження РН, температуру дзеркала палива, можна отримати шукану температуру газу в баку для наземного відпрацювання параметрів СН, що парює польотне перевантаження.

Оцінимо потрібну початкову температуру газу в баку з LOX при наддуванні його нагрітим в ТО гелієм стосовно РД-171. Прийmemo наступні вихідні дані. Середня температура гелію на вході в бак за перші десять секунд польоту складає $\sim 300\text{K}$, осьове навантаження $\sim 1,7$, температура верхнього шару кисню в баку 92K . Відповідно до отриманої нами залежністю (2.6) потрібна початкова температура газу в баку виходить рівною $\sim 62\text{K}$. Більш холодне (щільне) середовище в баку на початок випробувань забезпечить більшу виштовхуючу силу на струмінь гарячого газу, що вводиться. Це повністю відповідає

фізичному змісту. Забезпечити таку температуру середовища в вільному обсязі модельного бака можливо, наприклад, заправляючи в нього переохолоджений азот.

Розглянемо, як ситуація з моделюванням буде виглядати для основної ділянки струменя, коли $w_o > w_x$. Скористаємось наочною залежністю [55] для швидкості на осі неізотермічної струменя стосовно його основної ділянки

$$w_x = w_o m \frac{\sqrt{F_o}}{x} \sqrt{1 - 2,5 \cdot Ar_x},$$

где x – відстань від зрізу газопровода до рівня палива по осі струменя.

Дотримуючись прийнятого підходу $w_{x1} = w_{x2}$ після нескладних перетворень одержуємо

$$T_{окрз} = T_o - (T_o - T_{окрл}) \cdot \frac{T_{окрз}}{T_{окрл}} \cdot n_x \quad (2.7)$$

Підставами в отриману залежність дані льотних випробувань. Отримуємо, що наступні за початковою ділянкою струменя десять секунд роботи СН температуру газу у вільному обсязі бака треба підтримувати на рівні $\sim 45\text{K}$. Це також відповідає фізичному змісту – з ростом температури гелію на вході в бак і перевантаження зростаючу виштовхуючу силу потрібно імітувати більш холодної (щільною) середовищем. Однак технічно це навряд чи можна досягти без істотних ускладнень експериментальної установки.

Проведені дослідження дозволяють прийняти наступну методологію експериментального наземного відпрацювання параметрів СН з урахуванням дії поздовжньої перевантаження. На модельній установці в вільному обсязі бака на момент включення гарячого наддування встановлюємо температуру газу відповідно до залежності (2.6). Визначаємо фактичний провал тиску газу в баку. Якщо він в межах допустимого, то подальші розрахунки параметрів СН (тиск і середньомасова температура газу в баку та ін.) проводимо з урахуванням прийнятих витрати і температури газу на наддування за відомими методиками, наприклад, [82, 83]. Визначаємо, чи потрапляє розрахункова величина тиску газу в баку в налаштування ЗК. Якщо розрахунковий тиск газу в баку менше тиску настройки ПК протягом усього часу польоту і забезпечує потрібний

рівень, то вважаємо витрата на наддув прийнятим. Якщо потрапляємо в налаштування ПК, то витрата на наддув зменшуємо. Повторюємо експеримент і далі методом послідовних наближень визначаємо потреби витрачається на наддув, який відповідає всім вимогам, що пред'являються.

Аналіз отриманої залежності (2.6) показує, що теоретично для тієї ж мети можливі варіанти використання більш щільного газу ПН в баку в початковий момент роботи або більш гарячого газу СН на вході в бак [90, 91].

Таким чином, використання отриманої залежності дозволяє забезпечити при наземному відпрацюванні таку ж виштовхуючу силу на високотемпературний струмінь газу наддування, що і в польоті. Це наближає випробування на землі до ЛКВ в питанні визначення фактичної величини тиску газу в баку в початковий момент роботи РУ. Використання запропонованої методики не призведе до необхідності збільшення витрати газу на наддування бака в порівнянні з розрахунковим варіантом (по середньоінтегральним параметрам). Це зменшить обсяг відпрацювання, поліпшить вагове зведення РН до етапу ЛКВ, знизить теплове навантаження на верхнє днище бака і його ЗК.

2.3.2 Рекомендації щодо уточнення конструкції СН на етапі ЛКВ

Аналіз припущень, прийнятих при математичному і фізичному моделюванні параметрів СН, дозволив сформулювати висновок, що має велике практичне значення. Фактично тиск газу у вільному обсязі бака при льотних випробуваннях буде вище ніж при розрахунках і при проведенні експериментів на зменшеній геометричній моделі. Це перевищення оцінено в 15% запасів РТН при масштабі моделювання 3,1. Іншими словами, з урахуванням введеної системи підтримки потрібного тиску газу в натурному баку потрібний тиск буде забезпечено меншим на 15% запасом газу. Таким чином позитивні результати модельних випробувань відкрили шлях до вогневих випробувань ступенів і, в кінцевому підсумку, до ЛКВ.

При цьому, з огляду на відсутність традиційного наземного відпрацювання на повномасштабній установці, природно необхідно мати запас по РТН спочатку. Наприклад, він приймався для СН бака окислювача I ступеня РН «Зеніт» на рівні $\sim 10\%$. Для забезпечення подальшого безпроблемного зняття виявлених запасів РТН на підставі аналізу перших ЛКВ, був розроблений і прийнятий вже на етапі проектування РК ряд конструктивних заходів [85]:

- введена системи регулювання потрібного тиску газу в баку;
- включення першого ЕПК СН зроблено «плаваючим» за часом на перших пусках. Конкретний час її включення в роботу слід уточнювати на кожне наступне ЛКВ до прийняття остаточного часу включення;
- дозуючі жиклери СН на перших льотних РН встановлені на різних з'єднаннях біля люків РН під праву руку слюсаря. Після остаточного вибору їх розміру запланований перехід на зварні з'єднання;
- кріплення балонів з гелієм в баку дозволяє на перших льотних РН їх безпроблемне зняття;
- після уточнення діаметрів жиклерів та кількості балонів з гелієм мінімум на двох РН встановлені по всій висоті бака окислювача I і II ступенів датчики вимірів температур газу в його вільному обсязі і LOX в баку по їх висоті з метою визначення фактичної величини випаровування кисню.

Саме ці рекомендації за участю автора були включені в Комплексний план експериментального відпрацювання РН «Зеніт» і «Енергія».

Висновки до розділу 2

Вперше розроблені методики математичного і прискореного фізичного моделювання параметрів найбільш поширених гарячих гелієвих СН циліндричних паливних баків з киплячим киснем. Ці методики враховують всі

основні впливові фактори, включаючи осьове перевантаження, вплив якого особливо помітний при старті РН. Окремо розглянуті невизначеності вихідних даних для зазначених методик, що виникають на етапі проектування систем. Вони викликані конструктивною складністю саме гарячих СН, паралельним проектуванням її агрегатів, стислими термінами розробки РК.

В методиці математичного моделювання послідовно поєднуються моделі реального і ідеального газів, враховано опір газових трактів і агрегатів автоматики, теплообмін в балонах і в баках, кипіння кисню, температурний розшарування РТН і далекобійність газових струменів в баках великого подовжених. Методика прискореного фізичного моделювання параметрів СН несучих баків РУ РН відрізняється тим, що в якості припущень прийняті рівність тисків газу в баках натури і моделі, температур РТН, часу роботи СН, оцінена її точність, вироблені рекомендації по уточненню параметрів СН.

Методики розроблені та апробовані при створенні СН баків РУ РД-171 і РД-170. Саме вони були використовувались при проведенні експериментального відпрацювання СН вказаних РРД. За їх результатами було підписано Акти Держкомісії про допуск СН до вогневих наземних і льотно-конструкторських випробувань. Їх правильність підтверджена модельним (~200 випробувань) та льотним відпрацюванням (86 пусків РН «Зеніт», 2 пуск РН «Енергія»).

Запропоновано ряд конструктивних заходів для стабілізації тиску газу в баку на початковій ділянці роботи РУ. Розроблено рекомендації щодо уточнення елементів конструкції СН на етапі ЛКВ. Ці рекомендації було включено в Комплексний план експериментального відпрацювання РН 11К77 і 11С25 («Зеніт» і «Енергія») і втілені в практику двигунобудування.

РОЗДІЛ 3

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСІВ У ЦИЛІНДРИЧНИХ БАКАХ РУ

Даний розділ роботи присвячений експериментальному дослідженню проблемних питань проектування сучасних СН, які з'явилися при переході на циліндричні несучі баки і киплячий кисень. Ці питання сформульовані в I і II розділах. Проведено аналіз отриманих результатів і розроблені практичні рекомендації щодо поліпшення параметрів СН.

Розглянуто наступні питання:

- вплив організації ПН на початковий стан параметрів СН до моменту початку роботи РУ;
- визначення величин прогріву LOX в циліндричному баку і фізичної моделі розрахунку його температурної стратифікації;
- розробка методики організації експерименту і визначення величини випаровування рідкого кисню в циліндричному баку з вафельним, найбільш поширеним підкріпленням на активній ділянці траєкторії польоту.

Також вперше буде проведено аналіз модельних і натурних експериментальних параметрів СН баків з рідким киснем, показані причини розбіжностей і сформульовані висновки щодо вдосконалення методичної бази проектування СН сучасних РУ.

3.1 Опис експериментальних установок і методик проведення експериментальних досліджень

Для вивчення даного питання було проведено три групи випробувань на модельних установках А, В, С [93, 94, 95] діаметрами відповідно 3,0, 2,1 і 1,25 м (табл.3.1). Матеріал всіх баків – алюмінієвий сплав АМГ-6. Верхнє і нижнє днища баків були теплоізовані. Вафельна поверхня циліндричної стінки баків виконана хімічним фрезеруванням (установки В і С) з метою моделювання внутрішньої поверхні штатних баків (рис.3.1).



Рис.3.1 - Зовнішній вигляд натурних обичайок паливних баків РД-171

Табл.3.1 - Основні характеристики експериментальних установок

	Наявність ІЗТ	Коливання установки	$V_{нач}, \text{м}^3$	Діаметр баку, м	Подовженн я баку, l/d	Підкріп. баку
А	—	—	$3,5 \div 5,0$	3,0	0,9 (2,5)	стринг.
В	+	+	$0,15 \div 1,0$	2,1	1,0	хім. фр.
С	+	+	$0,09 \div 0,6$	1,25	5,6	хім. фр.

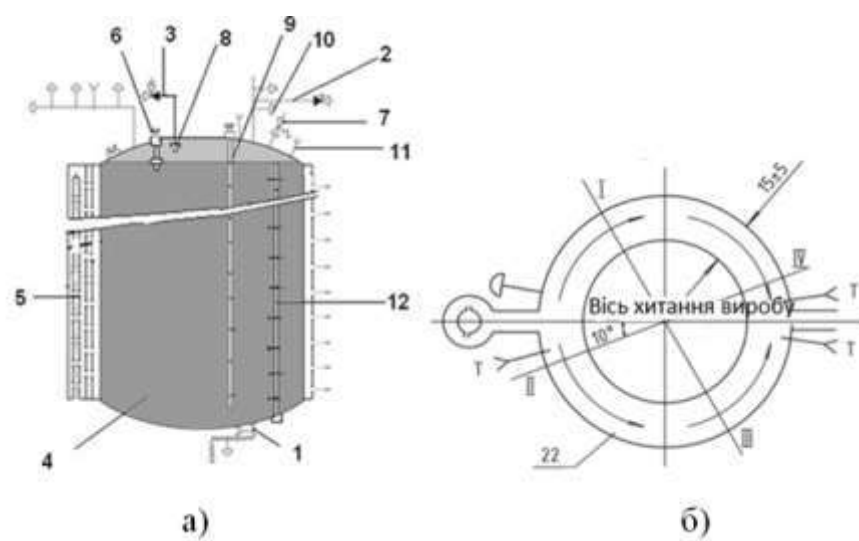


Рис.3.2 – Схема установки С б) вид зверху

Дві установки з меншими діаметрами баків мали в своєму складі газодинамічні імітатори зовнішнього теплопідводу (ІЗТ). Вони дозволяли реалізовувати теплові потоки в циліндричні стінки баків до рівня польотних. Конструкція стенду забезпечувала коливання цих експериментальних установок, імітуючи роботу системи управління польотом РН. Частину випробувань проводили в НДІ ХімМаш з максимальними для середньої смуги природними тепловими потоками (взимку, мінімальна абсолютна вологість).

Найбільший інтерес представляють експерименти на установці С (рис.3.2), яка є геометричною моделлю бака окислювача РД-171. Була єдина суттєва відмінність – відсутність силового конуса всередині модельного бака.

Установка С була забезпечена системами заправки-зливу рідкого кисню 1, передпускового наддування 2 гелієм з температурою навколишнього середовища, основного наддування 3 гелієм з температурою $\sim 470\text{K}$, системою вимірювань та ін. Паливний бак 4 циліндричний зі сферичним днищами, покритими теплоізоляцією. Обсяг бака становив $6,8\text{ м}^3$; висота бака (відстань між теоретичними вершинами верхнього і нижнього днищ) $5,98\text{ м}$; радіус днищ $0,950\text{ м}$. ІЗТ 5 представляв собою коаксіальний кожух з пристроями подачі і відведення азоту, вимірами температур азоту на вході і виході з нього.

Послідовність операцій при всіх експериментальних дослідженнях була однаковою. Вона максимально відповідала порядку і часів проведення операцій на космодромі – заправка установки LOX до необхідного рівня, стоянка з відкритим дренажним клапаном (ДК) для вирівнювання початкового температурного профілю кисню в баку, закриття ДК і введення гелію з температурою навколишнього середовища в бак (початок передпускового наддування) до налаштування сигналізатора необхідного тиску. Надалі система управління за допомогою СТ підтримувала потрібний тиск газу в баку шляхом включення (відключення) витрати гелію на наддування. Гелій в ході різних експериментів вводився в бак з різною швидкістю і в різних напрямках за допомогою спеціально спроектованого газовводу.

Установки А, В і С були оснащені аналогічними один одному системами вимірювань. Основні характеристики установок наведені в табл.3.1. При дослідженнях вимірювали початковий рівень кисню в баку, тиск газу в баку, температуру верхнього днища баку, температуру газу в баку (в обсязі).

3.2 Аналіз результатів експериментальних досліджень процесів в несучих баках сучасних РУ

В даному підрозділі будуть розглянуті питання впливу організації передпускового наддування на вихідні параметри газу і LOX в баках на момент запуску РУ, збіжність результатів математичного і фізичного моделювання з експериментальними даними, визначення фізичної моделі прогріву LOX в циліндричних баках з вафельним підкріпленням при гарячому наддуванні.

3.2.1 Вплив організації передпускового наддування на вихідні значення параметрів газу і LOX в баках на момент запуску РУ

ПН паливних баків ДУ служить для забезпечення потрібних тисків компонентів палива на вході в двигун для його запуску. Результати проведення ПН є вихідними даними для розрахунків та проектування польотних СН. Він забезпечується шляхом введення РТН в вільні обсяги баків РУ, як правило, з СК. Слід зазначити, що набір потрібного тиску газу в баку перед запуском ДУ повинен проводитися за суто лімітований час.

При ПН бака з LOX спостерігається наступна картина. Після закриття ДК бака припиняється його підживлення киснем. З цього моменту він починає прогріватись, зростає тиск його насиченої пари. Гелій з температурою навколишнього середовища, запроваджений з певною швидкістю в бак, сприяє випаровуванню кисню. Гелій віддає тепло в граничні поверхні, прогріває верхній шар LOX. Сам гелій остигає, зменшуючи абсолютний тиск газу у вільному обсязі бака. Система ПН включається повторно.

Відомі роботи на цю тему [2, 81] в силу ряду причин носять суто загальний несистемний характер, бо розглядають, як правило, тільки термодинамічну проблему наповнення ємності постійного об'єму сумішшю газів з відомою витратою. З яких міркувань вибирати витрату гелію, з якою швидкістю і в якому напрямку доцільно його вводити в бак, скільки часу відводити на ПН, яка швидкість відновлення тиску насичених парів, який прогрів LOX – ці питання в технічній літературі не висвітлені. Разом з тим, наприклад, помилка в 1К при визначенні температури LOX на момент старту РН для такої перспективної СН як самонаддування призводить до збільшення кінцевої маси парів в баку на ~ 110 кг (стосовно РД-171). На цю ж величину зменшуються робочі запаси LOX.

За вісімдесятирічну історію РТ відомі різні способи ПН. В даний час найбільшого поширення для ПН паливних баків РУ РН знайшов гелій з температурою навколишнього середовища. Схемно системи ПН будуються традиційно – ЕПК (два, паралельно встановлених) з жиклером, що працюють в парі з СТ контролю потрібного тиску. При спрацьовуванні СТ ЕПК закривається, подача газу в вільний обсяг припиняється.

Метою проведених розрахунково-експериментальних досліджень [96] було вироблення практичних рекомендацій щодо визначення основних параметрів ПН. До таких параметрів слід віднести – час ПН, діапазон витрати гелію на наддування, швидкість і напрямок його введення в бак. З огляду на отримані результати доцільно системно розглянути більш ефективні варіанти побудови системи ПН з урахуванням конструкції польотної газобалонної СН.

Основні результати експериментальних досліджень, отримані, для прикладу, на установці С, що є геометричною моделлю бака окислювача РУ першого ступеня РН «Зеніт», наведені в табл. 3.2. Основні результати експериментальних досліджень зводяться до наступного.

Перше, незалежно від масштабу моделювання на всіх установках тиск газу в вільному обсязі бака з початком ПН наростало плавно без стрибків, пропорційно величині витрати гелію і обернено пропорційно початкового

вільному обсягом газу в баках. Повторюваність результатів на трьох різних установках задовільна. Після припинення наддування (вимикання ЕПК) тиск газу в баку плавно зменшувався, що призводило до кількох повторних включень системи ПН (за ~ 100 с до десяти разів). Пояснюється це «охолодженням» теплового гелію в баку, падінням тиску і, відповідно, черговим включенням системи ПН.

Таблиця 3.2 Вплив параметрів ПН на прогрівання верхнього шару LOX

№ 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
	$P_n, \text{МПа}$	$V_n, \text{м}^3$	$T_{нж}, \text{К}$	$P_k, \text{МПа}$	$\dot{m}_{ге}, \text{кг/с}$	$T_{вх}, \text{К}$	$\tau_{спн}, \text{с}$	$T_{ГВД}, \text{К}$	$\Delta T, \text{К}$	$q_a, \text{кВт}/(\text{м}^2\text{с})$
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

При введенні гелію уздовж поздовжньої осі бака зі швидкістю звуку ($w \approx 880$ м/с) ефективна працездатність газу в баку отримана на рівні $(RT)_{ef} = 30 \cdot 10^4$ Дж/кг. Зі зменшенням швидкості введення газу до ~ 30 м/с працездатність

газу збільшувалася до $55 \cdot 10^4$ Дж/кг. Аналогічна тенденція простежувалася і при використанні в якості РТН азоту, а також і парів кисню.

Пояснити залежність $(RT)_{ef} = f(w)$ можна інтенсивним теплообміном в кратері на поверхні LOX, який утворює струмінь газу. Є і інший механізм, який зменшує працездатність газу при його введенні в бак з великою швидкістю. За рахунок ежекції струмів гелію підсмоктує велику кількість кисню з вільного об'єму бака. При впровадженні струменя в верхній шар палива (т.зв. третій режим [7]) частина парів конденсується всередині LOX, збільшуючи його прогрів і зменшуючи кількість РТН у вільному обсязі бака.

На установці С прогрівання верхнього шару LOX не перевищувало 1К (див. Табл.3.2). На установці А – 1,5 К. Отримані на трьох установках результати дозволяють сформулювати висновки для вибору швидкості і напрямку введення гелію в бак при ПН (а також і спочатку роботи польотної СН маючи на увазі ідентичності умов). Гелій (а так само і кисень з азотом) доцільно вводити в бак з незначною швидкістю (по гелію до ~ 30 м/с). У цьому випадку напрямок його введення не є принциповим.

За часом від закриття ДК і до запуску РУ (~ 100 с) прогрівання верхнього шару кисню в баку не перевищував 2К. Ця величина реалізувалася при мінімальній абсолютній вологості навколишнього повітря і максимальній швидкості вітру (максимальному зовнішньому аеродинамічному потоці). Отримані результати переконують - час ПН (тривалість стоянки із закритим ДК) доцільно максимально скорочувати.

Розрахункові дослідження за допомогою отриманих експериментальних даних показують, що за час з моменту закриття ДК і до запуску двигуна (~ 100 с) у вільному обсязі бака відбувається практично повне відновлення парів кисню, яке відповідає температурі його верхнього шару в баку. Визначальним за часом ПН є випадок мінімального вхідного тиску гелію на борт РН і максимального початкового обсягу газу в баку. Низька величина вхідного тиску гелію – це хронічний недолік таких систем.

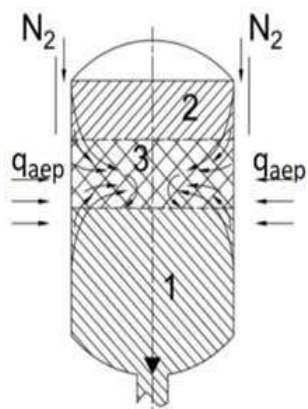
Отримані результати по прогріванню кисню і, як наслідок, відновлення його парів, що погіршують характеристики РН, наводять на думку про проведення ПН бака з киснем (і з РГ-1) холодним гелієм через газобалонні системи польотного наддування [97]. Тут вихідний тиск стабільний. У цьому випадку зі складу ПГС I ступеня РН виключається лінія теплового гелію ПН, а логіка її роботи до старту переноситься на польотну СН. В такий спосіб спрощується обслуговування РН і СК. При цьому заправку балонів холодним гелієм необхідно продовжити до спрацьовування контактів підйому РН (аналогічно системі теплового гелію). У цьому випадку, за інших рівних умов, зменшиться і прогрівання верхнього шару кисню в баку, і кількість парів в початковому обсязі бака. До старту РН відбудеться перевірка працездатності польотної СН. І головне, в цьому випадку можна істотно скоротити час ПН, тому що мінімальний тиск зарядки балонів майже в два рази вище мінімального вхідного тиску в системі теплового гелію (наприклад, для РН «Зеніт» $220^{+10} \cdot 10^5 \text{Па}$ і $\geq 130 \cdot 10^5 \text{Па}$ відповідно).

Аналогічне рішення доцільно прийняти і для ПН бака пального. В цьому випадку наддування баку потрібно проводити до проміжного розрахункового тиску. При подальшому нагріванні холодний гелій в баку, нагріваючись, досягне необхідного тиску для запуску РУ [97]. Розрахунки показують, що проміжний тиск повинен бути нижче необхідного на $\sim 0,5 \cdot 10^5 \text{Па}$, а вирівнювання температур гелію, конструкції і палива відбудеться швидше, ніж за 20с.

Розглянемо ще одне розроблене нами технічне рішення, спрямоване саме на зниження прогріву LOX на етапі ПН і на перших секундах польоту [98], [99]. Є різні засоби боротьби з температурним розшаруванням палива в баку [100, 101]. Для їх застосування необхідно додаткове обладнання всередині паливних баків, яке ускладнює і збільшує вагу конструкції РУ. Вони, наприклад, використовують різні кільцеві перегородки по всій висоті бака, які розбивають на частини природно-конвективний потік кисню уздовж стінок бака. Недоліком таких методів є ускладнення технології виготовлення баку.

Також відомий спосіб, який включає подачу холодного гелію незначною витратою від нижнього днища бака вгору через торовий колектор («газліфт») [101]. Гелій у вигляді бульбашок спливає, тягне за собою холодний LOX і переміщує верхні і нижні шари окислювача. Його температура на вході в ЖРД наближається до середньомасової. Недолік цього способу – він спрямований на боротьбу з наслідками прогріву LOX, а не на причину його виникнення. Далі, при працюючій РУ при наявності віброперевантаження існує ймовірність захоплення бульбашок гелію в видаткову магістраль РУ.

Поставлену задачу (зниження прогріву LOX на етапі ПН) нами запропоновано вирішувати наступним чином [98]. Перед заправкою бака і до старту РН слід бака рідким технічним температурі момент старту. Для доцільно подавати в спеціальним стартовим обладнання РН.



проводити охолодження стінок азотом до температури, яка нижче компонента палива в баку на зменшення потреб азоту його коаксіальний зазор між баком і кожухом (рис.3.3). Все додаткове залишається на СК і не ускладнює

Рис.3.3- Схема фізичної картини зменшення прогріву верхнього шару LOX

В цьому випадку реалізується наступна фізична картина. У верхній частині бака уздовж холодних стінок утворюється вільно-конвективний рух LOX вниз. В іншій частині бака прогріті шари LOX піднімаються вгору. Вони зустрі-

чаються, змішуються і йдуть в центр бака. Тоді у верхній частині бака за час ПН і на початку польоту не відбуватиметься температурної стратифікації LOX.

Також позитивний ефект (зменшення теплового потоку в компонент) можна досягти, зменшуючи кількість центрів пароутворення на стінках бака, наприклад, шляхом шліфування або полірування його внутрішніх поверхонь [98]. Цей висновок випливає з емпіричної залежності для щільності теплового потоку Хена і Гріффіса [102]:

$$q = 2\sqrt{\pi} D_0^2 \Delta T \sqrt{\lambda' c'_p \rho'} \cdot \sqrt{f} \cdot n,$$

де D_0 – початковий діаметр парового бульбашки;

T – температурний напір;

f – частота відриву бульбашок;

n – щільність центрів паротворення;

c_p, λ, ρ – теплоємність, теплопровідність і щільність LOX.

Позитивний результат також можна отримати, якщо внутрішню поверхню стінок бака, або її частину, покрити матеріалом, у якого комплекс $(c_p \lambda \rho)$ менше аналогічного комплексу матеріалу стінок бака [98]. Як відомо [103], зі зменшенням комплексу $(c_p \lambda \rho)$ зменшується і інтенсивність тепловіддачі.

Проведені на трьох модельних установках системні дослідження параметрів системи ПН гелієм баків з LOX дозволили отримати необхідні співвідношення для основних факторів, що впливають на параметри СН. Сформульовано рекомендації щодо доцільності введення гелію в вільний обсяг бака при ПН (а також перші секунди польотного наддування) з невеликою швидкістю (для гелію ~ 30 м/с). Напрямок його введення в бак в такому випадку не є критичним.

З моменту закриття ДК і до відриву РН (досліджений час ~ 120 с) в нетеплоізованих баках з LOX прогрів його верхнього шару може скласти до 2К, а відновлення пари – до 100%. Саме ці результати повинні бути вихідними даними для розрахунку параметрів польотної СН. Отримані експериментальні дані свідчать про те, що час ПН доцільно скорочувати до мінімуму.

На підставі отриманих результатів нами запропонований спосіб ПН баків через систему польотного наддування (холодним гелієм) [97]. Він дозволяє помітно спростити схему СН за рахунок виключення спеціальної лінії теплового гелію і перевірити всю СН до запуску маршового РРД. Для цього логіка роботи системи ПН до старту переноситься на виконавчі органи СН. В цьому випадку можна майже в два рази скоротити час ПН в силу того, що мінімальний тиск зарядки балонів на практиці, як правило, майже в два рази більше мінімального тиску в бортовій системі теплового гелію по ТЗ. При скороченні потрібного часу на наддування і переході на холодний гелій зменшиться кількість парів кисню в початковому газовому обсягу до старту за рахунок скорочення часу стоянки РН з закритим ДК.

3.2.2 Верифікація методик моделювання параметрів СН натурних даними

На рис.3.4 наведені результати математичного моделювання за методикою [82] і експериментальні дані по тиску газу в баку з LOX ДУ РД-171 на ЛКВ №1 і №2 - №6. Саме випробування №1 максимально повно відповідає умовам модельного відпрацювання. Як показував аналіз припущень, зроблених в методиках, а головне - недолік точних ВД, фактичний тиск газу в баку за часом польоту перебував в допустимих межах і виявився дещо вищим розрахункового.

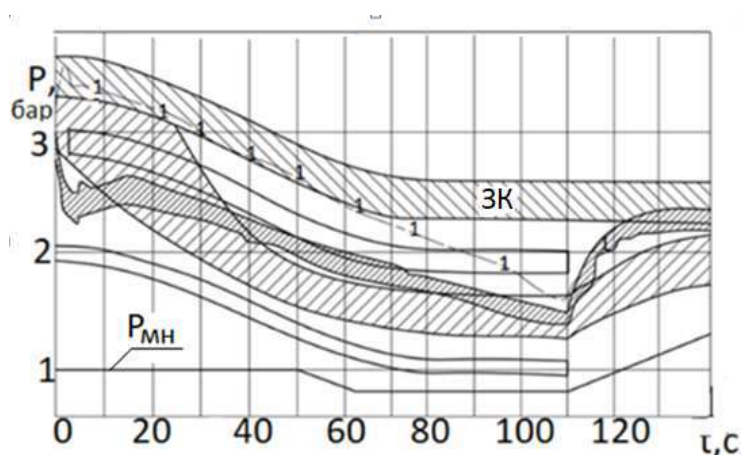
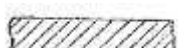


Рис.3.4 Порівняння результатів математичного моделювання параметрів гарячої СН бака LOX РД-171 з експериментальними даними ЛКВ №1 і №2 - №6

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

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

 - підсумковий діапазон тиску газу в баку окислювача;

--- 1 --- 1 ---- - результати першого натурного випробування; $P_{\text{мн}}$ - мінімально-необхідний тиск газу в баку; ЗК - настройка запобіжного клапану.

Аналіз результатів ЛКВ показав, що фактичний перепад тиску на ТО при реперних витратах гелію і температурі виявився в середньому більш ніж в три рази менше, ніж обумовлено в ТЗ (табл.3.3). Це дозволило більш повно спорожняти балони. Далі, при математичному моделюванні параметрів СН брали мінімальну температуру гелію за ТО на розрахунковому режимі ($\sim 500\text{K}$).

Таблиця 3.3 Експериментальні параметри ТО РД-171

Номера 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

Експериментальні дані показують, що температура була в середньому на 130K вище ніж розрахункова. Частково це пояснюється тим, що температура гелію на вході в ТО в середньому була на $40\div 80\text{K}$ вище, ніж по ТЗ.

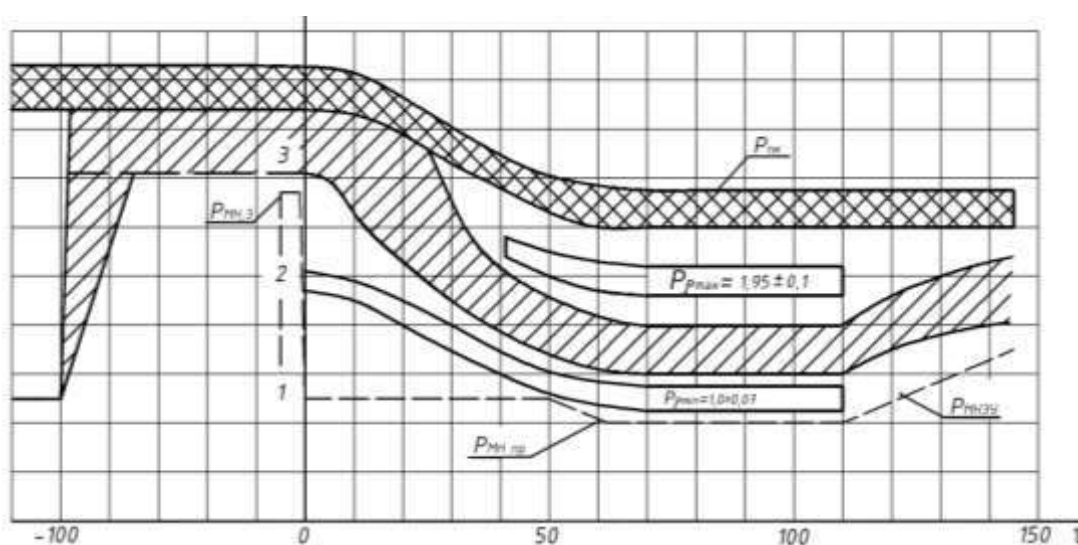


Рис.3.5 Експериментальні та розрахункові дані щодо тиску в баку з LOX РД-171 ЛКВ з №9.

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

 - розрахунковий (з уточненими ВД по ТО і опорі магістралей) і експериментальні діапазони тисків газу в баку.

На рис.3.6 для порівняння наведені експериментальні дані роботи [104] по залежності необхідної витрати РТН від його температури за ТО для забезпечення потрібного тиску газу в баку з LOX РД-107. Як видно з рис.3.6, підвищення температури РТН на 100К дозволяє зменшити його потреби на 15 - 18%.

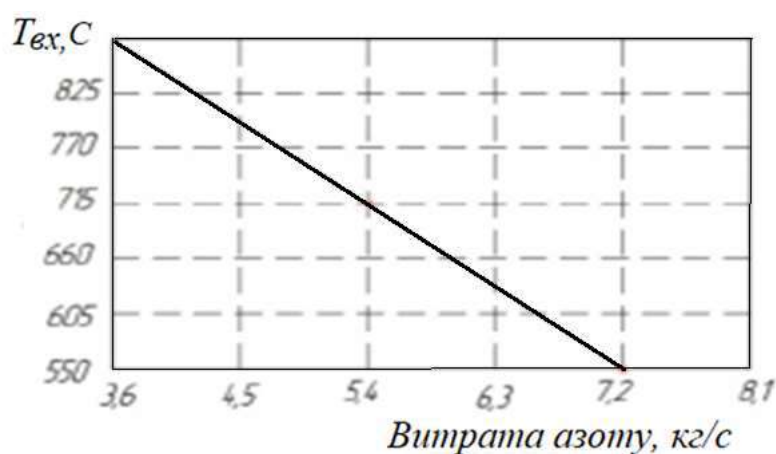


Рис.3.6 Вплив температури РТН на виході з ТО на його потрібну витрату [104] стосовно умов баку з LOX РД-107

За підсумками аналізу результатів першого пуску РН «Зеніт» за методикою [82] при провідній участі автора відповідно до Комплексної програми відпрацювання РН була зменшена початкова витрата гелію на наддування баку окислювача на $\sim 25\%$. Завдяки запланованій технічній можливості (див. Розділ 2) перший жиклер СН був зменшений з $\varnothing 10$ мм до $\varnothing 6$ мм. Також час «плаваючого» включення першого ЕПК СН було зрушено вправо на 0,2 с. Наступні натурні випробування підтвердили правильність даних рішень. На всіх наступних двоступеневих РН жиклери $\varnothing 6$ мм були встановлені за всіма ЕПК і момент включення першого ЕПК СН більш не змінювався.

Також за результатами аналізу першого ЛКВ був оцінений сумарний запас гелію для наддування бака окислювача РД-171. З дев'ятої РН кількість балонів з

гелієм було зменшено на чверть (на 2 балона). Наступні натурні випробування підтвердили правильність прийнятого рішення.

Для НСН наявність всіх вихідних даних на етапі проектування дозволило отримати відразу хорошу збіжність з результатами ЛКВ (рис.3.7). В процесі експлуатації РН "Зеніт" не виникало необхідності вносити зміни в конструкцію НСН.

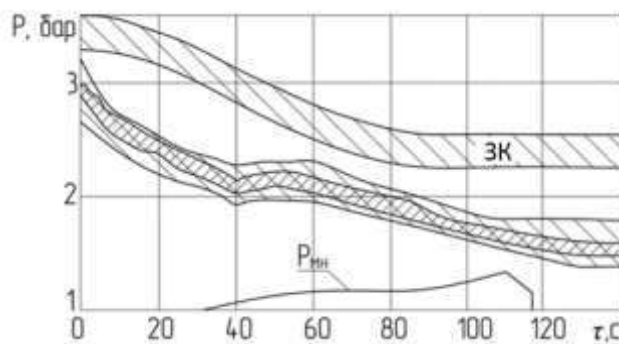
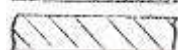


Рис.3.7 Порівняння результатів математичного моделювання НСН з натурними даними по тиску газу в баку з паливом РД-171 на перших шести пусках ЛКВ.

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. $P_{\text{мін}}$ - мінімально-необхідний тиск газу в баку.

3. ЗК - налаштування запобіжного клапана баку пального.

Таким чином, розроблена методологія проектування гарячих гелієвих і надхолодних СН циліндричних паливних баків РД з допалюванням окисного ГГ дозволила в стислі терміни спроектувати СН завдяки стратегії моделювання їх параметрів з використанням одновимірної моделі і подальшого відпрацювання на моделях з поліпшенням параметрів за підсумками натурних випробувань. Усі пуски пройшли без зауважень за параметрами СН паливних баків.

3.2.3 Визначення фізичної моделі прогріву LOX в циліндричних баках РУ при гарячому наддуванні

Цілями експериментальних досліджень прогріву LOX в сучасних циліндричних баках [94] (з вафельним підкріпленням) РУ РН середнього класу були такі (табл. 3.4). Перша, отримання абсолютних значень прогріву LOX в баках різних розмірностей, в тому числі, і в натурних умовах. Друга, підтвердження висновку (див. Розділ 2.1.4) про відсутність помітного впливу температури газу наддування на прогрівання верхнього шару LOX в умовах, що нас цікавлять.

Таблиця 3.4 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

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.3.4. 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.

Для визначення найбільш прийнятних залежностей для розрахунку прогріву LOX в натурних умовах в циліндричних паливних баках РУ були розглянуті відомі методики математичного моделювання прогріву LOX від бокового аеродинамічного нагріву

Методика [105], яка створена для гладкого бака і не враховує параметрів плескання палива в баку при польоті РН (в табл. 3.5 позначена 1). Однак цей підхід дозволяє вже на етапі проектування оцінювати максимально можливий прогрів кисню в баку, коли ще відсутні дані по геометрії підкріплення баків та параметрам плескання палива в них. Методика, запропонована В.С. Войтешонком (позначена 2), враховує плескання палива, а методика В.М. Миронова (позначена 3) - ще й геометрію підкріплення баків. Зазначені методики моделювання апробовані для установок радіусом від 0,05 до 0,5 м, в діапазоні змін зовнішніх теплових потоків від 0,33 до 1,0 кВт/м², чисел Грасгофа $Gr_H = 1,5 \cdot 10^7 \dots 1,6 \cdot 10^{17}$.

Таблиця 3.5 - Розрахункові і експериментальні данні прогріву LOX

Характеристика	Методика моделювання		
	1	2	3
Прогрев ΔT , К	7,7	6,5	5,4
Расхождение δ в градусах К, в %	$\leq 3,5$ 83	$\leq 2,3$ 55	$\leq 1,2$ 28

Результати розрахунків прогріву кисню за вказаними методиками моделювання та натурні експериментальні дані наведені в табл.3.5. Були використані результати прогріву кисню другого ступеня носія за час роботи першого ступеня (модифіковане число Релея, обчислене по радіусу бака, становило $Ra_R^* \approx 10^{19}$). Результати замірів прогріву кисню за підсумками шести пусків, отримані з використанням температурної штанги всередині бака, склали $3,8 \pm 0,4$ К.

Аналіз результатів порівняння розрахункових прогрівів з натурними даними (рис.3.4), показує, що всі розглянуті методики моделювання прогріву дають в тій чи іншій мірі завищений результат. Це дозволяє мати певні запаси по температурі рідкого кисню. Найкращу збіжність з льотними даними має методика, запропонована В.М. Мироновим (№3 у табл.3.5).

Таким чином, проведений комплексний аналіз серії експериментальних досліджень прогріву кисню в сучасних циліндричних баках різних авторів, на різних установках в широкому діапазоні зміни впливових факторів, в тому числі, і в натурних умовах (рис.3.8), дозволяє зробити наступні висновки, що мають важливе практичне значення.

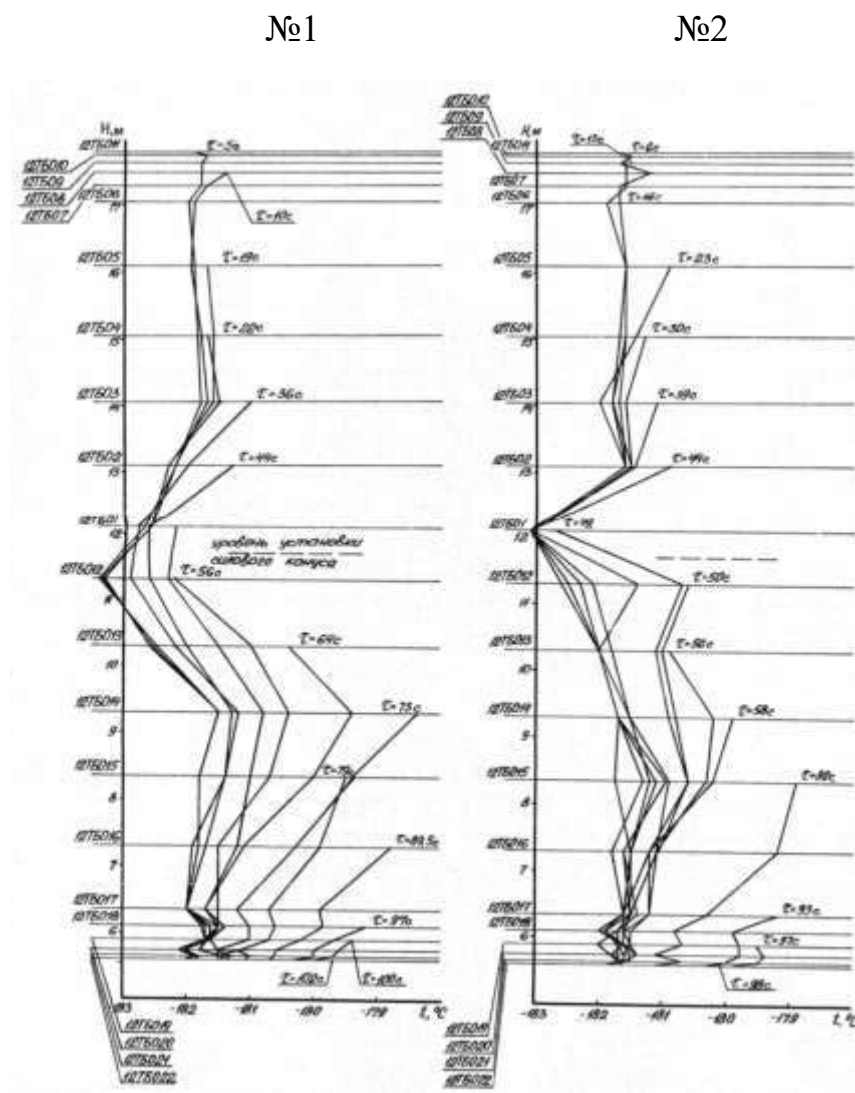


Рис.3.8 – Результати двох експериментів по прогріванню LOX в баку великого подовження при ЛКВ

Процеси прогріву палива в баку ДУ на активній ділянці траєкторії польоту є складними і маловивченими, тому математичне моделювання даного процесу розроблено для вельми спрощених випадків. Звідси похибка розрахунків становить не менше 30%.

Для визначення прогріву рідкого кисню в циліндричному баку на етапі проектування НУ, коли відсутній ряд важливих вихідних даних, доцільно використовувати методику математичного моделювання 1. Після етапу конструювання, коли з'являється потрібний обсяг вихідних даних (точна геометрія поперечного підкріплення баків, параметри плескання вільної поверхні кисню в баку), доцільно провести уточнення прогріву за методикою В.М. Миронова. В обох випадках результати математичного моделювання дозволяють мати запас по величині прогріву палива в баку.

Для зменшення негативного впливу прогріву палива на параметри СН паливних баків слід вже на етапі проектування ДУ приймати конструктивні (схемні) заходи, спрямовані на зниження абсолютної величини прогрівання.

3.3 Методика організації та обробки натурного експерименту по визначенню випаровування кисню в циліндричному баку з підкріпленням

При використанні LOX в циліндричних баках ДУ проблема визначення кількості кисню, що випаровується в вільний обсяг бака за часом польоту встає з усією гостротою. З одного боку, LOX що випаровується, зменшує його робочі запаси і збільшує кінцеву вагу ступені. З іншого боку, зменшується потреба в основному газі наддування, наприклад, гелії.

Аналіз технічної літератури показує, що кипіння кріогенних рідин широко вивчалася в усьому світі для принципово інших умов - з метою отримання перегрітої пари і охолодження енергетичних пристроїв [103]. Кипіння ж недогрітої рідини у великому обсязі на вертикальній стінці з гістерезосом теплового потоку присвячено вкрай мало робіт [106].

Можна виділити роботу К. Forster і R. Greif [107]. Вона одна з небагатьох, в якій приведені практичні рекомендації щодо розрахунку википання кисню в об'єм над ним. Експериментальним шляхом автори показали, що кількість теплоти, що передається від стінки безпосередньо в парові бульбашки становить лише $\sim 2\%$ від загального теплового потоку і не залежить від величини недогріву рідини. Надалі, дані Hewitt G. і Parker B. [108], добре узгоджуються з результатами [107], і свідчать про те, що швидкість википання і час життя бульбашок пари в недогрітому азоті пов'язані простою залежністю

$$\dot{m}_s = k \cdot \bar{q}_{aep} \cdot S \cdot / r(t_{LOX}) / \tau_{\Sigma},$$

де $k = 0,02$ – частка тепла, що йде на випаровування;

$\bar{q}_{aep}$ – середньоінтегральний аеродинамічний тепловий потік до кисню в баку за час роботи РУ ракетної ступені;

$S = \tau_{ж} \cdot w \cdot \Pi$ – поверхня бака, з якої бульбашки пара можуть прориватися в газовий обсяг;

$\tau_{ж}$ – час життя бульбашки в недогрітій рідині;

w – середня швидкість спливання бульбашки;

Π – змочений периметр баку;

$r(t_{LOX})$ – теплота пароутворення кисню при температурі кисню в прикордонному шарі.

Підставляючи в цю формулу чисельні значення нашої задачі, отримуємо всього кілька десятків кілограмів (~ 70 кг) випаруваного кисню за час роботи ДУ, що дещо спантеличує своєю малістю. Ймовірно тому і відсутність будь-яких методичних рекомендацій для визначення випаровування кисню в циліндричних вафельних баках при працюючій РУ в умовах наддування гелієм в області низьких тисків газу в баках (на рівні $1,35 \div 1,6 \cdot 10^5$ Па).

Очевидно, що експериментальне визначення зазначеного випаровування стосовно сучасних алюмінієвих паливних баків в натурних умовах (в польоті) при працюючій РУ є вельми актуальним завданням. Її рішення експериментальним шляхом може стати базою для створення методики

математичного моделювання процесів, що відбуваються в типових умовах роботи сучасної РУ, яка працює на киплячому кисні.

Метою проведених робіт було експериментальне визначення кількості кисню, що википатиме в циліндричному баку при працюючій РУ в натурних умовах і вироблення рекомендацій щодо його зменшення [109].

Для досягнення поставленої мети вирішувалися наступні завдання:

- знаходження способу розв'язання задачі, що стоїть;
- розробка методики визначення википання кисню за часом роботи РУ;
- вибір і установка засобів вимірювання потрібних параметрів в відповідно до вимог методики;
- обробка отриманих вимірів фізичних величин і оцінка похибок отриманих експериментальних даних;
- аналіз отриманих результатів, визначення основних факторів, що впливають і створення рекомендацій щодо зменшення випаровування кисню.

Аналіз причин, що викликають прихід пара в вільний обсяг бака окислювача в польоті РН, дозволяє виділити основні з них:

- кипіння кисню на стінці бака в залитому перетині за рахунок аеродинамічного теплового потоку (кипіння на вертикальній поверхні у великому обсязі недогрітої рідини);
- кипіння верхнього шару кисню в баку за рахунок плавного зниження абсолютного тиску газу в баку з $3 \cdot 10^5$ Па в момент старту, до $\sim 1,50 \cdot 10^5$ Па до 110 с польоту, тобто до величини тиску насичених парів верхнього шару кисню;
- впровадження струменя гарячого гелію (його температура за перші 20 с польоту $\sim 400\text{K}$) в поверхню кисню з великою швидкістю (~ 180 м/с).

Параметри типової натурної вафельної поверхні бака з LOX РД-171 наведені на рис.3.9.

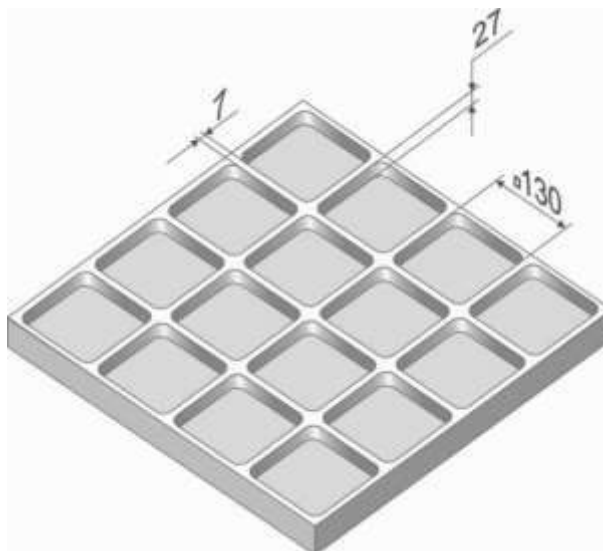


Рис.3.9 - Параметри вафельної поверхні бака окислювача РД-171

Використано класичний підхід до питання визначення маси кисню в вільному обсязі бака - закон збереження маси і закон Дальтона. Знаючи поточний абсолютний тиск газу в баку, його вільний об'єм, кількість гелію, яка надходить до баку, середньомасову температуру суміші гелію і парів кисню в баку, визначаємо парціальний тиск парів кисню. Надалі розрахувати прихід пара в вільний обсяг бака не складає труднощів.

При льотних випробуваннях вимірювали тиск газу в баку (струнний датчик Вт 1202-04, амплітудний діапазон 0 - 1 МПа) і тиск гелію в балонах високого тиску (струнний датчик Вт 1202-25, амплітудний діапазон 0 - 30 МПа). У верхнього днища бака вимірювали температура газу в двох місцях датчиками ІС-640А (температурний діапазон $83 \div 473\text{K}$). По висоті бака вимірювали температури газу в ньому (в шести точках) і рідкого кисню (в 22 точках) за допо Температуру газу на штангах (рис.3.10, 3.11) вимірювали за допомогою датчиків ІС-571 (вимірюваний амплітудний діапазон $73 \div 123\text{K}$), а температуру кисню - за допомогою датчиків ІС-572, амплітудний діапазон $88 \div 123\text{K}$). Створена методика обробки результатів випробувань включає такі припущення:

1. Гелій і пари кисню рівномірно розподілені по всьому об'єму бака.
2. Температура РТН у поверхні LOX дорівнює температурі його поверхні.

3. Температура газу в площині перпендикулярній поздовжній осі бака в кожен момент часу однакова.

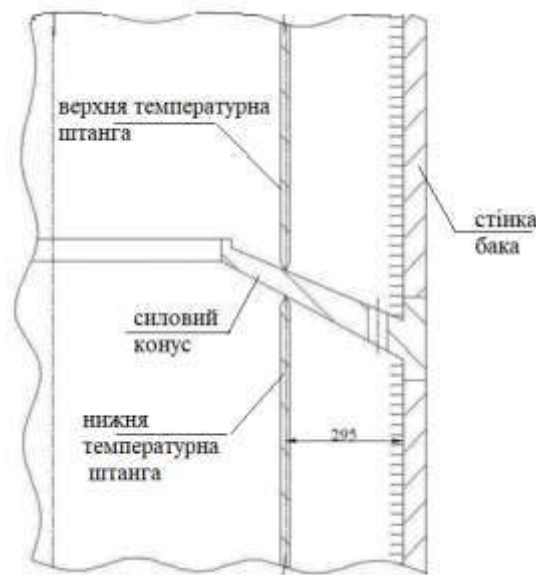


Рис.3.10 - Розташування штанг щодо силового конуса

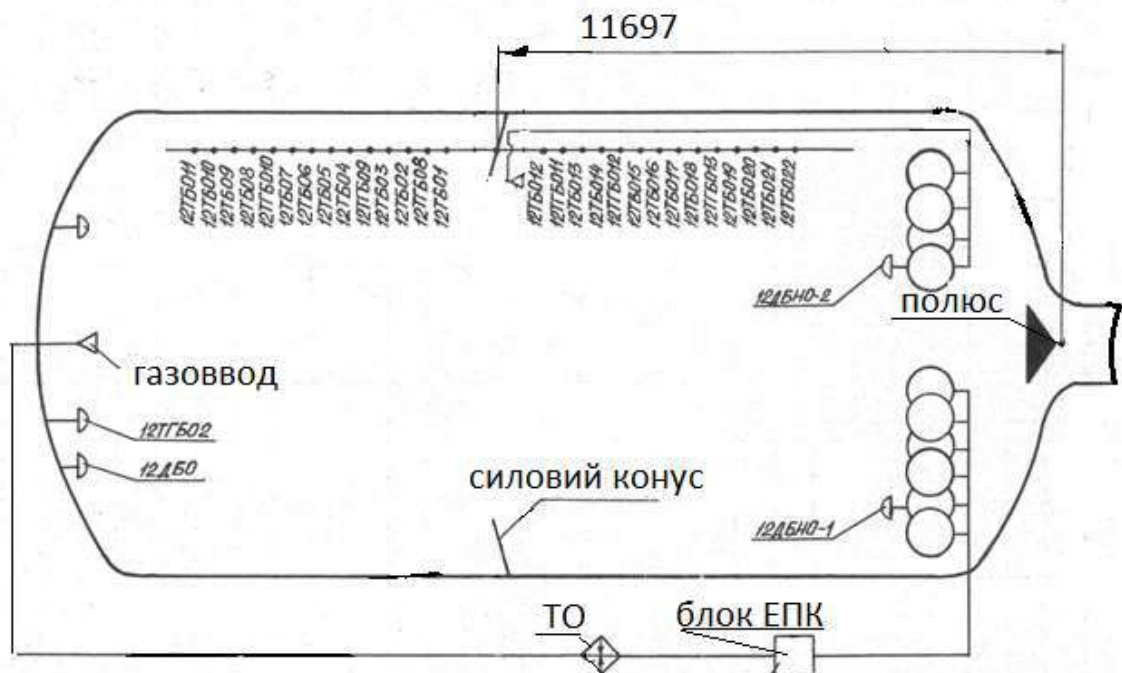


Рис.3.11 Схема розміщення штанг і датчиків ПГСП бака окислителя

4. Температура газу в баку між двома суміжними датчиками температури змінюється за лінійним законом (рис.3.12).

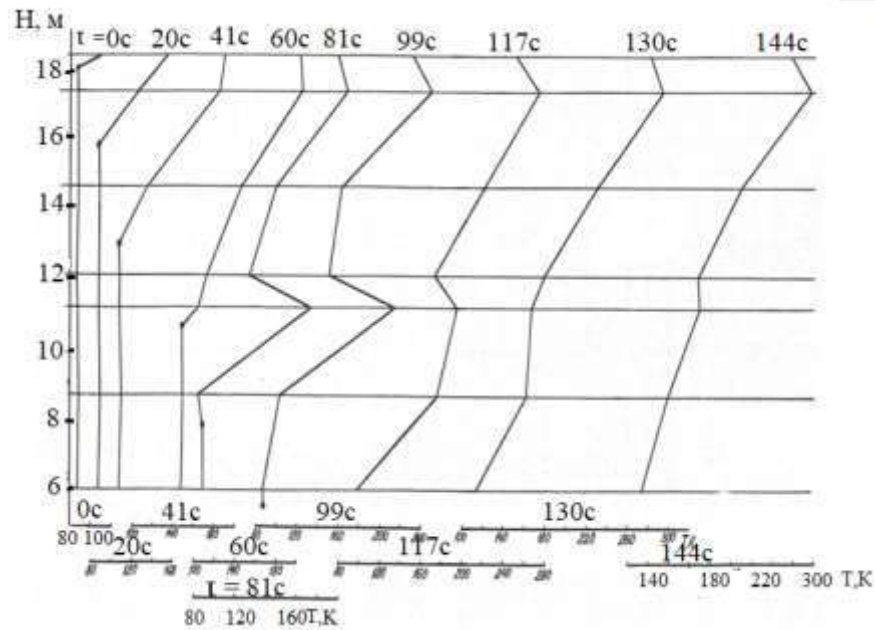


Рис.3.12 - Експериментальні температурні профілі газу вільних обсягах баків за часом роботи РД

Примітка: Нуль часу відповідає моменту подачі команди на запуск двигуна; ● - висота рівня вільної поверхні LOX

Послідовність розрахунків запропонована наступна. Спочатку визначаємо масу кисню і гелію в початковому вільному обсязі бака (на момент включення СН). Далі обчислюємо прихід гарячого гелію (його середньомасова температура на вході в бак за часом роботи ДУ 500К) за методикою [8].

Парціальний тиск гелію в вільному обсязі баку складає в кожен момент часу

$$P_{He}^r = (G_{He}^H + G_{He}^r) \cdot R_{He} \cdot T_{cp}^r / V_r,$$

де G_{He}^H – маса гелію в початковому вільному обсязі бака;

G_{He}^r – маса гелію, яка введена в бак при роботі СН за час τ ;

R_{He} – газова стала гелію;

T_{cp}^r – середньомасова температура газу у вільному обсязі бака;

V_r – поточний вільний обсяг бака.

Середньомасову температуру газу в баку визначаємо за відповідними вимірами з урахуванням прийнятих припущень, поточний вільний обсяг газу -

за показаннями датчиків СУВП. Тоді поточний парціальний тиск парів кисню в вільному обсязі бака складає

$$P_S^r = P_{abc}^r - P_{He}^r,$$

де P_{abc}^r – заміряне поточне значення тиску газу у вільному обсязі бака.

Аналіз отриманих результатів за двома льотних випробувань дозволяє зробити наступні висновки.

Відповідні заміряні параметри (температури, тиск) на цих випробуваннях практично ідентичні, що свідчить про стабільність роботи СН і протікання внутрішньобакових процесів. Радіальні флуктуації температур газу не перевищують 15%. Похибка визначення витрати гелію в бак - не більше 5% [4].

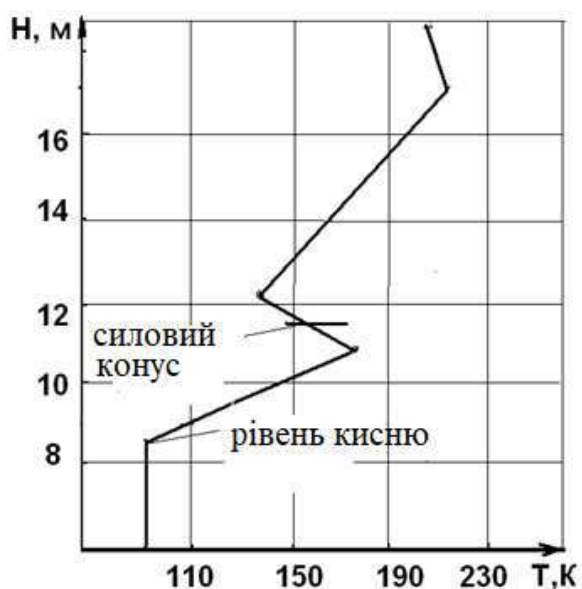


Рис.3.13 - Температурний профіль газу в баку

Примітка: висота бака відраховується від його нижнього полюса

Як приклад на рис.3.13 наведено експериментальний профіль газу по висоті бака станом на 76с польоту РН. З нього видно вплив силового конуса на розподіл температур газу у вільному обсязі бака. Аналіз рис.3.8 показує, що конус локально створює зону з підвищеною температурою, граючи роль поверхні, на яку настилається газ наддування. При цьому загальна тенденція розподілу температури газу по висоті бака зберігається. Також є підстави вважати, що струмінь гарячого гелію не має наміру звертатися до рівня 16 м,

тобто далекобійність струменя менш як 3 м (діаметр вихідний шайби циліндричного пристрої введення 135 мм) або менше 22 калібрів.

На рис.3.14 наведена розрахункова усереднена залежність приходу пара в вільний об'єм бака за часом польоту, отримана за наведеною методикою з урахуванням отриманих експериментальних даних. Яскраво виражені дві ділянки - до 20с і після 40с. На першій ділянці швидкість приходу пара лінійно зменшується від 8 до 3,6 кг/с, на другому - стабільно близько 1 кг/с. На підставі раніше отриманої оцінки далекобійності струменя гелію, помітний прихід пара в бак з тенденцією до різкого зменшення на першому часовому ділянці можна пояснити інтенсивною взаємодією струменя газу з верхнім шаром рідкого кисню. Для зниження цього негативного явища доцільно розглянути питання зменшення швидкості введення гарячого газу в бак (до 620К) з урахуванням прогріву його верхнього днища [94].

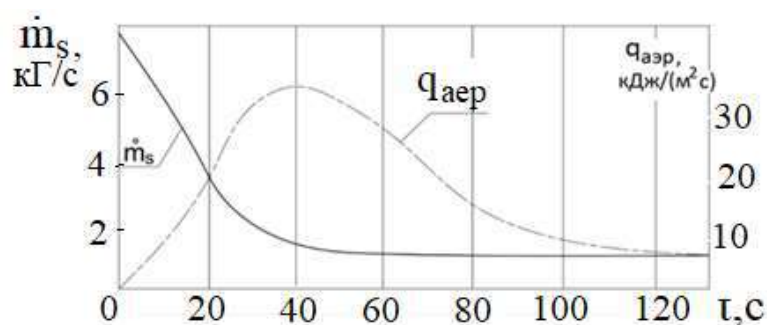
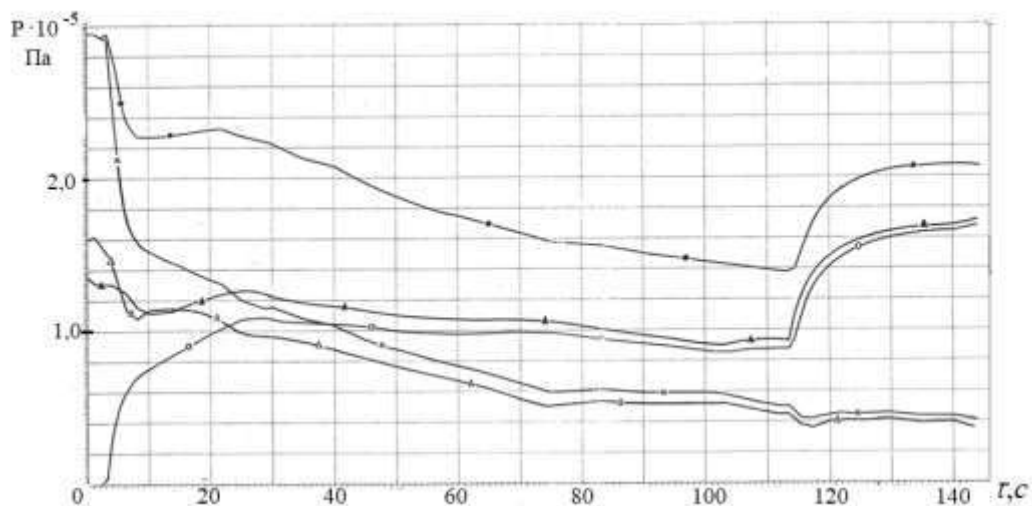


Рис.3.14 - Осереднений прихід пару в вільний об'єм бака за часом роботи РУ

Незначний прихід пару в бак далі за часом можна пояснити тільки тим, що утворюються бульбашки пари на циліндричній поверхні прориваються в вільний обсяг бака тільки з найближчих до рівня ярусу вафель. У нижніх ярусах



вафель бульбашки пара конденсуються всередині обсягу вафель, збільшуючи тим самим температуру кисню по висоті бака. На рис.3.15 наведені абсолютний тиск газу в баку окислювача РД-171 і парціальні тиски гелію і кисню за часом роботи РУ.

Рис.3.15 - Тиск газу в баку окислювача при роботі РД-171

Примітки: Нуль часу відповідає команді на запуск РУ;

—●— - експериментальний абсолютний тиск газу в баку;

—Δ— - парціальний тиск парів кисню;

—▲— - парціальний тиск гелію

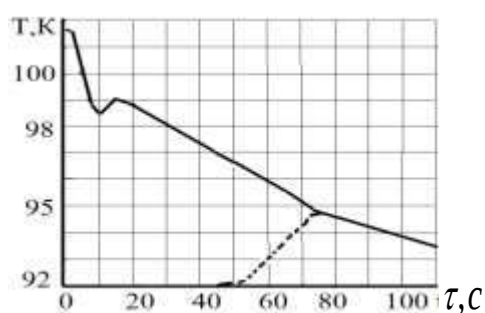


Рис.3.16 - Температура поверхні кисню в баку

- - - - заміряна температура; ——— - температура насичення при $P_{абс}^r$.

Як видно з рис. 3.16, з ~ 75 з польоту температура поверхні LOX в баку досягає температури насичення при абсолютному тиску газу в баку і далі їй відповідає. Абсолютні значення прогріву верхнього шару кисню відповідають раніше отриманими при фізичному моделюванні. В такому випадку, з огляду на те, що тиск газу в баку за часом польоту продовжує зменшуватися, повинен помітно збільшитися прихід пара в бак. Проте це не зафіксовано. Одним з пояснень цього явища можуть бути незначні похибки обробки виміру температури поверхні кисню, в результаті яких все-таки температура поверхні не досягає температури насичення. Також треба відзначити, що в цей час істотно падає аеродинамічний тепловий потік в циліндричні стінки бака, що сприяє винесенню на вільну поверхню LOX менш нагрітих шарів. У загальному випадку, даний момент потребує додаткового вивчення.

Вперше проведенні експериментально-розрахункові дослідження приходу пари кисню в вільний обсяг бака за часом польоту дозволили уточнити робочі запаси окислювача і кінцеву вагу I ступеня РН «Зеніт» на момент виключення РУ [92].

Висновки до розділу 3

Підтверджена льотними випробуваннями методологія проектування гарячих гелієвих СН циліндричних паливних баків РД з допалюванням окисного газу. Параметри СН знаходились в потрібних межах. Всі натурні випробування пройшли без зауважень за параметрами СН паливних баків.

Встановлено негативну роль терміну передпускової підготовки РУ на початковий стан параметрів польотної СН. За час ПН ($100 \div 120$ с) прогрівання верхнього шару LOX в баку великого подовження ($l/d \sim 5$) наближається до 2К, парціальний тиск парів досягає тиску насичених парів при температурі поверхні LOX. 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.

Створено методику розрахунку величини випаровування кисню в нетеплоізовованому циліндричному баку за часом польоту носія за відповідними замірами температури газу по висоті бака, тиску газу в баку і балонах з гелієм. Виявлено істотну роль струменя гарячого гелію на випаровування LOX на початку роботи РУ/ Основні вихідні дані для методики - параметри гарячої гелієвої системи наддування, поточні значення температур газу в баку, LOX і дані системи управління витрачанням палива (дискретне визначення рівня в баку).

Експериментальним шляхом встановлено відсутність впливу температури гелію СН на прогрівання верхнього шару РК в баках великого подовження.

Отримані експериментальні дані і розроблені методики розрахунку дозволили уточнити вагу парів кисню у вільному обсязі бака за часом польоту і робочих запасів окислювача за часом польоту РН.

При абсолютному тиску газу в баку на рівні $0,135 \div 0,150$ кПа температура верхнього шару кисню в баках великого подовження близька до температури насичених парів при абсолютному тиску газу в баку.

РОЗДІЛ 4

ПРОЕКТУВАННЯ ГАЗОВВОДІВ СН ЦИЛІНДРИЧНИХ ПАЛИВНИХ БАКІВ РУШІЙНИХ УСТАНОВОК РН

В даному розділі розглядатимуться і буде вирішено питання - Чи можна за допомогою раціонального введення гарячого РТН зменшити потреби в ньому і, якщо можна, то як вводити в баки великого подовження високотемпературний гас. Позитивне вирішення цього питання відкриває великі перспективи щодо суттєвого покращення параметрів СН.

4.1 Вплив швидкості введення гарячого гелію на параметри СН паливних баків великого подовження

Безумовно, являє великий інтерес можливість отримання помітного економічного ефекту від раціонального введення РТН для паливних баків РУ великого подовження. Тим більше що для цього, як здається на перший погляд, треба тільки встановити оптимальну шайбу у вихідному перерізі найпростішого циліндричного газовводу, спроектованого відповідним чином (рис.4.1).

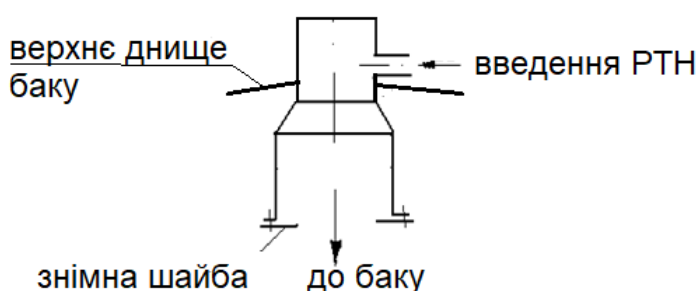


Рис.4.1 - Схема циліндричного газовводу

Поставлена задача вирішувалася нами експериментальним шляхом [95]. Метою проведених досліджень було визначення впливу швидкості введення гарячого гелію на кінцеві параметри СН для баків з рідким киснем великого подовження РУ перших ступенів РН. Для проведення експериментальних

досліджень була спроектована спеціальна установка С (рис.3.2). Її основні характеристики наведені в табл. 3.1.

Установка була забезпечена системами заправки-зливу рідкого кисню, передпускового наддування гелієм з температурою навколишнього середовища, основного наддування гелієм з температурою $\sim 470\text{K}$, системою вимірювань та ін. Паливний бак установки мав циліндричну форму зі сферичним днищами, покритими теплоізоляцією ($l/d \approx 4,6$). Обсяг бака становив $6,8 \text{ м}^3$; висота бака (відстань між теоретичними вершинами верхнього і нижнього днищ) $5,98 \text{ м}$; радіус днищ $0,950 \text{ м}$. Бак виготовлений зі сплаву АМг-6. Його внутрішня поверхня виконана вафельної (хімфрезерування). Бак був забезпечений азотним газодинамічним імітатором зовнішнього теплопідводу. Імітатор мав коаксіальний кожух з пристроями подачі і відведення азоту, вимірами температур азоту.

Циклограма проведення всіх випробувань даної серії була однаковою і наближена до натурних умов. Бак заправляли киплячим киснем до необхідного рівня. Проводилась стоянка з відкритим дренажним клапаном (ДК) для стабілізації температурних полів компонента, бака і пара у вільному об'ємі баку. Далі бак дозаправляли до необхідного рівня, закривали ДК і проводили ПН гелієм з температурою навколишнього середовища до величини $\sim 0,3 \text{ МПа}$. Після чого здійснювалася стоянка з закритим ДК тривалістю до 100 с , що імітує тривалість передстартових операцій на космодромі.

Одночасно з початком витрати кисню з бака починали його польотне наддування гарячим гелієм постійними витратою і температурою ($\sim 470\text{K}$). ТО гелію заздалегідь виводили на режим по температурі. Газ наддування подавався в вільний обсяг бака уздовж його поздовжньої осі через циліндричний газоввод (рис.4.1) з знімною шайбою у вихідному перерізі. Для цього газоввод встановлювався на знімному люку-лазі. Витрати компонента з бака контролювались.

Тиск газу в баку вимірювали датчиками тиску МД-6ТС. Середньомасова температура газу в баку розраховувалася за допомогою показань датчиків ІС-

571 (вимірюваний амплітудний діапазон $73 \div 423\text{K}$), встановлених у верхнього днища бака і на спеціальній штанзі по його висоті (12 вимірів). Витрата газу на наддування розраховували за параметрами гелію перед дозуючим жиклером. Вихідні дані і результати досліджень поміщені в таблицю 4.1.

Таблиця 4.1 - 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 газової, мм	Число Рейнольдса, $Re_{ex} \cdot 10^{-5}$	Середньомасова температура газу в баку, К	Тиск газу в баку на 110с 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

Аналіз отриманих результатів показує наступне. При зміні числа Рейнольдса (на вході в вільний обсяг бака) у вісім разів (швидкості введення газу – приблизно в 60 разів) тиск газу в баку і його середньомасова температура до кінця зливу ($\sim 110\text{с}$) змінювалася на величину, що не перевищує похибки вимірювань і точності підтримки режимних параметрів.

Аналогічна картина спостерігалася і в другій серії досліджень з підвищеною витратою газу на наддування (приблизно ~ 40 г/с) і, відповідно, з більшою величиною тиску газу в баку (приблизно $0,3$ МПа). Необхідно відзначити, що прогрівання верхнього шару кисню в баку за результатами замірів в обох серіях досліджень не перевищувало $0,5\text{K}$. Аналіз отриманих експериментальних даних дозволяє зробити наступні висновки, що мають велике практичне значення.

1. Для баків великого подовження (в нашому випадку $l/d \sim 4,6$) швидкість введення гелію в його вільний об'єм з постійною температурою ($\sim 470\text{K}$) і витратою не робить помітного впливу на тиск і середньомасову температуру газу в баку до кінця зливу LOX з нього. Особливо слід підкреслити, на

проведених дослідженнях витрата гелію на наддування баку і його температура на вході в бак були постійними за часом зливу. Пояснити отримані результати можна тільки тривалим однаковим теплообміном з граничними поверхнями. Таке можливо тільки при суттєвому обмеженні далекобійності неізотермічного струменя. Причина цього може бути одна – стискаюча дія на струмінь гелію конструкції циліндричного баку.

2. Відпадає необхідність експериментальним шляхом (на це зазвичай іде десятки дорогих випробувань) вибирати оптимальну швидкість введення гарячого РТН, якщо розрахунковий випадок реалізується в кінці роботи РУ, а витрата РТН і його температура постійні за часом. Для розглянутих умов доцільно використовувати прості конструкції осьових газовводів.

При цьому треба мати на увазі – вплив швидкості введення гарячого РТН в початковий момент роботи газобалонної СН потребує окремого дослідження. Особливо це стосується СН з підігрівом РТН в теплообміннику, який виходить на режим $15 \div 20$ с. Також треба мати на увазі визначальний вплив швидкості введення РТН на випаровування кисню в початковий момент часу роботи СН (див. підрозділ 3.3).

4.3 Визначення впливу стискаючої дії конструкції баку на параметри неізотермічної струменя газу наддування

Розрахунок параметрів вільних неізотермічних струменів приблизно однаковою щільності із середовищем поширення, як правило, принципових труднощів не викликає. Однак ситуація істотно ускладнюється при поширенні таких струменів в ємностях, перетину яких порівнянні з поперечними розмірами струменя. У суміжних областях техніки така фізична картина не реалізується. Виняток – вентиляція та опалення будівель. Однак тут ступінь неізотермічності струменів становлять відсотки, в нашому ж випадку – рази.

Аналіз стану питання показує, що для практичних розрахунків найбільш конструктивним є шлях коригування відомих залежностей, що описують

поширення вільних струменів коефіцієнтом стиснення k_c . Він являє собою відношення швидкостей на осі стиснутої і вільної струменів (на однаковій відстані x від випускного отвору). Однак в даний час апробований відомий лише для одного окремого випадку – для ізотермічної струменя [74].

Припустимо, що для неізотермічних струменів, як і для ізотермічних, k_c залежить тільки від співвідношення поперечних перерізів струменя і ємності, в якій вона поширюється [111]. Тоді для визначення k_c для неізотермічних струменів можна скористатися його значеннями для ізотермічних струменів [92].

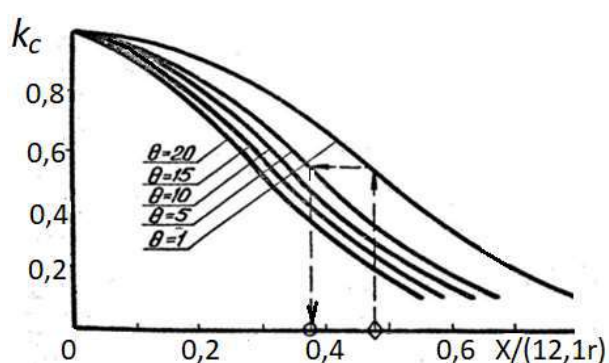


Рис. 4.2 - Залежність k_c від ступеня неізотермічності

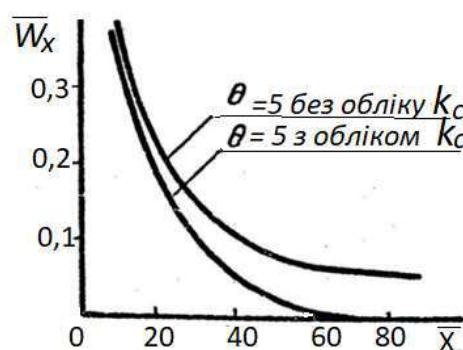


Рис. 4.3 - Вплив k_c на відносну швидкість по осі струменя (при $\theta = 5$)

Далі, використовуючи залежності, наприклад [110], можна отримати для різних ступенів неізотермічності θ (відношення щільності газу в ємності і вводиться в неї газу) відстані від вхідного перетину, на яких площі поперечних перерізів ізотермічної і неізотермічної струменів рівні (рис. 4.2).

Далі, ставимо його у відповідність цьому співвідношенню для неізотермічного струменя. За описаним алгоритмом для осесиметричного введення газу наддування в вільний об'єм паливного бака через циліндричний газопровід з рівномірним початковим профілем швидкості отримані графіки залежності

$$k_c = f\left(\theta, x/\sqrt{F_L}\right).$$

Як видно з рис. 4.2, 4.3, з ростом ступеня неізотермічності θ при інших рівних умовах помітно зменшується величина k_c , а, отже, швидше гаситься швидкість газу по осі струменя. В якості ілюстрації впливу k_c на параметри

струменя на рис.4.3 наведені для $\theta = 5$ (радіус вихідного перетину газопроводу 0,15 м) значення безрозмірною швидкості газу для вільного струменя і струменя, що розповсюджується в баку, площа поперечного перерізу якого дорівнює 4 м². Видно, що вже через 40 калібрів швидкість газу на осі стиснутого струменя майже в три рази менше, ніж на осі вільною. А через 60 калібрів струмінь РТН в циліндричному баку фактично припиняє існування. Останній висновок має важливе практичне значення. Ні при якій швидкості введення багаторежимний газопровод, вихідні перетини яких розташовані приблизно на одному рівні, не зможе вирішити проблему оптимізації швидкості введення РТН протягом усього часу роботи СН в циліндричному баку великого подовження.

Далі, при описаному підході можна отримати аналогічні залежності і для плоскопаралельних струменів. Вони можуть представляти інтерес для розрахунку радіальних віялових газопроводів.

Отримані значення коефіцієнтів стиснення k_c для неізотермічних струменів в бакових умовах відкривають великі перспективи в проектуванні газопроводів. З'являється можливість переходу від їх інтуїтивного проектування, який вимагає в подальшому великого обсягу експериментальної відпрацювання, до наукового. Також стають зрозумілі підходи до визначення часу перемикання багаторежимних газопроводів, які можуть забезпечити ефективну роботу СН тільки на початковій ділянці її роботи.

Таким чином, можна отримати ще один дуже важливий висновок. При математичному моделюванні параметрів гарячої СН (підрозділ 2.3) в якості припущень приймалася однакова температура газу у вільному обсязі бака по його висоті в кожен момент часу. Тепер стає очевидним, що домогтися такого стану для баків великого подовження традиційними методами введення газу не вдасться. У результатах моделювання після опускання рівня нижче $1,5 \div 2,0$ калібрів бака буде з'являтися методична похибка, тому що вільний об'єм бака по температурі буде складатися з двох частин. Перша, верхня, з однаковою температурою в кожен момент часу роботи РУ і друга – зі змінною приблизно

за лінійним законом від температури верхньої частини газу до температури поверхні компонента. При цьому, друга частина обсягу буде в подальшому за часом роботи РУ істотно збільшуватися.

4.3.1 Методологія вибору швидкості введення РТН з нагріванням в ТО і вдосконалення конструкцій газоводів

Як вже зазначалося (введення до розділу 4), відомі експериментальні дані про діаметрально протилежний вплив величини осевої швидкості введення гарячого газу наддування в паливні баки різного подовження. Для баків малого подовження експериментально знаходять оптимальну швидкість введення гарячого РТН [2], для баків великого подовження такого оптимуму на момент закінчення роботи СН не відзначено [95]. Пояснень вказаним фактам, що суперечать, на перший погляд, один одному, а тим більше обґрунтованих пропозицій щодо використання виявлених ефектів в практиці проектування реальних газобалонних СН, в технічній літературі нами не виявлено.

Розглянемо типові умови роботи гелієвої гарячої газобалонної системи. На рис.4.4 наведені експериментальні дані зміни тиску гелію в балонах СН $P_{бал}$, температури гелію на вході в бак кисню $t_{вх}$, і розрахункові значення витрати гелію на наддув $\dot{m}$ (отримані за методикою [82]). Сюди слід додати і змінну за часом витрату палива з бака.

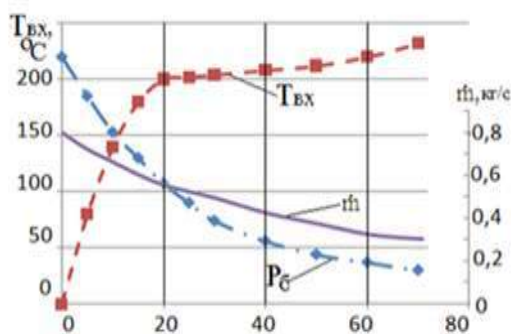


Рис. 4.4 Параметри гарячої гелієвої СН

Таблиця 4.2 Тиск газу в баку на початку роботи СН з ТО при різних Re

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

Як видно з графіків, основні параметри СН в початковій фазі польоту зазнають суттєвих змін. Особливо це помітно в перші $5 \div 10$ с роботи СН. Так, температура гелію на вході в бак при номінальному значенні $\sim 573\text{K}$ перші двадцять секунд польоту плавно збільшується від $\sim 273\text{K}$ до $\sim 473\text{K}$. Також істотно змінюється в бік зменшення і витрата гелію на наддування. Таким чином, реальні умови роботи газобалонної СН з ТО на турбінному генераторному газі істотно відрізняються від дослідних [95], коли витрата гелію і його температура на вході в бак були постійними.

Очевидно, що оптимізація швидкості введення газу наддування в баки є ідеальним способом поліпшення характеристик газобалонної СН в тому сенсі, що не вимагає яких-небудь кардинальних переробок системи, розробки тих чи інших нових вузлів або агрегатів, додаткового відпрацювання.

Проаналізуємо результати модельних випробувань на установці С (опис див. Підрозділ 2.2). Нас цікавлять експерименти які проведені з гелієм (температура 570K) на осьовому газовводі ($w_{\text{ex}} = 4 \div 470$ м/с) з різними шайбами в його вихідному перерізі при інших рівних умовах. Початковий тиск газу в баку на всіх експериментах було $0,30$ МПа. Як видно з таблиці 4.2, зі зменшенням швидкості введення гарячого гелію в бак (зменшення числа Re в ~ 7 разів) тиск газу в баку на 5 і 10 секунди наддування збільшувалася, максимально на $10 \div 12\%$.

Тут необхідно зазначити наступний момент. Далекобійність гарячого вільного струменя РТН (висота перемішування газу у вільному обсязі бака) залежить не тільки від початкової швидкості введення газу, але і від числа калібрів. Іншими словами, більший діаметр вихідного перетину газоввода сприяє збільшенню далекобійності при інших рівних умовах.

Синтез отриманої інформації дозволяє розробити підхід для оптимізації швидкості введення гарячого гелію СН з ТО в бак великого подовження [93].

Аналіз експериментальних даних (рис.4.4) показує, що для штатної гелієвої системи наддування за перші 30 с роботи двигуна ($\sim 20\%$ його повної роботи) витрачається до 40% гелію. Як видно з графіка $t_{\text{ex}} = f(\tau)$ (рис.4.4), цей

гелій істотно «недогрітий» до номінальної температури (570K). Це прямі непродуктивні втрати тепла. Звідси випливає, що доцільно оптимізувати швидкість введення гелію в бак в перші $\sim 20 \div 30$ с роботи СН. Саме в цей проміжок часу (вихід ТО на режим по температурі) можна заощадити гелій для підтримки необхідного рівня тиску газу в баку. Це також сприятиме зменшенню випаровування кисню в польоті РН (див. підрозділ 3.3).

Виникає питання, - Як перенести отримані результати на льотні умови, який параметр взяти за основу під час відсутності можливості класичного моделювання даних процесів? На перший погляд, таким параметром може бути швидкість введення (або число Re). Однак аналіз результатів випробувань СН з меншою температурою гелію на вході в бак ($T_{ex} \approx 273K$) показує значно меншу залежність тиску газу в баку від швидкості в цьому випадку. Важливо відзначити, що при дослідженнях із застосуванням для наддування парів кисню з температурою 570K оптимальна швидкість введення газу за інших рівних умов зменшилася в $\sim 3,5$ рази в порівнянні з гелієвим наддуванням тієї ж температури.

Наведені експериментальні факти (вплив щільності РТН) свідчать про роль підйомної (архимедової) сили на інтенсивність внутрішньобакових процесів. В першу чергу підйомна сила має більший вплив на параметри струменя меншої щільності (осьова швидкість, ежектований обсяг, далекобійність) газу в баку. Під далекобійністю зазвичай розуміють відстань по осі струменя від вихідного перетину до точки, в якій швидкість газу дорівнює фоновій (зазвичай, швидкості опускання рівня).

Слід зауважити, що в польоті виштовхуюча сила, що діє на гарячий струмінь газу наддування, буде помітно більше через наявність поздовжнього перевантаження (на сучасних носіях $n_x \leq 4$). Цей істотний нюанс унеможливорює пряме запозичення оптимальної швидкості введення гарячого газу, отриманого при наземному відпрацюванні, в бак носія для льотних умов.

Для конкретизації напрямків подальших досліджень розглянемо температурні поля газу в баку з киснем по його висоті ($l/d \approx 0,8$), отримані

експериментальним шляхом при наземному відпрацювання на установці В (розділ 3). Наддування баку проводився гелієм з постійними витратою і температурою $T_{\text{ex}} \approx 570\text{K}$. На експериментах змінювалася тільки швидкість введення гелію; місце введення і напрямок (уздовж поздовжньої осі бака) були однаковими. Температурні поля будувалися за показаннями датчиків, встановлених на штангах і поплавці всередині бака.

Як видно з рис.4.5, швидкість введення газу наддування в бак має суттєвий вплив на характер розподілу температури газу в баку. При малій швидкості гелію ($w_1 < 10$ м/с) маємо яскраво виражене температурне розшарування газу по висоті бака. Збільшення швидкості введення газу в бак призводить до вирівнювання температурного поля газу в баку по його висоті. При оптимальної (для даних умов) швидкості введення газу w_4 отримано практично рівномірне температурне поле. Подальше підвищення швидкості введення газу знижує температуру газу в баку по його висоті і збільшує її значення над дзеркалом рідини. Це пояснюється інтенсивним впровадженням гарячого струменя газу наддування в рідкий кисень з відповідними втратами енергії.

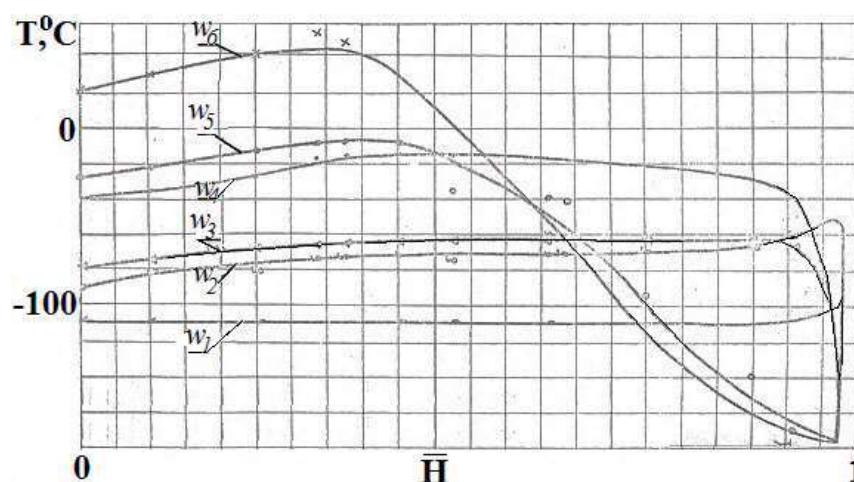


Рис.4.5 - Температурні поля газу по висоті баку з киснем при наддуванні гелієм: $w_1 > w_2 > w_3 > w_4 > w_5 > w_6$ – швидкості введення гелію в бак.

Наявність таких температурних профілів добре пояснюється поняттям далекобійності гарячого струменя газу. Як ми бачимо, при експериментально отриманій оптимальній швидкості введення газу в бак w_4 (максимальний тиск

газу в баку на 30с зливу) далекобійність струменя в цьому випадку трохи менше висоти вільного об'єму бака. В цьому випадку відбувається вирівнювання температурного профілю газу в баку, немає підвищених втрат тепла в граничні поверхні (товстостінні верхнє днище бака і дзеркало кисню).

Проведені розрахунково-експериментальні дослідження дозволяють зробити висновок, що має велике практичне значення. Для польотних умов отримана оптимальність повинна зберігатися при забезпеченні «наземної» далекобійності струменя газу наддування. У цьому випадку за часом роботи РУ зберігаються аналогічні режими взаємодії струменя РТН з паливом.

Подальша за часом польоту оптимізація швидкості введення газу в баки при використанні однорежимних газоводов не приводить до позитивного результату. Після $l/d \geq 1$ на поширення неізотермічної струменя в умовах подовжньої перевантаження (гальмівна сила) сильний вплив починає чинити ще й стискаюча дія конструкції бака. При високому ступені неізотермічних для реальних конструкцій циліндричних баків РН струмінь газу далі ніж на $l/d \approx 2$ поширитися не може теоретично [111].

З урахуванням отриманих вище висновків були розроблені рекомендації щодо зменшення швидкості введення гарячого гелію в баки з киснем І і ІІ ступеня РН 11К77 («Зеніт») і І ступеня РН «Енергія» [70].

4.3 Використання турбулентних вихрових кілець для наддування баків РУ високотемпературним РТН

Для наддування баків великого подовження сучасних РУ перспективним РТН зі ступенем неізотермічних вище досягнутої, традиційні способи введення газу в бак досить проблематичні. Це обумовлено рядом обставин:

- незначна далекобійність струменя високотемпературного газу в умовах обмеженого простору баків великого подовження [111];
- інтенсивна взаємодія струменя (в загальному випадку, парогазової) РТН з поверхнею палива, що супроводжується провалом тиску газу в баку;

- наступне зависання струменя під дією стискаючої дії конструкції бака і сили Архімеда, що призводять в остаточному підсумку до перегріву верхнього днища бака [33].

Викладена технічна ситуація демонструє неефективність старих підходів введення гарячого газу в бак для більш гарячого РТН. Ситуація вимагає пошуку і реалізації принципово інших способів подачі високотемпературного газу наддування в паливні баки, здатних забезпечити:

- вищу дальність подачі високотемпературного газу в бак на всю його довжину і ефективну температурну дестратифікацію газових обсягів баків великих подовжень;

- зниження втрат тепла і маси газу наддування в граничні поверхні в баку протягом усього часу роботи СН.

Аналіз різних аспектів цієї проблеми [39, 53, 54, 95] дозволив нам висунути наступну нову ідею [112] - перспективним шляхом вирішення даної важливої проблеми може стати подача високотемпературного газу в бак у вигляді рухомих стійких структур - турбулентних вихрових кілець (ТВК), характерною особливістю яких є здатність проходити значні відстані навіть при відносно невеликій початковій швидкості руху [53]. Зазначена особливість ТВК, при експериментальному її підтвердженні в умовах обмеженого простору паливного бака, може дозволити без відомих негативних наслідків застосувати істотно більш високотемпературний газ, ніж застосовувався в СН рухових установок МБР останніх поколінь. Новий спосіб введення може виявитися високоефективним, якщо він істотно знизить інтенсивність взаємодії РТН з вільною поверхнею палива в баку в початковий момент роботи, забезпечить ефективне вирівнювання температур по всій висоті вільного об'єму паливного бака [112].

В експериментальних дослідженнях [113, 114, 115] був проведений великий обсяг модельних випробувань на установці Д з оргскла (рис.4.6). Випробування проводилися з дискретної тривалістю імпульсів подачі ТВК (0,011с, 0,013с, 0,020с), в діапазоні початкових швидкостей ТВК $4,0 \div 10,0$ м/с.

Модельна циліндрична ємність 1 для візуального вивчення поведінки вихрових кілець була виконана з оргскла. Діаметр її становив 0,4 м, висота обичайки ~ 1,1 м, нижнє днище було виконано сферичним. На верхньому днищі розміщувалися генератор вихрових кілець 2 (ГВК), підігрівач 3 робочого тіла (повітря), генератор диму 4 (для візуалізації кілець). Також установка була забезпечена системами вимірювань і зливу робочої рідини (води). Управління тривалістю імпульсів формування ТВК і їх частотою здійснювалося за допомогою спеціального генератора (на схемі не показаний).

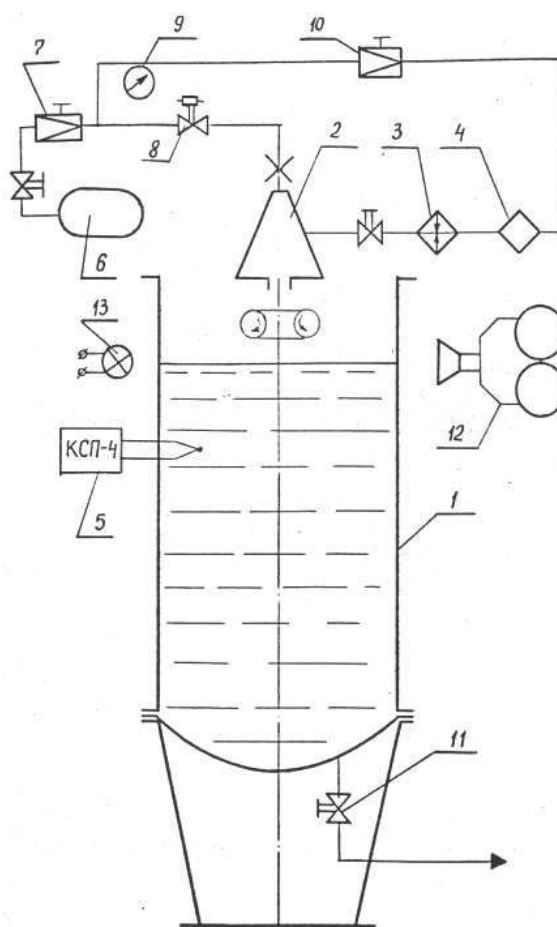


Рис.4.6 - Схема експериментальної установки Д для дослідження ТВК

Експерименти здійснювалися в наступній послідовності. Повітря з акумулятора тиску 6 через регулятор 7 надходило в електропневмоклапан (ЕПК) 8. Контроль тиску перед ЕПК 8 проводився за манометром 9. Одночасно повітря через регулятор тиску 10 надходило в генератор диму 4, який пов'язаний з ГВК.

При проведенні експериментальних досліджень варіювалися наступні режимні параметри:

- тиск перед ЕПК ($0 \div 20 \cdot 10^5$ н/м²);
- частота проходження імпульсів ($0 \div 20$ Гц);
- тривалість імпульсу (0,011 с, 0,013 с, 0,020 с);
- висота вільного об'єму ємності, яка вимірювалася по її осі від вихідного перетину ГВК 2 до вільної поверхні рідини ($0 \div 1,1$ м).

Основні параметри ТВК (початкова швидкість, швидкість на ділянках дистанції, далекобійність) визначалися як експериментально (наприклад, по проходженню вихором контрольної відстані), так і теоретично по відомим залежностям для необмеженого руху. Тут і надалі під далекобійністю ТВК розумілося та найбільша відстань, яку воно проходило по осі ємності до моменту руйнування. Найбільший практичний інтерес представляли співвісно рухомі кільця. Експерименти проведені в діапазоні початкових вертикальних швидкостей ТВК $4,0 \div 10,0$ м / с. Також проводилися і порівняльні експерименти з оцінки впливу на поверхню рідини затопленого струменя з тими ж витратою, температурою і далекобійністю, як і ТВК. Вплив різних параметрів на величину відносної далекобійності (відношення абсолютної далекобійності до діаметру вихідного отвору ГВК) представлено на рис.4.7.

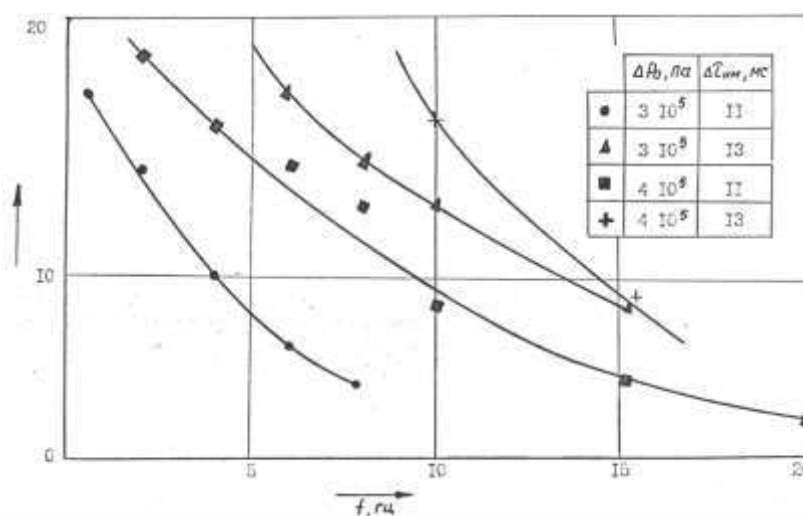


Рис.4.7 - Зміна відносної далекобійності кільця від основних параметрів ТВК

Аналіз отриманих експериментальних результатів показав наступне. Збільшення початкової швидкості окремих ТВК призводить в результаті до збільшення дальнобійності вихрового стовпа. При частоті генерування ТВК $f \geq 10$ Гц діаметр вихрового стовпа по його довжині практично не збільшується, що можна пояснити незначною ежекцією в ТВК газу навколишнього середовища.



Рис.4.8 - Кінограми взаємодії ТВК з поверхнею рідкої фази
(послідовно за часом зліва направо)

В цьому випадку можна говорити про настання режиму каналювання (рух середовища в псевдоканалі). При відношенні діаметру ємності до діаметра ТВК більше 4, стискаючої дії стінок бака на поширення ТВК не виявлено. Після руйнування ТВК об поверхню рідини швидкість газу в радіальному напрямку досить невисока в порівнянні з попередньою вертикальною швидкістю руху (рис.4.8). Зафіксована істотно ($\sim$ в $4 \div 5$ разів) менша глибина впровадження в рідку фазу газу з ТВК у порівнянні з еквівалентним затопленим струменем (рис.4.9). Також відбувається помітне зниження інтенсивності теплообмінних процесів ТВК у порівнянні з еквівалентним затопленим струменем.

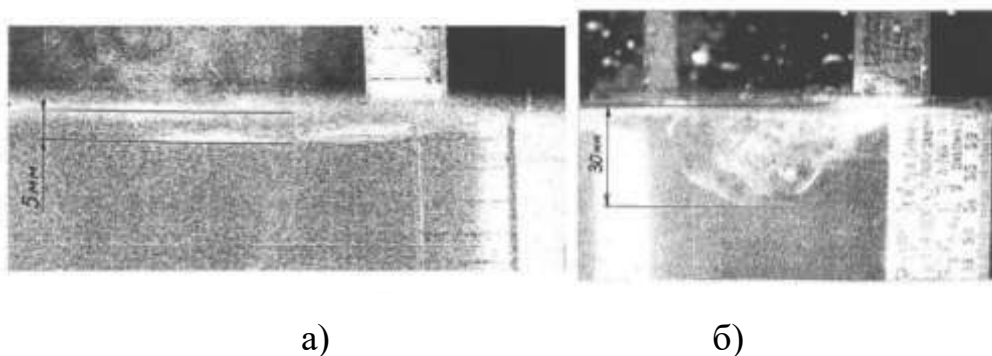


Рис.4.9 - Порівняння інтенсивності взаємодії з поверхнею рідини ТВК і затопленого струменя а) ТВК, $f = 10$ гц); б) еквівалентний затоплений струмінь

Відзначено також, що періодичне вплив ТВК на поверхню рідини призводить до утворення на ній коротких гравітаційних хвиль. Механізм їх порушення носить резонансний характер, тобто хвилі, що виникли при ударах ТВК, підживлюються енергією вихрових кілець, що розпливаються. Характерна особливість цих хвиль полягає в тому, що вони збуджують циркуляційні течії рідини в її поверхневому шарі товщиною порядку довжини хвилі (λ) [116].

Оцінки показують, що для бакових умов глибина перемішування палива складе $\sim 0,04$ м. Це повинно привести до зменшення максимальної температури її поверхні і, як наслідок, швидкості її випаровування при подачі високотемпературного газу на наддув паливного бака в режимі ТВК.

Далі, експериментально встановлено, що процесу руйнування ТВК, яке натікає на поверхню, притаманні деякі специфічні особливості. Руйнування кільця при зіткненні передуює стрибкоподібне зменшення швидкості його натікання, що супроводжується значним зростанням радіуса кільцевої осі вихору, тобто швидкості його розтікання уздовж поверхні рідини. При цьому ядро вихору, збільшуючись в діаметрі, не руйнується відразу, а зберігає форму кільцевого шнура протягом певного проміжку часу.

Що стосується початкової швидкості руху ТВК, то її необхідно вибирати, виходячи з двох міркувань. З одного боку, вона повинна забезпечувати далекобійність подачі газу наддування, порівнянну з довжиною паливного бака, що забезпечує вирівнювання температури у вільному обсязі бака. З іншого - початкова швидкість ТВК (кінетична енергія) повинна бути такою, щоб неруйнівного поверхню палива навіть на початку роботи СН, що виключило б непродуктивні втрати тепла і прогрів палива.

Початкову швидкість ТВК (без урахування гальмуючого дії сили Архімеда) можна визначати за апробованим співвідношенням В.Ф. Тарасова і В.І. Якушева [53]. Значення критичної швидкості ТВК, який натікає на поверхню палива, і при якій відбувається порушення її суцільності, може бути отримано з балансу сил (аеродинамічної і поверхневого натягу).

Порівняння «класичного» способу введення газу в бак (затоплений турбулентний струмінь) із запропонованим способом за допомогою ТВК показує, що потреби в РТН можна знизити до 20%. При цьому знижується і температура верхнього днища бака.

Впровадження в практику двигунобудування способу введення РТН за допомогою ТВК стримує відсутність простих і надійних конструкцій, працездатних в умовах перевантажень і вібрацій.

4.4 Нові способи введення високотемпературного РТН в баки

Історично підвищення ролі газопроводів відбувалося в міру підвищення температури РТН на вході в баки. Відповідно, описані вище ефекти (провали тиску, прогріву) наростали і досягли піку своєї гостроти при використанні генераторного газу з рекордною температурою $\sim 1300\text{K}$.

Як уже зазначалося, однією з проблем як осьових, так і радіальних газопроводів, є повне заповнення РТН їх вихідних перетинів. У цьому випадку з'являється можливість оперувати точною швидкістю введення, числами Re , далекобійністю. Продувки типових застосовуваних конструкцій, які проведені під керівництвом К.П. Денисова, показали, що заповнюваність перетинів становить $15\div 20\%$ за площею. В інших частинах вихідних перетинів утворюються зворотні токи. Дозвукові газові течії в складних конструкціях із змінною витратою на вході в пристрій вкрай складні.

На рис. 4.10 представлена одна з таких вдалих конструкцій, яка вирішує цю проблему. Вона розроблена при ведучій участі автора і реалізована для наддування баків з палим РН Taurus (Antares) [117].

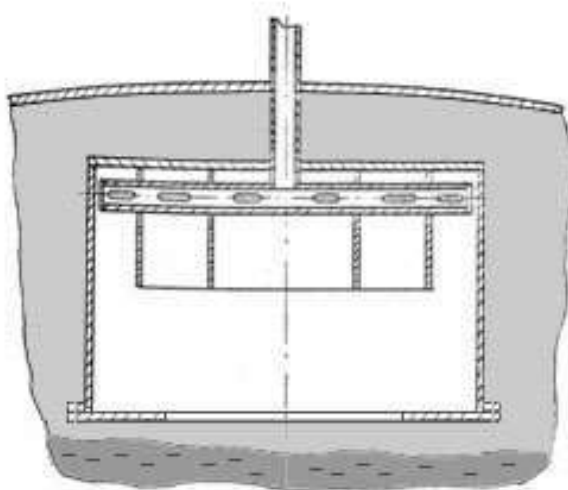


Рис.4.10 Схема газоввода СН бака пального РД-180 з примусовим рівномірним розподілом витрат РТН по перетину [117]

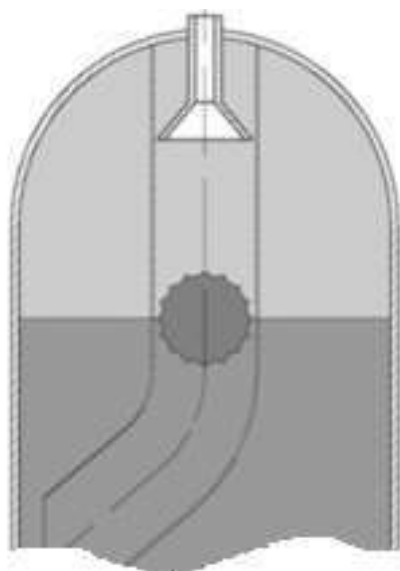
Дана конструкція являє собою концентрично розташовані циліндричні патрубки, що мають загальне дно. У верхній частині пристрою патрубки з'єднані підводить магістраллю з отворами. Отвори розташовані на зустріч один з одним. За рахунок примусового рівномірного по перетину розподілу газу в зазорах (критичне витікання) між патрубками, досягається повне заповнення вихідного перетину. Також стає можливим зменшення його довжини, тому що відоме газодинамічне співвідношення $l/d \geq 10$ виконується в зазорах досить легко. Налаштування на необхідну вихідну швидкість газу наддування здійснюється установкою знімною шайби на зрізі газовода.

Для зниження інтенсивності взаємодії струменя газу з поверхнею палива в початковий момент роботи СН нами розроблено пристрій з плаваючим відбивачем [118].

Після захисту поверхні палива від впровадження гарячого струменя такий газоввод автоматично за допомогою напрямних веде відбивач в сторону і не заважає струмені вільно поширюватися уздовж поздовжньої осі бака (рис.4.11). Критерій відведення відбивача - зниження числа Вебера для даного компонента нижче критичного.

Рис.4.11 - Принципова схема осьового газоввода з плаваючим відбивачем [118]

Як відомо, для баків великого подовження далекобійність гарячої турбулентної струменя обмежена стискаючою дією конструкції бака. Вона не перевищує $1,5 \div 2,0$ його калібру. Іншими словами, перемішувати газ у всьому вільному обсязі бака вільною струменем навіть зі значною швидкістю введення не представляється можливим. Для компенсації зазначеного негативного факту стиснення нами була запропонована конструкція, що використовує ефект настилення струменя на поверхню. У цьому випадку швидкість струменя по її осі збільшується в $\sqrt{2}$ раз [92] у порівнянні з вільною за рахунок зменшення площі ежектування газу з вільного об'єму бака. Однак це призводить до



збільшення величини провалу тиску газу в баку в початковий момент роботи СН у порівнянні з аналогічним пристроєм введення, але без пластини.

На рис.4.12 наведена покращена нами конструкція з пластиною, яка позбавлена зазначеного недоліку [119]. У середині бака 1 (рис.4.12 а) у його

верхнього днища 2 встановлено пристрій для наддування 3 у вигляді дифузору, вихідний перетин 4 якого орієнтований паралельно вільній поверхні палива в баку 1.

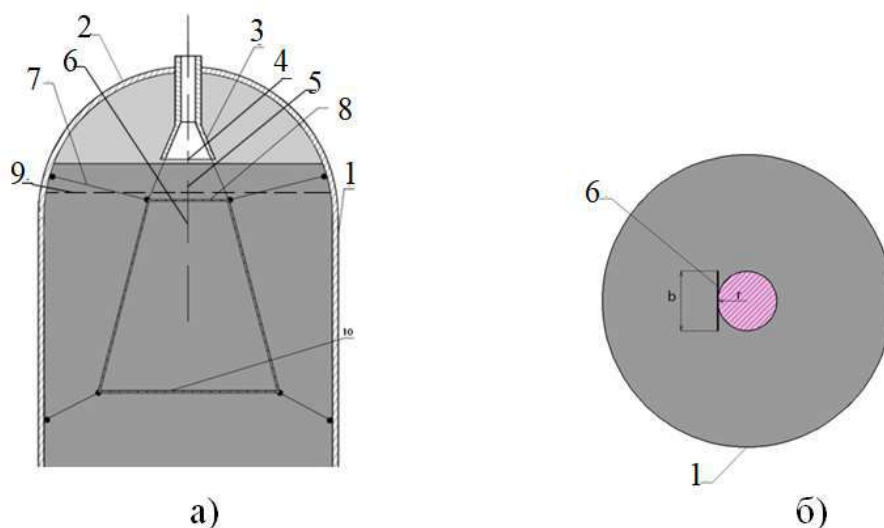


Рис.4.12 - Покращена конструкція с плоскою пластиною

Нижче пристрою 3 в середині баку розташована плоска трапецеїдальна тонка пластина 6 уздовж його поздовжньої осі 5. Вона прикріплена до баку, наприклад, за допомогою розтяжок 7. Менша підстава трапеції 8 має розмір не менший за діаметр струменя газу наддування на цьому рівні ($b \geq D = 2r$, рис.4.12 б), де r – радіус струменя на рівні меншої підстави трапеції 8. Пластина 6 (рис.4.12 а) розташована нижче мінімального рівня заправки 9 палива в баку, а в радіальному напрямку (рис.4.12 б) - на відстані радіусу r струменя, а більша підстава трапеції 10 розташована на відстані від вихідного перетину дифузору 4, при якій площа поперечного перетину струменя більша 40% поперечного перетину бака. Пристрій працює наступним чином. На початку роботи РУ при максимальній заправці бака вільний струмінь гарячого газу, який витікає через вихідний перетин пристрою 4, втрачає свою швидкість в баку досить швидко, тому що газ з вільного об'єму бака ежекується в струмінь з усіх боків. Коли вільна поверхня палива в баку опускається нижче рівня мінімальної заправки 9, струмінь починає настилатися на плоску пластину 6, яка зміщена щодо осі струменя на її радіус r . Зниження швидкості струменя сповільнюється, збільшується її далекобійність. Струмінь починає різко втрачати швидкість,

коли її поперечний переріз наближається до 40% площі поперечного перерізу бака. Тому нижню підставу трапеції 10 пластини 6 доцільно розміщувати нижче цієї висоти. Діаметри струменів можна розраховувати за відомими рекомендаціями [74], [110].

Також конструкція газовводів може бути істотно поліпшена при використанні відомого експериментального факту [2, 39]. Він говорить про те, що в об'ємі $\sim 1 \div 1,5$ калібру бака перемішати газ можливо і існує оптимум швидкості. Він і послужив основою для створення нового класу газовводів - багаторівневих (рис.4.13), в яких послідовно тиражується це явище [120].

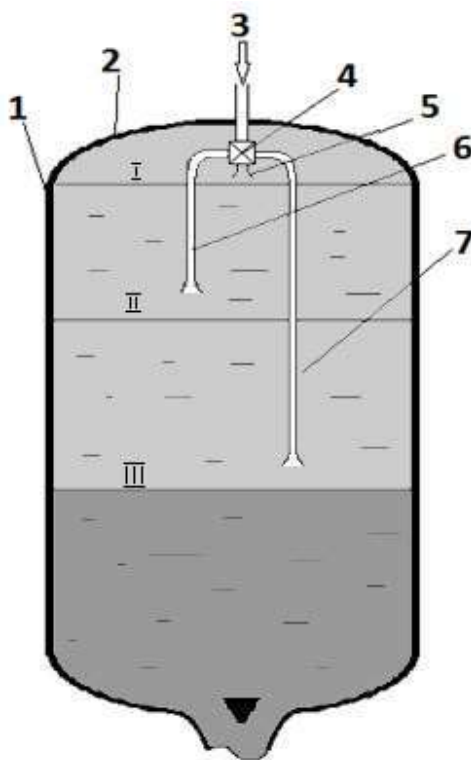


Рис.4.13 Схема багаторівневого газовода [120]

Принцип його роботи наступний. На момент запуску РУ (початковий рівень палива I) гаряче РТН через магістраль 3 та клапан-перемикач 4 надходить у вільний об'єм бака 1 через вхід 5. РТН надходить у вільний об'єм бака з оптимальною швидкістю на ділянці від рівня палива I до рівня палива II ($\sim 1 \div 1,5$ калібру бака). При опусканні рівня палива до рівня II, клапан-перемикач 4 весь газ наддування вводить в бак через вхід 6 з оптимальною швидкістю на ділянці від рівня палива II до рівня III і т. д. Особливих вимог по герметичності

до клапану-перемикачу в цій схемі не пред'являється, що істотно спрощує конструкцію.

Реалізація багаторівневої схеми введення гарячого РТН в вільні обсяги паливних баків, наприклад, бака з киснем РД-171М, може збільшити вагу корисного навантаження РН середнього класу до ~ 45 кг.

Висновки до розділу 4

Проведено великі експериментальні дослідження з імітацією основних впливових факторів на параметри СН - швидкість і напрям введення неізотермічного РТН в баки різних конструкцій (подовжень). Отримані результати підтвердили наявність оптимальної швидкості введення РТН для баків подовженням в $\sim 1 \div 1,5$ калібрів. Для баків окислювача подовженням, характерним для перших ступенів РН ($l/d \approx 5$), експериментальним шляхом вперше показано відсутність впливу швидкості введення РТН на параметри СН на момент виключення ДУ. Отримано теоретичне пояснення цьому феномену – це стискаюча дія конструкції бака. Вперше розроблено методику визначення коефіцієнтів стиснення для РТН з різним ступенем неізотермічності. Показано визначальну роль далекобійності струменя газу наддування на параметри СН. Теоретичні та експериментальні дослідження поширення неізотермічних струменів в баках ДУ дозволили отримати ряд важливих для практики висновків:

- максимальна далекобійність гарячого РТН при будь-якій швидкості введення в бак (дозвуковій) обмежена $1,5 \div 2,0$ калібрами бака;
- доцільно для мінімізації маси РТН проектувати газопроводи нового класу - багаторівневі, які забезпечують введення РТН дискретно по висоті бака в міру його спорожнення;
- при визначальному мінімально-необхідному тиску газу в баку в кінці роботи РУ (найбільш часто зустрічається на практиці випадок), відпадає

необхідність в тривалому і дорогому етапі експериментального відпрацювання конструкції газопровода;

- перенесення на льотні умови оптимальної швидкості введення РТН, отриманої при наземній відпрацювання, доцільно проводити, використовуючи поняття «далекобійність», яке дозволяє врахувати подовжнє перевантаження;
- для газобалонної СН з підігрівом РТН в ТО при однорежимній осьовому газопроводі доцільно оптимізувати швидкість введення РТН в бак в перші $20 \div 25$ с наддування (час виходу теплообмінника на режим).

На підставі отриманих нових результатів розроблений ряд оригінальних конструкцій газопроводів, які підкреслюють гідності реалізованих СН. Результати досліджень введення неізотермічного гелію при використанні осьових газопроводів впроваджені на етапі ЛКВ стосовно до баків з киплячим киснем I і II ступенів РН «Зеніт» і I ступеня РН «Енергія».

Для високотемпературних СН вперше запропонований і всебічно експериментально досліджений принципово новий високоефективний спосіб введення газу в паливні баки у вигляді ТВК. Показано, що цей спосіб введення є найбільш раціональним з відомих і застосуємо для наддування баків різних конструкцій і подовжень. Застосування ТВК відкриває можливості використання високотемпературного РТН ($T_{вх} = 1500 \div 1800\text{K}$). Сформульовано необхідні рекомендації для етапу проектування ДУ з цим способом наддування.

РОЗДІЛ 5

МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ І ЕТАПУ МОДЕРНІЗАЦІЇ ГЕЛІЄВИХ СН СУЧАСНИХ РАКЕТНИХ РУ

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

При проектуванні РН «Зеніт» і «Енергія» був здійснений перехід з традиційної гарячої СН баків пального на так названу надхолодну СН (НСН) [47]. Її фізична суть (рис.5.1) полягає в тому, що в якості спеціального ТО для нагріву гелію, потрібна кількість якого для переважного кола завдань вимірюється всього лише двома десятками кілограмів, тут виступають паливний бак пального, масою в кілька тонн, і саме пальне, масою в кілька десятків тонн. При цьому і бак, і пальне, на активній ділянці траєкторії польоту РН знаходяться під впливом потужного аеродинамічного теплового нагріву.

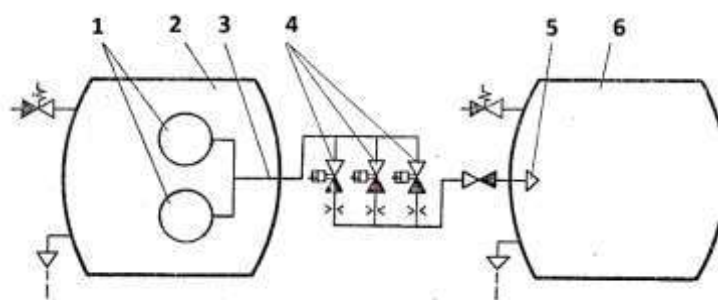


Рис. 5.1 – Принципова схема надхолодної СН бака пального:

1 – балони з гелієм, 2 – бак з рідким киснем; 3 – магістраль наддування, 4 – агрегати автоматики; 5 – газопровід, 6 – бак пального

Як видно з рис.5.1, на якому наведена принципова схема цієї системи, конструкція запропонованої системи істотно простіше гарячої газобалонної. Робота системи відбувається наступним чином. Гелій з балонів 1, що знаходяться на нижньому шпангоуті бака з рідким киснем 2, з початковою

температурою, що дорівнює температурі рідкого кисню ($\sim 90\text{K}$), найбільш коротким шляхом через міжбаковий відсік вводиться по магістралі 3 через елементи автоматики 4 з жиклерами через спеціальний пристрій введення газу 5 в вільний об'єм бака пального 6. Балони з гелієм, в силу коротких магістралей наддування і відсутності ТО з великим опором, можуть бути спорожнені практично повністю, до $4 \div 5 \cdot 10^5 \text{ Па}$, до величини закриття зворотного клапана.

Стосовно до умов РН Taurus (Antares) дана система була доопрацьована в частині посилення теплостіми з верхнього днища і стінок бака, які нагріваються в польоті аеродинамічним тепловим потоком [121].

В даному розділі вперше проведено аналіз основних параметрів НСН за результатами ЛКВ РН «Зеніт» і «Енергія». За підсумками аналізу переглянуті граничні умови системи диференціальних рівнянь з розрахунку параметрів таких систем в бік їх спрощення без зниження точності. Розглянуто область застосування НСН та шляхи підвищення їх характеристик.

5.1 Аналіз результатів експериментальних досліджень НСН в натурних умовах

Розглянемо характеристики НСН баків з паливом [82, 85, 121]. Експериментальні дослідження її параметрів були проведені в натурних умовах. Проаналізовано три різні групи випробувань, які перекривають широкий діапазон зміни параметрів. Основні впливаючі фактори при цьому мали такі значення:

- час роботи СН $\tau_{1,2} \approx 144\text{с}$, $\tau_3 \approx 600 \div 1000\text{с}$;
- рівень тиску газу в баку, номінальний, $P_1 \approx 0,16$, $P_2 \approx 0,20$, $P_3 \approx 0,25 \text{ МПа}$;
- баки 1, 2 – циліндричні, бак 3 – торовий.

Найбільший практичний інтерес представляють експериментальні значення зміни температур газу в баку, верхнього днища і пального на вході в двигуни за часом їх роботи. Температура верхнього шару пального в баках у всіх трьох випадках на ЛКВ не вимірювалась.

На рис. 3.6 наведені експериментальні дані тиску газу в баку пального І ступені двоступеневої РН «Зеніт» за підсумками шести пусків і результати математичного моделювання цього параметра. Аналогічна картина задовільною збіжності отримана і в інших групах випробувань – при тиску газу в баку на рівні 0,20 МПа ($\tau \approx 144\text{с}$), і при потребі тиску газу в баку на рівні 0,25 МПа ($\tau \approx 1000\text{с}$). Це свідчить про те, що розроблена методика математичного моделювання якісно і кількісно правильно описує всі процеси, що відбуваються в баках і балонах високого тиску в досить широкому діапазоні зміни впливових факторів. На рис.5.2 наведені експериментальні значення двох типових вимірів температури газу у верхнього днища бака пального за часом роботи РД-171 при ЛКВ. Вони відрізняються різним місцеположенням на верхньому днищі бака.

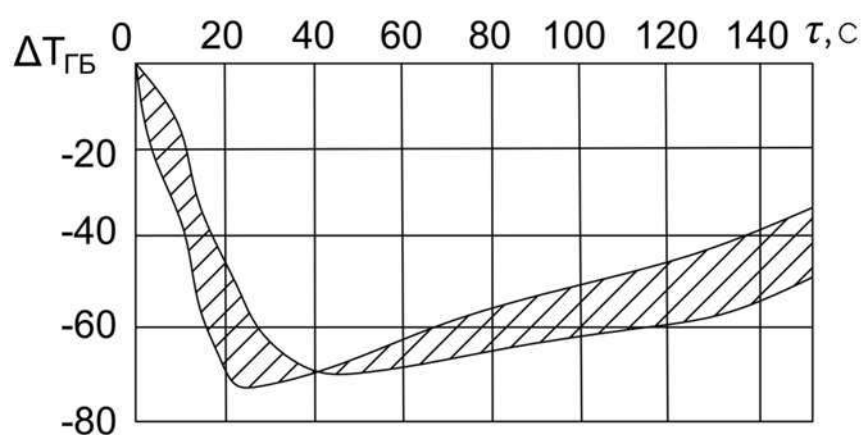


Рис.5.2 – Зміни температури РТН у верхнього днища бака пального при роботі РД-171

Порівняння вимірів різних пусків показує стабільність зазначених величин. Температура газу у верхнього днища практично не відрізняється від середньомасової. Звідси випливає висновок, що в баках подовженням $l/d \leq 3,0$ струмінь холодного гелію, що вводиться, досить рівномірно переміщує газ у вільному об'ємі бака і вирівнює в ньому температуру. Далі, чим довше працює РУ, тим кінцева температура газу в баку ближче до початкової температури палива в баку (діапазон тисків газу в баку $1,5 \div 2,5$ МПа).

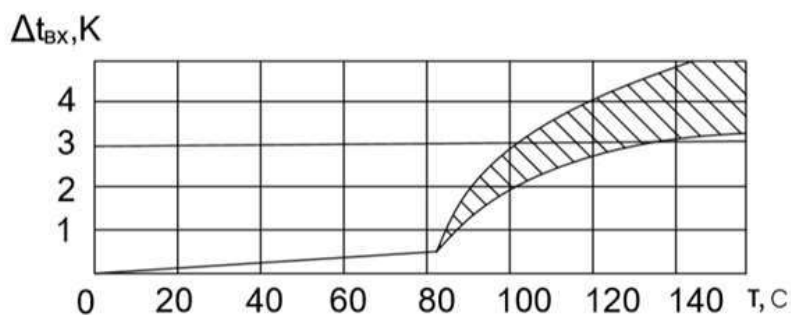


Рис.5.3 – Приріст температури пального на вході в двигун РД-171

На рис. 5.3 наведений приріст температури РГ-1 на вході в двигун РД-171. Аналіз отриманих експериментальних даних свідчать про те, що навіть будь-якого мінімального заохолодження пального на вході в насос (в межах похибки вимірювань) при роботі НСН не спостерігається. Аналіз великого обсягу показань замірів температур РГ-1 на вході в РРД показує наступне. Температура верхнього шару РГ-1 в баку практично завжди вище її середньомасової температури на момент запуску РРД на $3 \div 8\text{K}$. Пояснюється це умовами підготовки пального і теплообміном в баку в умовах відкритого старту.

На рис.5.4 наведено зміна (заохолодження) температури верхнього днища бака з РГ-1 за часом роботи РД-171 (по двох замірах).

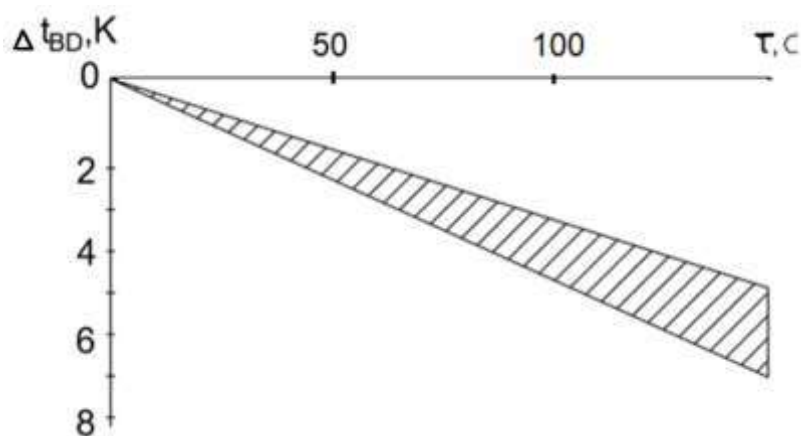


Рис.5.4 – Зміна температури верхнього днища бака з РГ-1 за часом роботи РРД

Аналіз результатів вимірів температур верхнього днища баку показує, що зниження його температури становить всього $5 \div 7\text{K}$. Це свідчить про великі резерви тепла, що залишаються у верхньому днищі бака пального.

Використання цього тепла може ще підвищити характеристики НСН – меншою витратою гелію можна підтримувати потрібний тиск газу в баку. Цей шлях більш раціональний, ніж форсований теплообмін з верхнім шаром палива, при якому може відбуватися спотворення фактичного рівня палива. СУВП може видавати некоректні команди . без прийняття спеціальних заходів (наприклад, перші точки СУВП – довідкові). У напрямку збільшення знімання тепла з верхнього днища бака при роботі НСН доцільно працювати. Тут повинні бути цікаві і ефективні конструктивні рішення.

Всі заміряні параметри знаходяться в допустимих межах, показують хорошу збіжність з результатами математичного моделювання спроектованих НСН в широкому діапазоні зміни факторів, що впливають на параметри СН.

5.2 Особливості математичного моделювання параметрів гелієвих надхолодних СН циліндричних баків ДУ

Методологічно І етап модернізації доцільно побудувати таким чином, щоб послідовно усувати (частково або повністю) де які недоліки нових і традиційних гелієвих СН (слабкий нагрів гелію окисним генераторним газом в ТО).

Одним з таких рішень є так звана «надхолодна» СН бака пального, яка запропонована, розроблена і вдосконалена при провідної участі автора [47, 121] (рис.1.4). Вона до сьогоднішнього часу впроваджена на двох ступенях РН «Зеніт» всіх модифікацій, РН Antares (Taurus) [121], РН Atlas-V. Також вона успішно експлуатувалася на РН «Енергія», РН Atlas-III. В даний час вона закладена в ескізного проєкті РН «Маяк», РН Циклон-4М.

Запропонована НСН позбавлена корінних недоліків традиційної гарячої гелієвої СН [82, 85]. По-перше і головне, це наявність всіх потрібних вихідних даних для математичного моделювання параметрів вже на етапі проєктування. Далі, вона легше при роботі РРД по схемі з доопалюванням ОГГ. І головне – спрощується відпрацювання СН (якщо воно взагалі потрібно), тому що в її

схемі немає ні ТО, ні унікального ОГГ для нього. Вага та довжина трубопроводів наддування у НСН наближається до мінімуму. Опір трактів мінімальний і балони з гелієм випорожнюються практично повністю (до закриття зворотних клапанів). Але і її параметри можна ще покращити.

Унікальні натурні експериментальні дані, які розглянуті вище, і їх аналіз дозволяють істотно спростити математичне моделювання параметрів НСН. Розглянемо переваги запропонованої НСН, які відкриваються при математичному моделюванні її параметрів. Вони безпосередньо впливають із своєрідності її конструкції і напрямку теплообміну в баках з паливом. Звернемо увагу на формулу Сен-Венана (2.2 розділу 2.1) стосовно витраті гелію в запропонованій системі. Її аналіз показує, що забезпечивши на жиклері критичний перепад тиску, його витрата визначається з досить високою точністю.

Таким чином, вимагає уточнення лише коефіцієнти тепловіддачі від граничних поверхонь до РТН (див. формулу 2.3 з підрозділу 2.2). Тут теж особливих труднощів не виникає. Для гарячих і високотемпературних СН теплообмін газу в баку з граничними поверхнями описується рівняннями вільної конвекції [1, 124]. Аналогічна картина повинна реалізовуватися і при надхолодному наддуванні. Адже площа «плями» взаємодії струменя газу з поверхнею палива в обох випадках незначна в порівнянні з поперечним перерізом бака. При цьому швидкість більш щільного газу в струмені по її довжині падає повільніше, що дає можливість мати деякі запаси по теплообміну з поверхнею палива.

Далі, бак з РГ-1 помітно коротше бака з LOX. Тому в методиці математичного моделювання тут найбільш доречно допущення про однакову температуру газу в кожен момент часу по висоті вільного об'єму бака. Збіжність розрахункової середньомасової температури газу в баку з замірами температур газу у верхнього днища (2 виміру) протягом усього часу РУ свідчить про рівномірність температури газу по висоті бака. Також слід мати на увазі, що в даній постановці завдання є деякі запаси по зніманню тепла в силу

зазначених вище причин. Раціональне введення гелію в бак повинно полягати в максимальному зніманні тепла з граничних поверхонь. Це принципово нова постановка проблеми. В разі традиційних гарячих СН завжди мінімізували теплові втрати в граничні поверхні. Дане завдання може вирішуватися застосуванням своєрідних швидкісних конструкцій газопроводів.

І ще одна відмінність в математичному моделюванні параметрів нової системи від традиційної гарячої, викликане іншим напрямком теплових потоків в паливному баку. Відомо, що в гарячій СН верхній шар нагрівається і в певній мірі накопичується в районі вільної поверхні. Нічого подібного не відбувається при роботі НСН. Захоплений верхній шар в силу підвищення щільності тоне в товщі палива. Далі, шари палива, які нагріваються аеродинамічним тепловим потоком, спливають уздовж стінок бака до вільної поверхні. Це підсилює перемішування в верхньому шарі пального. Тому досить коректно при математичному моделюванні можна приймати температуру поверхні пального в баку в польоті рівній початковій температурі пального на момент запуску РУ. Ці експериментальні факти істотно спрощують розрахунки і не знижують їх точності.

З урахуванням наведених міркувань математичне моделювання параметрів НСН може бути проведено з необхідною точністю вже на етапі проектування РК. Основні вихідні дані для розрахунків стосовно аналізованої, конструктивно простий СН, вже є. На рис.3.7 наведені результати математичного моделювання за запропонованою методикою [82] і експериментальні дані натурних випробувань РН «Зеніт» основний інтегральної характеристики – тиску газу у вільному обсязі бака пального І ступеня носія за часом польоту.

Як видно з наведеного графіка, збіжність результатів розрахунків з натурними експериментами більш ніж задовільна протягом усього часу роботи РУ. Експериментально отримані значення тисків газу в баку знаходиться всередині розрахункового діапазону. Це дозволяє зробити висновок – складного і дорогого етапу відпрацювання як комплексна наземна для НСН не потрібно.

5.3 Область застосування надхолодних СН паливних баків з РГ-1

Вище були розглянуті експериментальні дані по трьом НСН для різних РУ і, відповідно, для різних умов застосування. Для цих же умов спочатку були спроектовані і сконструйовані гарячі СН, визначено обсяг наземного стендового відпрацювання як СН, так і РРД з відповідними ТО. Зазначене відпрацювання була частково проведено. Такий стан справ дозволило реально провести порівняння двох систем по їх повній масі, а також визначити економічний ефект від переходу на надхолодну систему.

По кожному з РД-170, РД-171 фактичне зниження маси СН при переході на НСН склало близько 30% за рахунок виключення ТО, довгої гарячої магістралі наддування з температурними компенсаторами, кріплення цієї магістралі в баку пального. Для РУ з РД-120 зниження маси системи менше в процентному відношенні в силу особливостей компоновки другого ступеня (РРД знаходиться всередині торового бака пального, гаряча магістраль наддування коротка).

З ростом потрібного тиску газу в баку збільшується товщина стінки бака. Аналіз рівняння теплового балансу для стінки бака показує вплив товщини стінки бака (похідна від абсолютного тиску в баку) можна отримати її поточну

температуру

$$T_{wi} = \frac{\alpha_w T \Delta\tau + q_{aep} \Delta\tau + c_w \rho_w \delta_w T_{w(i-1)}}{\alpha_w \Delta\tau + c_w \rho_w \delta_w},$$

где α_w – коефіцієнт тепловіддачі від стінки бака до газу наддування;

$\Delta\tau$ – крок інтегрування;

q_{aep} – питомий аеродинамічний потік в стінку бака в польоті;

c_w, ρ_w, δ_w – питома теплоємність, щільність і товщина стінки бака.

Розроблена методика моделювання дозволила провести порівняння гарячої і НСН, окреслити сферу застосування нової запропонованої системи. Аналіз результатів проведеного математичного моделювання показує, що в діапазоні тисків газу в баках $(1,3 \div 4,0) \cdot 10^5$ Па і будь-якому часу роботи РУ з

допалюванням ОГГ НСН буде набагато більш ефективна в порівнянні з гарячою СН. При використанні в РУ відновного ГГ порівняння систем помітно ускладнюється. Врахувати всі нюанси, наприклад такі як зниження маси бака за рахунок вужчого діапазону тиску газу в баку при НСН, час і ціна розробки теплообмінника і температурних компенсаторів, необхідність наземної відпрацювання гарячої СН і наявність стендів для цього, без конкретних вихідних даних практично неможливо. Одне можна сказати точно, параметри НСН нескладно помітно поліпшити простими конструктивними рішеннями. Саме цей шлях і буде розглянуто в наступному параграфі.

5.4 Перший етап модернізації гелієвих СН паливних баків РУ

Аналіз параметрів надхолодної СН показує, що далеко не всі її параметри мають гранично допустимі значення. Так, наприклад, кінцевий тиск гелію в балонах досягає мінімально можливого значення (на рівні закриття зворотних клапанів). Воно становить $0,4 \div 0,6$ МПа для баків пального РД-171М, РД-170 і РД-8. Це межа, нижче тиск газу в балонах забезпечити вкрай складно, та й навряд чи доцільно. У той же час температура газу в баках і балонах далека від своїх максимальних меж. Піднявши значення зазначених величин можна зменшити потреби в гелії, що в кінцевому підсумку збільшить масову ефективність СН. Власне кажучи, і при гарячій СН бака пального РУ, що працює за схемою з допалюванням ОГГ, температуру газу в баку бажано було б збільшити.

При експериментальному відпрацюванні будь-яких газобалонних СН [1] було звернуто увагу на вплив температури компонента палива і конструкції бака на рівень тиску газу в баку – чим вище температури зазначених елементів, тим вище тиск газу в баку при інших рівних умовах. Цей факт і послужив основою для запропонованих нами шляхів модернізації НСН.

Метою проведених досліджень було знаходження шляхів підвищення температури гелію в баку пального при роботі НСН з мінімальними доробками

конструкції РУ. Нами запропоновано [125] на етапі передпускового наддування збільшувати температуру верхнього днища бака пального, його верхнього шару і самого газу в баку до максимально допустимих температур. Результати математичного моделювання показують, що якщо температуру верхнього днища бака збільшити на всього на 50К, верхнього шару палива на 30К, газу в баку - на 100К, то потреби в гелії зменшуються стосовно І ступеня носія середнього класу на кшталт РН «Зеніт» на ~15%.

Далі, було звернуто увагу на те, що найнижча температура гелію в баку при НСН короткочасно фіксується на початку роботи РУ (рис.5.2). Це відбувається через мінімальну поверхню теплообміну гелію з конструкцією бака. Перша пропозиція – максимально нагрівати холодний гелій до температури пального в цей проміжок часу за рахунок самого пального [122].

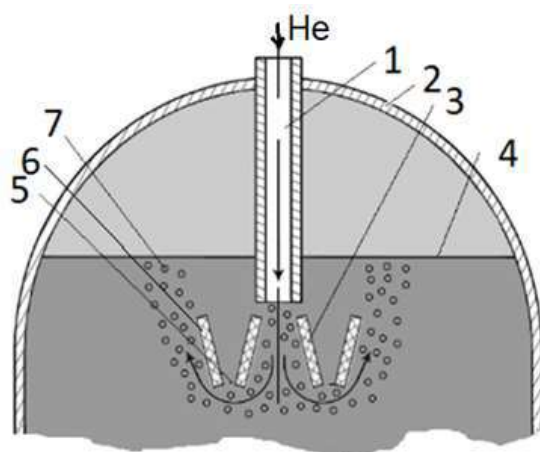


Рис.5.5 – Схема газопроводу для подачі гелію під початковий рівень РГ-1 [122]

Підвищити температуру гелію в баку в початковий момент часу (зменшити витрату гелію при тому ж рівні тиску газу в баку) роботи СН здатна конструкція газопроводу, яка реалізує спосіб наддування [122], наведена на рис.5.5. Слаборозчинний газ гелій по трубопроводу 1 потрапляє в бак пального 2 через дифузорею 3, розташований під рівнем палива 4. Гелій в паливі нагрівається і у вигляді бульбашок 5 потрапляє в вільний обсяг бака. Для продовження нагріву гелію після відходу рівня нижче зрізу дифузора 3, остан-

ній забезпечений конфузorzом 6 з сіткою 7 в вихідному перетині. Сітка 7 необхідна як для продовження нагріву гелію шляхом утримання палива в конфузorzі, так і для підвищення надійності роботи пристрою. Вона оберігає від теоретично можливого попадання в паливо охолодженого гелеобразного пального на стінках холодної конструкції.

Проведений нами аудит теплової енергії, яку можна залучити в польоті стосовно вільного об'єму бака пального для збільшення середньомасової температури гелію в ньому, показує вельми обмежені можливості. Практично єдине джерело тепла в розглянутій задачі – це пальне в форсунковій голівці РРД. У зв'язку з цим розглянемо дизайн запропонованої модернізованої НСН бака пального [126]. Його ідея полягає в збільшенні середньомасової температури гелію в вільному обсязі бака за рахунок ресурсів, наявних у складі рухової установки. На рис. 5.6 приведена одна із можливих принципових схем таких систем. Працює вона наступним чином. Під час роботи НСН (агрегати автоматики, які дозують витрату гелію, підключались в тестовому прикладі на ~ 0 і ~ 25 с) з району форсункової головки 8 РРД відбирається пальне з найвищою температурою і вводиться по магістралі 7 у вільний об'єм бака 5 в розпорошеному вигляді. Гелій в баку додатково нагрівається від гарячого пального і створює потрібний тиск меншою витратою.

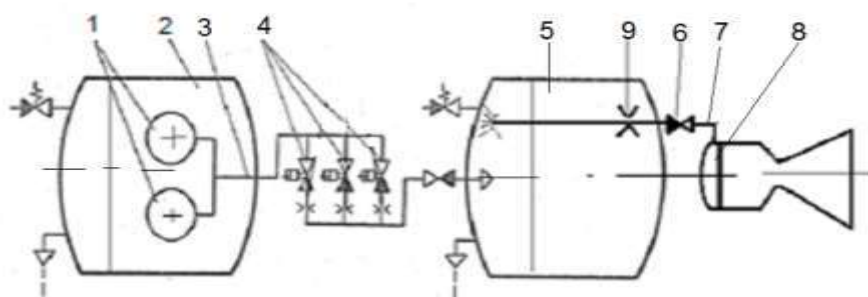


Рис. 5.6 – Принципова схема модернізованої надхолодної СН: 1 – балони з гелієм; 2 – бак з рідким киснем; 3 – магістраль наддування; 4 – агрегати автоматики, які регулюють витрату гелію; 5 – бак з паливом, 6 – клапан; 7 – магістраль з гасом; 8 – форсункова головка; 9 – дозуючий витрату гасу елемент.

Було проведено математичне моделювання [169] параметрів, запропонованої модернізованої НСН [126] стосовно баку I ступеня РН середнього класу за апробованою методикою [82]. Відповідно до прийнятої моделі, газ розпорошується у вільному обсязі бака. Масообмінні процеси в вільному просторі бака не враховувались, тому що середньомасова температура газу в баку знаходиться на рівні $\sim 283\text{K}$ (див. рис.5.7).

На рис.5.7 і рис.5.8 наведені відповідно тиск газу в баку пального і середньомасова температура гелію в вільному обсязі бака за часом роботи РУ при витраті гасу в бак $1,5\text{ кг/с}$, і зменшених запасах гелію на одну третину в порівнянні з прототипом – НСН бака пального I ступеня РН «Зеніт». На 110с польоту (найбільш характерний час максимального потрібного тиску газу в баку) витрата гасу в бак припинялась. При зазначеному поєднанні параметрів потрібний тиск газу в баку забезпечувався в необхідних межах.

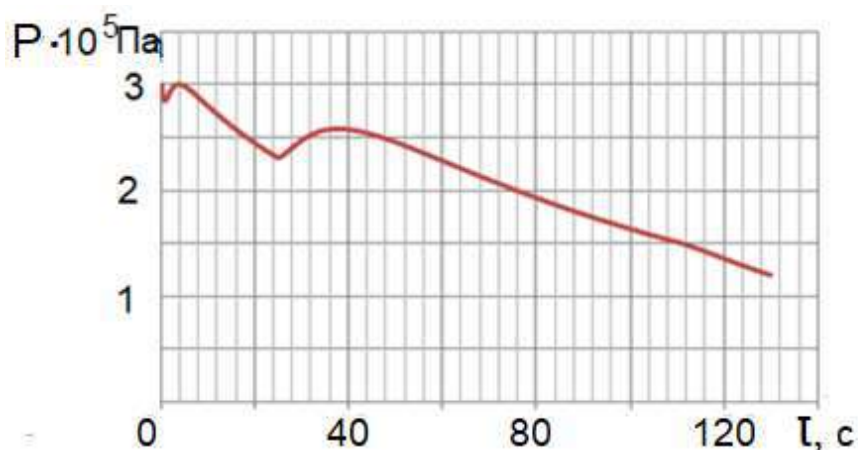


Рис.5.7 – Тиск газу в баку пального за часом роботи РУ

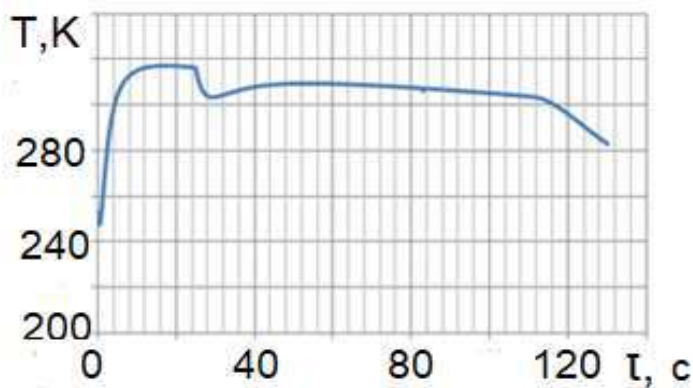


Рис.5.8 - Зміна середньомасової температури газу в баку за часом роботи РУ

Збільшення витрат в бак гарячого гасу згідно з розрахунками підвищує тиск газу в баку, однак може призвести до необґрунтованих теплових залишок палива. Збільшення температури гасу, що подається в бак, також веде до підвищення тиску газу в баку. Необхідно відзначити, що і при гарячій газобалонної СН уприскування гарячого гасу призводить до позитивного результату.

Проведені нами опрацювання реалізації запропонованого способу наддування стосовно тільки до першого ступеня РН середнього класу, показують вигаи в корисному навантаженні не менше 10 кг.

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 [127]. Запропоновані конфігурація СН і режими її роботи дозволяють на прикладі І ступеня носія зменшити при інших рівних умовах потреби в гелії до 15%. За нинішньої вартості виведення 1 кг корисного навантаження на опорну орбіту ~ \$15 ÷ 20 тис, трьох пусках РН в рік і часу експлуатації ракетного комплексу 40 років, виходить помітний економічний ефект.

Висновки до розділу 5

Вперше отримано в умовах польоту найважливіші експериментальні дані основних параметрів нової надхолодної СН. Проаналізовано три групи випробувань на двох РН трьох баків з РГ-1 різної геометрії (циліндричні, торові), товщиною стінок, з різним рівнем тиску (від $1,3 \cdot 10^5$ Па до $3 \cdot 10^5$ Па) і різним часом роботи РУ (від 144с до 1000с). Вони повністю підтверджують прийняті фізичні моделі процесів і результати математичного моделювання. У всіх випадках температурна стратифікація газу у вільному обсязі була відсутня. За часом польоту температура газу в баках прагне до початкової температури

пального. На момент виключення РУ відмінності по температурам газу від палива становлять $30 \div 50\text{K}$ при роботі СН $\sim 144\text{с}$ і $5 \div 10\text{K}$ при роботі РУ $\sim 1000\text{с}$. Захолодження пального ні в одній з груп випробувань не зафіксовано. Температура верхнього днища знижувалася на $7 \div 8\text{K}$, що свідчить про великі резерви тепла.

Отримані результати дозволяють спростити граничні умови системи диференційних рівнянь при розрахунках параметрів СН – температура верхнього шару пального в баку в процесі польоту постійна і відповідає початкової. Температурна стратифікація газу в баку відсутня.

Проведені дослідження дозволили поліпшити НСН шляхом інтенсифікації теплопередачі з верхнім днищем баку пального. Пропозиції були реалізовані в РУ РН Taurus-II (Antares) (Акт впровадження додається).

Отримані експериментальні дані і задовільна збіжність з ними результатів математичного моделювання дозволяє розширити сферу застосування високоефективної НСН і розглядати шляхи її вдосконалення. Перший – прогрівання перед стартом на етапі ПН газу в баку, верхнього шару РГ-1, верхнього днища бака до припустимих температур. Це далі зменшує потреби в гелії до 15%. Другий – під час роботи РУ впорскувати в вільний об'єм бака гарячий РГ-1 з форсункової головки (найбільш висока температура). Останній спосіб скорочує потреби гелію на наддування 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 ($\sim 20\text{с}$) 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 $\sim \$15 \div 20\text{тис}$, трьох пусках РН в рік і часу експлуатації ракетного комплексу 40 років, виходить помітний економічний ефект.

Щоб краще відчувати економічний ефект від переходу з гарячої СН на надхолодну наведемо лише одну цифру. Тільки за рахунок виключення ТО і «гарячих» магістралей наддування з температурними компенсаторами з I і II

ступенів РН 11K77 (без урахування I ступеня РН 11K25) економічний ефект склав по курсу \$ 1 680 000 (Акт впровадження А.с. №11209, Додаток 6).

РОЗДІЛ 6

МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ II ЕТАПУ МОДЕРНІЗАЦІЇ ГЕЛІЄВИХ СН

Ретроспективний аналіз розвитку РКТ і стан сучасного світового ринку пускових послуг засвідчує про наступне. РН і їх РУ, які успішно експлуатуються, для того щоб бути затребуваними далі повинні відповідати сучасним вимогам, тобто, під час експлуатації поетапно модернізуватися [22]. Це пов'язано із зростаючими вимогами Замовників, розширенням і ускладненням кола завдань [23], посиленням конкуренції. Так, наприклад, найвідоміша РН «Зеніт» існує в чотирьох варіантах – Zenit-2SLБ, -3SL, -3SLБ, -3SLБФ. РН Antares літає у другій версії. РН Atlas-V і «Союз-2» є плодами послідовних модернізацій МБР Atlas-D і Р-7, які були розроблені в середині п'ятдесятих років минулого століття.

В даному розділі розглядаються шляхи покращення параметрів найбільш поширених в світі гарячих гелієвих СН баків РУ як з допалюванням ОГГ, так і без допалювання ВГГ. Такі поліпшення будуть корисними для РК, які вже експлуатуються, для яких побудовані старту зі всією гелієвою інфраструктурою.

Методологія основ модернізації даних 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.6.1) і комбінація гелієвих СН з високотемпературними системами.

Таблиця 6.1 - 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 ТПГТ
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
--	---------------------------------------	--

Також додатково до гелію вперше розглянуті нові РТН для паливної пари LOX і РГ-1. Вони в межах модернізації могли б вводитися в баки короткочасно в потрібні моменти роботи РУ і підсилювати сильні сторони гелієвих СН (простота проектування і підтримки тиску газу в баку). Ці знання і рішення будуть використані далі при створенні повністю автономних СН нових РУ (розділ 7).

6.1 Нові способи отримання високотемпературного РТН

Рациональних можливостей отримання автономних високоефективних теплоносіїв і, відповідно, РТН паливних баків ДУ не так вже й багато. Розглянемо їх. Це ТПГГ, рідинні ГГ (в тому числі і однокомпонентні, наприклад, на основі аміаку NH_3), вприскування одного реагенту в інший – хімічне наддування (наприклад, для LOX – $Al(C_2H_5)_3$, для РГ-1 – перхлорат нітронію NO_2ClO_4 [1]).

Досвід відпрацювання хімнаддування для РУ МБР свідчить про його ефективність у вузькому діапазоні відстаней від форсунки, яка розпилює реагент, до поверхні рідкої фази [1, 40, 41]. Відповідно, для вирішення нашої задачі він може застосовуватися протягом декількох перших секунд роботи РУ. ОГГ, особливо в схемах РУ, які дроселюються, не представляє інтересу, тому що саме його низька температура і є причиною неефективної роботи гелієвих СН.

Використання ж відновного генераторного газу з основних компонентів палива певних параметрів і шляхом термічного розкладання деяких складів, які масово виготовляються промисловістю (наприклад, аміак) становить значний інтерес і буде детально досліджено в розділі 7.

Розглянемо сучасний рівень розвитку ТПГГ. За останні п'ятдесят років в світі стався помітний прогрес у вивченні і подальшому промисловому виробництві ТПГГ [128 - 133]. Сфера їх застосування широка. В даний час відомі, відпрацьовані і широко застосовуються не тільки ТПГГ з відновними продуктами згоряння, як було ще зовсім недавно. Значне застосування знайшли ТПГГ з нейтральними продуктами згоряння (вуглекислий газ, азот). Азотні ТПГГ масово використовуються в усьому світі, наприклад, для подушок безпеки автомобілів. Також досить успішно розроблені кисневі ТПГГ (дихальні системи в аварійних ситуаціях для пасажирів літаків, для особового складу підводних човнів, при катапультиванні пілотів літаків і ін.). При цьому температура продуктів згоряння сучасних твердих палив може бути отримана в дуже широкому діапазоні від 330К до 2300К, а їх газопродуктивність сьогодні становить $350 \div 420$ нормальних літрів газу з 1 дм^3 палива. Також слід підкреслити істотне просування вперед в питаннях боротьби з сажеутворенням і іншої конденсованої фазою при спалюванні вуглеводневих палив.

Перерахуємо основні переваги ТПГГ, завдяки яким вони і знаходять все більш широке застосування в різних областях техніки [128]: постійна готовність до роботи; відсутність регламентних робіт, клапанів; простота запуску; швидкий вихід на режим при будь-яких витратах; відсутність витоків при тривалому зберіганні; більша безпека при експлуатації; можливість різноманітних компонувальних рішень та інші. Час роботи ТПГГ знаходиться в діапазоні $0,02 \div 400$ с. У сучасних палив ТПГГ тротилловий еквівалент (по ОСТ В84-208-81) дорівнює нулю, перехід горіння у вибух відсутній.

Сучасні ТПГГ мають високу надійність. Вони не поступаються, а в більшості випадків, і перевершують за цим показником інші системи, які використовуються як джерела газу, наприклад, газобалонні [128]. Ймовірність виконання зарядами вимог ТЗ по внутрібаллістичним характеристикам для більшості ТПГГ $P > 0,999$ при довірчому рівні 0,95.

ТПГГ зберігають свої характеристики після будь-яких транспортувальних перевантажень, короткочасних ударних навантажень (до 100g!), впливу

вібраційних навантажень від 2 до 50g в діапазоні частот від $10 \div 30$ до $1000 \div 2000$ гц, коливань температури $\pm 50\text{K}$, вологості – до 98% протягом декількох діб. Термін зберігання більшості сучасних ТПГГ в неопалюваних складських приміщеннях становить до 17 років. При цьому перевірка готовності ТПГГ до роботи зводиться лише до перевірки функціонування електроланок запальника [132].

Найбільший інтерес для наддування паливних баків представляють ТПГГ:

- з максимальною працездатністю і чистотою продуктів згоряння;
- з нейтральними і чистими продуктами згоряння (азот, вуглекислий газ).

Максимальна працездатність продуктів згоряння при інших рівних умовах реалізується при їх мінімальній молекулярній вазі (водень, метан, пари води). Виходячи з цього при високій температурі їх можна використовувати тільки для наддування бака пального. У цьому плані найбільш цікаві склади, що генерують чистий азот (до $\sim 98\%$), конструктивні прийоми і режими, які дозволяють розглядати наддув обох паливних баків одним складом [134, 135].

6.1.2 Експериментальні дослідження наддування за допомогою ТПГГ

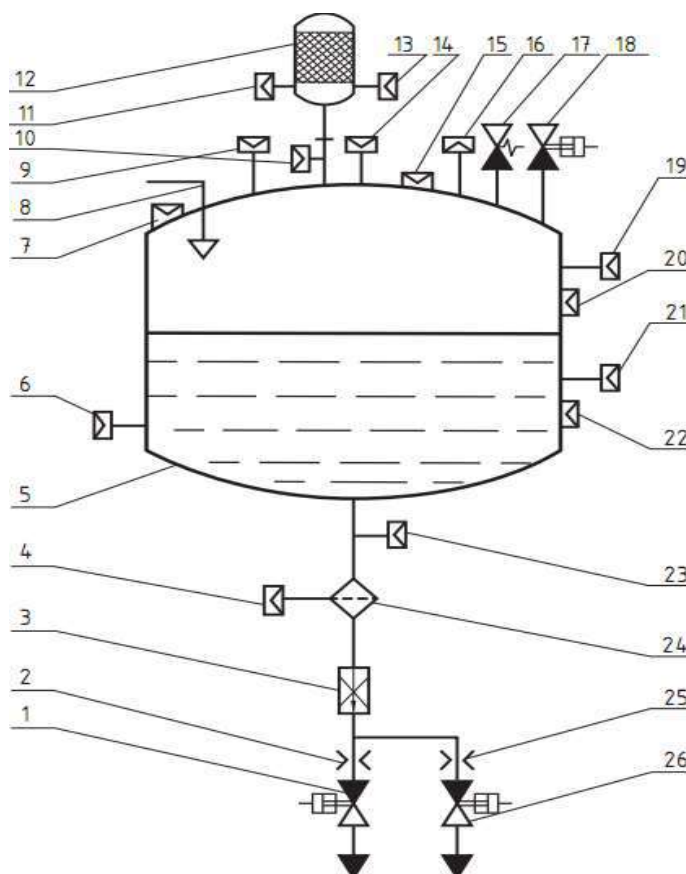


Рис. 6.8 – Експериментальна установка Е:

1, 26 - клапани зливу; 2, 25 - витратні шайби; 3 - датчик витрати; 4 - диференційний датчик тиску; 5 - паливний бак $V = 0,7 \text{ м}^3$; 6 - датчик температури для реєстрації рівня рідкого азоту; 7, 9, 10, 13, 14, 15, 19, 20, 21, 22, 23 - датчики температури; 8 - магістраль ПН; 12 - ТПГГ; 11, 16 - датчики тиску; 17 - запобіжний клапан; 18 - дренажний клапан; 24 - сітчастий фільтр.

Метою проведених експериментальних досліджень на установці Е (рис. 6.8) були [136]:

- оцінка кількості конденсату в продуктах згоряння ТПГГ на основі нітрату амонію, одного з найпоширеніших, освоєних і дешевих твердих палив;
- визначення температурних режимів газу в баку, його конструкції і верхнього шару палива в баку при наддуванні продуктами згоряння ТПГГ;
- отримання в бакових умовах експериментальних даних для розрахунку працездатності продуктів згоряння твердого палива, яка є однією з основних і зручних в оцінках характеристик ефективності РТН;
- оцінка можливості уловлювання конденсованої фази в продуктах згоряння найпростішими фільтрами типу однорядної металевої сітки.

Отримані результати певною мірою можуть характеризувати нерівноважність протікання хімічних реакцій в продуктах згоряння в умовах баків з гасом при різкій зміні їх температури.

Для експериментального дослідження можливостей і проблематики наддування паливних баків з вуглеводневим паливом твердопаливними газогенераторами був використаний типовий представник найбільш поширених і доступних палив – МГТ-2П (на основі нітрату амонію, розрахункова температура горіння 1260K). Сумішеві палива на основі нітрату амонію мають наступний склад продуктів згоряння: CO_2 11 ÷ 22; CO 0 – 21; H_2 1 ÷ 30; H_2O 20 ÷ 34; CH_4 0 ÷ 9; N_2 16 ÷ 44 % об'ємних. Інші гази (NH_3 і т.п.) – менше 1,3% об'ємних. Перевагою нітроаммонієвих палив є висока чистота продуктів згоряння (з добавками типу динітрофеноксіетанола [10]), недоліком (в ряді випадків) – високий вміст парів води (в складі МГТ-2П – 20% об.).

Випробування проводилися на паливному баку об'ємом $0,7 \text{ м}^3$ з нержавіючої сталі Х18Н10Т і товщиною стінки 10 мм (рис.6.8). Як компонент палива використовувалось найбільш поширене сьогодні вуглеводневу пальне РГ-1. На початку експерименту проводився ПН ємності гелієм з температурою навколишнього середовища від стендових систем. Злив пального з ємності починався за $0,5 \div 1,5 \text{ с}$ до включення ТПГГ.

До кінця роботи ТПГГ ($\sim 130 \text{ с}$) максимальна температура газу в баку підвищувалася до 490К і слабо залежала від початкової температури пального (на різних випробуваннях пальне заправлявся з температурою від 255К до 288К). Підвищення температури верхнього днища ємності за час наддування не перевищувало 21К , циліндричної частини ємності – $10 \div 20\text{К}$. Прогрівання верхнього шару пального оцінювався в $12 \div 15\text{К}$. Перепад тиску на фільтрі у видатковій магістралі проявлявся в такий спосіб. Злив перших 90% компонента відбувався з плавно зменшуваним витратою від $6,1 \text{ л/с}$ до $2,7 \text{ л/с}$. Перепад тиску на фільтрі при цьому змінювався пропорційно від $0,93105$ до $0,3105 \text{ Па}$, що свідчить про сталість гідравлічного опору фільтра. Злив залишку пального проводився через 900 с при постійному тиску в баку. Перепад тиску на фільтрі при цьому збільшився з $0,4 \cdot 10^5$ до $0,72 \cdot 10^5 \text{ Па}$, тобто мало місце значне підвищення гідравлічного опору фільтру. При його огляді (фільтруючий елемент – один шар сітки №685 по ГОСТ 31.87-65) були виявлені частинки типу піску в кількості до 5 г . Візуально сажі на фільтрі і стінках бака не виявлено. В експерименті з паливом, температура якого в баку становила 255К , лід, який міг би утворюватися з парів води продуктів згоряння за рахунок конденсації з подальшим замерзанням на поверхні палива, на фільтрі не знайдено.

Ефективна працездатність газу наддування в експериментах розраховували за формулою $(RT)_{\text{эф}} = (P_{\kappa}V_{\kappa} - P_{\text{н}}V_{\text{н}})/m$,

де $P_{\kappa}, P_{\text{н}}$ – тиск газу в ємності в кінці і на початку наддування відповідно;

$V_{\kappa}, V_{\text{н}}$ – вільні газові обсяги ємності в кінці і на початку наддування;

m – маса газу, введеного в ємність за час наддування.

Таким чином, проведені експериментальні дослідження підтвердили можливість використання для наддування баків з вуглеводневим паливом ТПГГ на основі звичайних серійних низькотемпературних палив. Параметри таких систем задовольняють вимогам, що пред'являються до СН. До основних питань, що потребують вирішення при проектуванні таких СН, слід віднести регулювання витрати газу на наддування і підвищення чистоти продуктів згоряння. Слід зазначити, що у сучасних складів з окислювачем на основі Fe_2O_3 утворюється газопроникнений твердий клінкер, що володіє цілком задовільними фільтрувальними властивостями [11]. Тому друге проблемне питання відпадає.

З метою дослідження методів очищення продуктів згоряння на двох випробуваннях після ТПГГ, на вході в ємність, був встановлений фільтр (фільтруючий елемент – один шар сітки №160 по ГОСТ 31.87-65, аналогічний встановленому у видатковій магістралі). Експериментальні дослідження системи короткочасного наддування ємності з кріогенним компонентом ТПГГ на основі азиду натрію показали можливість створення такої СН і правильність методики вибору основних проектних параметрів. При цьому представляється доцільним використовувати ТПГГ з паливом, що містить оксид заліза (склад 62-09).

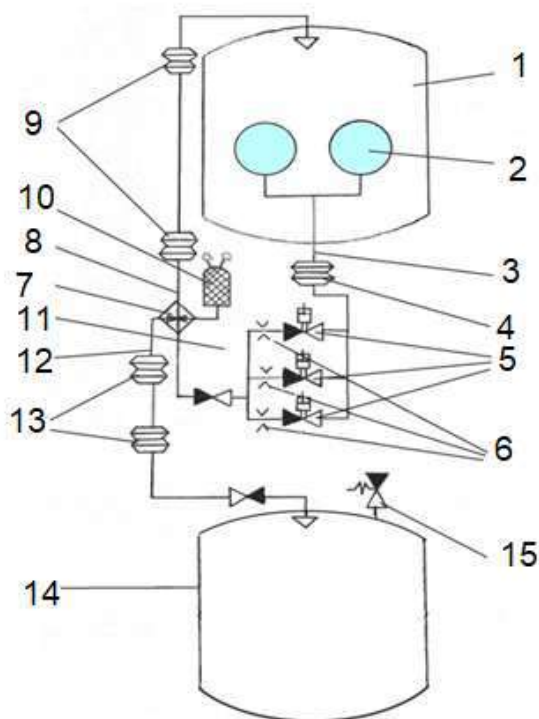
Результати експериментів слід вважати суто позитивними. При сучасному розвитку техніки очистити продукти згоряння від механічних домішок за допомогою різноманітних механічних або (і) хімічних фільтрів не є проблемою. Також не таїть будь-яких небезпек потрапляння на етапі виключення РРД (низькі обороти) на вхід в насоси пального від окремих малорозмірних частинок.

6.2 Рішення проблеми отримання високотемпературного гелію в РУ

Проведені вище теоретичні і експериментальні дослідження перспективних напрямків розвитку СН, можливостей застосування високоенергетичних РТН, дозволяють цілеспрямовано розробляти шляхи усунення недоліків гарячих гелієвих СН. Отримані позитивні наукові результати щодо застосування високотемпературних РТН (поширення турбулентних струменів в умовах обмеженого простору бака, дослідження перспективних методів введення газу в баки у вигляді турбулентних вихрових кілець), послужили теоретичною базою ряду пропозицій щодо модернізації сучасних гарячих і надхолодних гелієвих СН шляхом підняття внутрішньобакової температури [137 – 14].

Розглянемо одну з розроблених нами пропозицій [137. Вона спрямована в першу чергу на істотне зниження маси СН шляхом підвищення температури РТН (гелій і продукти згоряння ТПГГ) на вході в бак. Суть її полягає в тому, щоб теплоносії забезпечував досягнення гранично допустимої температури за умовами міцності нескладного ТО і наступних за ним трактів наддування. При цьому сам ТО доцільно (для зменшення опору системи) розміщувати не в руховому відсіку РН, як в сучасних схемах, а в міжбаковому, або на верхньому днищі бака окислювача. Місце розташування ТО визначається конструктивними умовами для даної розробки (рис.6.1).

Система включає бак 1 з рідким киснем, в нижній частині якого розміщені



балони 2 зі стислим гелієм, які з'єднані трубопроводом 3 із температурними компенсаторами 4 і агрегатами автоматики 5 із дозуючими елементами 6 (наприклад, жиклерами) з ТО 7. Далі ТО 7 з'єднаний за допомогою трубопроводу

Рис.6.1 – Схема наддування баків високотемпературними гелієм (бака окислювача) и продуктами згоряння ТПГГ (бака пального)

8 із температурними компенсаторами 9 з вільним об'ємом бака окислювача 1. ТПГГ 10, який розміщений у міжбаковому відсіку 11, з'єднаний з ТО 7 по тракту теплоносія. Далі цей тракт завдяки трубопроводу 12 з температурними компенсаторами 13 з'єднаний з вільним об'ємом бака пального 14 із ЗК 15.

Працює запропонована система наступним чином. По виходу РУ з попереднього ступеню на основний відкривають один з агрегатів автоматики 5. Одночасно з цим запускають газогенератор 10. Гелій із балонів 2, розміщених в баку з рідким киснем 1, надходить по трубопроводу 3 з температурними компенсаторами 4 через відкритий агрегат автоматики 5 з дозуючим елементом 6 до ТО 7, де досить швидко нагрівається завдяки температурному перепаду більш 1000K. Далі гелій по трубопроводу 8 з температурними компенсаторами 9 попадає до вільного об'єму баку 1 окислювача, де створює потрібний тиск. При цьому відпрацьований в ТО 7 генераторний газ, який виробляє ТПГГ 10, по трубопроводу 12 з температурними компенсаторами 13 потрапляє в вільний об'єм бака 14 пального, де створює потрібний тиск. Для контролю максимального тиску бак 14 забезпечений ЗК 15 тому, що наддування баку пального не регульоване. По мірі падіння тиску гелію в балонах 2 для підтримки потрібного тиску в баку додатково послідовно відчиняються агрегати автоматики 5.

Наявність у схемі наддування ТПГГ дозволяє мати теплоносії практично будь якої потрібної для конкретних умов температури, яка може бути і стабільною протягом всієї роботи системи, і змінюватись по потрібному закону. Найбільш прості і розроблені (а, значить, і дешеві) твердопаливні склади

стабільно горять при температурах $1270 \div 1800\text{K}$, при цьому завдяки наявності в їх продуктах згоряння водню, парів води, метану мають дуже гарну працездатність (~ 500 Дж/кг-град) [5]. Маючи величезний температурний перепад між теплоносієм і гелієм на вході до теплообміннику (не 450K , як зараз в ТО РД-171М [6, 58], а 1150K), можна конструктивно просто звести до мінімуму втрати тиску по тракту ТО, що дозволить спорожнити балони СН максимально повно. На суттєве зниження опору тракту направлено і розміщення ТО у міжбаковому відсіку. Завдяки цьому майже в два рази скорочуються довжини «холодної» і «гарячої» магістралей наддування гелієм.

И саме головне, пропонована СН дає можливість проводити автономне відпрацювання її параметрів на стендах практично в умовах польоту з доступним джерелом «льотного» теплоносія. Це дозволяє точно, своєчасно і безболісно вносити потрібні корективи в конструкцію СН.

Посилити ефект максимально можливого (для застосовуваних матеріалів) нагріву гелію можна, здійснюючи ПН бака окислювача також продуктами згоряння ТТГГ через вказаний ТО, що забезпечить його вихідний нагрів [127]. В існуючих схемах з пластинчастими ТО на їх нагрівання до номінальних температур йде до $\sim 15 \div 20$ с. При роботі РУ перших ступенів РН $140 \div 160$ с, за цей час польоту витрачається на наддування до $\sim 40\%$ «недогрітого» гелію [93].

Особливо слід відзначити, що в сучасних теплообмінниках РУ через низьку температуру теплоносія підвищення ефективності ТО досягається шляхом збільшення швидкостей його течії і РТН. Це, природно, призводить до ускладнення конструкції ТО і підвищеного опору його трактів. У запропонованому рішенні необхідності в такому шляху немає. Основою ефективності ТО служить вихідний високий рівень енергетики теплоносія – продуктів згоряння твердого палива. Таким чином, за рахунок істотного зменшення довжини трактів гелієвого наддування і спрощення конструкції ТО можна істотно знизити опір всієї СН, що помітно знижує кінцевий тиск газу в балонах (сумарне вироблення гелію). Одним з незаперечних переваг

запропонованої схеми є можливість повноцінного наземного відпрацювання СН. Теплоносій перестає бути унікальним (продукти згоряння поширених ТПГТ).

Необхідно відзначити, що сучасний рівень техніки дозволяє досить чисто розділяти гази на легкі (H_2 , CH_4), і більш важкі «нейтральні» (CO_2 , H_2O , CO). Найбільшого поширення для вирішення завдань поділу отримали напівпроникні мембрани [181]. Використовуючи один ТПГТ, нами запропоновано проводити наддування легкими газами бака пального, важкими нейтральними – бака окислювача [134, 135]. Наявність гелію в баку окислювача істотно зменшить величину конденсації будь-якого іншого газу [149].

Для розрахунку ефективності запропонованого рішення [137] використана базова методика математичного моделювання параметрів СН [82]. Температура гелію була прийнята постійною за часом роботи РУ і рівною 1000К. Проведені розрахункові дослідження показують, що модернізована таким чином гелієва СН бака з LOX забезпечує високу масову ефективність. Вона стає легше прототипу на ~ 65%. При цьому:

- виключаються балони з гелієм СН бака пального (повністю);
- на 40% знижується кількість балонів СН бака окислювача;
- зменшуються довжини і діаметри (маса) гарячої і холодної магістралей наддування бака окислювача і кількість температурних компенсаторів;
- істотно спрощується конструкція ТО (відмова від окисного теплоносія дозволяє використовувати нержавіючу сталь 10X18H9T);
- збільшується маса палива на борту РН за рахунок збільшення корисного об'єму паливних баків завдяки зменшенню числа балонів в баку окислювача;
- поліпшуються умови мийки баків (алюмінієвий пил після фрезерування) через зменшення захаращення балонами нижнього днища бака окислювача.

6.3 Підвищення ефективності СН шляхом використання комбінованих по температурі і складу РТН

Проведений аналіз гелієвої НСН і високотемпературних ТПГГ, їх плюсів і мінусів, наштовхує на думку про можливість створення комбінованої по температурі і складу РТН СН бака пального [138]. Раціональний дизайн цієї системи повинен максимально повно використовувати їх позитивні сторони (ТПГГ – висока кінцева температура газу в баку; гелієва СН – простота регулювання тиску газу в баку) і нівелювати негативні (надхолодний гелій – підвищене потрібне число балонів з ним; ТПГГ – складність регулювання витрати).

Як відомо, найбільше число аварій в РТ відбувається саме на етапі запуску РУ. В ідеалі, при роботі комбінованої СН не повинно бути різкого провалу тиску (який погано піддається розрахунку, як за величиною тиску, так і за часом протікання) газу в баку в початковий період роботи СН. Цей недолік усуває розроблене технічне рішення [89]. У ньому пропонується до самого старту РН підтримувати постійну температуру першого жиклера, який дозує початкові витрати, і обсягу газу між ЕПК і зворотним клапаном на вході в бак. Це досягається підживленням балонів холодним гелієм зі СК до самого запуску РУ через згадані елементи. В результаті більш точно визначається маса гелію і поведінка тиску газу в баку перші секунди роботи РУ. Далі, за часом роботи РУ рівень тиску газу в баку бажано мати в досить вузькому діапазоні, він не повинен довго потрапляти в налаштування ЗК. Температура верхнього днища бака не повинна перевищувати меж, допустимих по ТЗ.

Логіка роботи запропонованої комбінованої СН в результаті математичного моделювання рекомендована наступна. Перші $20 \div 30$ з роботи РУ, поки рівень пального знаходиться близько до вихідного перетину газопровода, потрібний тиск газу в баку підтримується за допомогою надхолодної жиклерної СН [138]. Вона, стосовно баку з висококиплячим паливом, на сьогоднішній день є найбільш досконалою з гелієвих газобалонних СН [47, 82],

досить точно піддається розрахунку (підсумкова похибка вимірювання тиску у баку не більше 5%), конструктивно максимально проста [85].

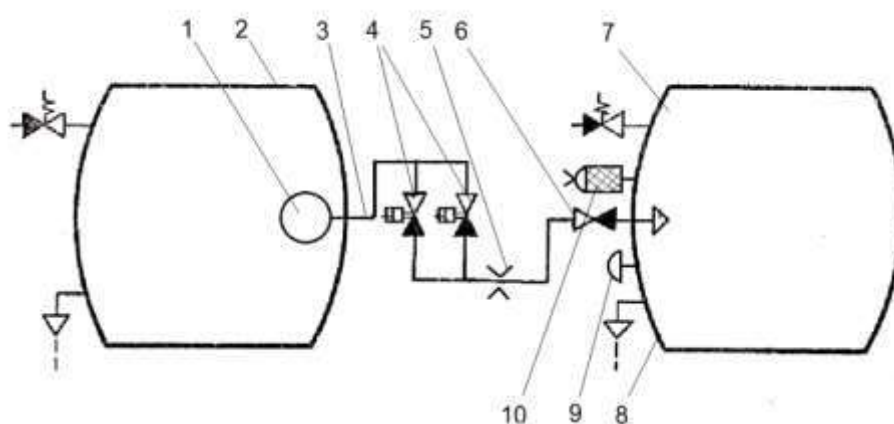


Рис.6.2 – Схема комбінованої СН [138, 139]

Схема комбінованої СН [138, 139] приведена на рис.6.2. Вона складається з балона з гелієм 1, розміщеного в баку окислювача 2. Балон з'єднаний трубопроводом 3 через ЕПК 4 з жиклером 5 і зворотний клапан 6 з газовою порожниною бака пального 7, на верхньому днищі 8 якого встановлено СД 9 контролю нижнього тиску газу в баку і ТПГГ 10.

Гелієву складову СН будемо проектувати таким чином, щоб за відведений час до включення ТПГГ максимально повно витратити запаси газу на борту. Цим ми істотно знижуємо початкові втрати енергії при включенні ТПГГ за рахунок зменшення теплових втрат в дзеркало пального завдяки відходу рівня пального від зрізу газопроводу. Також завчасно знижуємо надхолодним гелієм температуру верхнього днища бака.

Візьмемо до уваги і наступний момент. Відомо [1, 30], що тиск газу в баку при роботі газобалонних СН залежить від початкової температури палива в баку. Початковий допуск на температуру РГ-1 в баку в 30 градусів призводить до розкиду величини тиску газу в баку до $0,15 \cdot 10^5$ Па [1]. Тому включення ТПГГ доцільно здійснювати не чітко за часом польоту, а по команді від сигналізатору контролю нижнього тиску газу в баку (в тестовій задачі його настройка прийнята рівною $1,5 \cdot 10^5$ Па). Для дублювання включення ТПГГ потрібно ввести і тимчасову команду на його запуск з розумним запізненням.

В якості твердого палива ТПГГ доцільно вибрати найпростіше, одне з найдешевших, екологічно досить чисте, розроблене для газогенераторів більше 50 років тому - сумішне паливо на основі нітрату амонію. Відпрацьовані гази палив цього класу в загальному випадку містять [128]: CO_2 11 ÷ 22; CO 0 ÷ 21; H_2 1 ÷ 30; H_2O 20 ÷ 34; N_2 16 ÷ 44; CH_4 0 ÷ 9 % об'ємних. Обсяг інших газів (NH_3 та інші) в залежності від конкретної марки палива складає менше 1,3% об'ємних.

Іншою важливою метою проведених досліджень було визначення основних факторів, що впливають на параметри СН і з урахуванням отриманих результатів сформулювати рекомендації з проектування комбінованої СН.

В якості базової для математичного моделювання була використана розроблена нами методика [82] розрахунку внутрішньобакових процесів при надхолодному наддуванні бака з вуглеводневим паливом з урахуванням спорожнення балонів. Витрата гелію з балона (в тестовому прикладі для І ступеня РН «Зеніт» - 1 балон об'ємом 132 л, початковий тиск гелію 220×10^5 Па) проводився за відомою залежністю Сен-Венана з урахуванням коефіцієнта стисливості гелію і опору тракту наддування:

$$\dot{m}_a = \frac{\gamma \mu q(\lambda) p}{\sqrt{zRT [1 + \gamma^2 q^2(\lambda) \xi_\Sigma]}}$$

где γ – газодинамічна функція (для гелію $\gamma = 2,28$);

μ – коефіцієнт витрати системи;

$q(\lambda)$ – газодинамічна функція (визначається через перепад тиску $\pi(\lambda)$);

p – поточний тиск газу в балоні;

z – поточний коефіцієнт стисливості газу;

ξ_Σ – наведений коефіцієнт опору всього тракту наддування.

Так як тракт наддування 3 короткий (рис.6.4), то на жиклері 5 доцільно і можливо забезпечити критичне витікання гелію. В цьому випадку всі вихідні дані є в наявності вже на етапі проектування РК. Тому завчасно можна точно провести не тільки математичне моделювання параметрів надхолодної складової СН, але і провести оптимізацію її основних параметрів.

Зміну тиску суміші газів у вільному обсязі бака визначаємо по залежності термодинаміки тіл змінної маси [1]:

$$\frac{dp}{d\tau} = \frac{k-1}{V} \left[\dot{Q}_\Sigma + \sum_{i=1}^m I_i \dot{m}_i - I_y \dot{m}_y - \frac{k}{k-1} p \dot{V} + \frac{k \dot{V} p}{(k-1)^2} \right],$$

де $\dot{m}_i$; $\dot{m}_y$ и I_i ; I_y – відповідно секундні витрати і ентальпії внесеного в вільний обсяг газу і скинутого через запобіжний клапан;

поточний вільний обсяг газу в баку: $V = V_n + \int_0^\tau \dot{V} d\tau$

При введенні в вільний обсяг бака продуктів згоряння ТПГГ, необхідно розраховувати ряд термодинамічних параметрів суміші газів в баку. Так,

показник адіабати суміші газів в баку можна визначити як: $k = \frac{k_n m_n + k_s m_s + k_a m_a}{m_n + m_s + m_a}$

Газова стала суміші газів в баку: $R = \frac{R_n m_n + R_s m_s + R_a m_a}{m_n + m_s + m_a}$

Зміна показника адіабати суміші газів в баку: $\dot{k} = \frac{k_a \dot{m}_a + k_s \dot{m}_s - k(\dot{m}_s + \dot{m}_a)}{m_a + m_s + m_n}$

Теплообмін газу з граничними поверхнями в вільному обсязі бака розраховувався за загальноприйнятими для бакових умов залежностям природної конвекції [124]. Було проведено ряд розрахунків стосовно до циліндричного (вафельного) баку пального І ступеня РН середнього класу. Початкові умови в усіх розрахунках приймалися однаковими – температура газу в баку, температура пального, температура верхнього днища вважалися рівними 258К, початковий газовий обсяг – 2,5 м³, тиск газу в баку – 3,0·10⁵ Па.

Перший тестовий розрахунок показав наступне [139]. При обраній температурі генераторного газу на вході в бак пального 1800К, витраті 0,45 кг/с і роботі цієї підсистеми протягом ~ 100с (після сорока секунд роботи НСН) температура верхнього днища була в допустимих межах і не перевищувала 400 К. При цьому тиск газу в баку на момент закінчення роботи РУ (~ 140 с) було отримано на рівні 1,5 · 10⁵ Па, що також знаходиться в необхідних межах.

У наступному розрахунку при тих же параметрах ГГ включення цієї підсистеми вироблялося по команді від номіналу сигналізатора тиску ($1,5 \cdot 10^5 \text{Па}$, настройка СТ відповідає льотної, щоб не збільшувати номенклатуру) контролю нижнього тиску газу в баку. Згідно з розрахунками, воно відбулося на $\sim 24,5 \text{ с}$ (рис.6.3). До цього моменту часу працювала тільки надхолодна гелієва підсистема. Перший ТПГГ пропрацював $\sim 40 \text{ с}$. При цьому, середньомасова температура газу в баку піднялася до $\sim 360\text{K}$.

Цікаво відзначити, що всього за 3 с після включення ТПГГ розрахункова середньомасова температура газу в баку піднялася з 210K до 273K , що виключає можливість утворення твердої фази з парів води у вільному обсязі бака. Це дозволяє цілеспрямовано використовувати тверді палива, які мають продукти згоряння з мінімальним молекулярною вагою (H_2 , CH_4 , H_2O), а значить, з максимальною працездатністю.

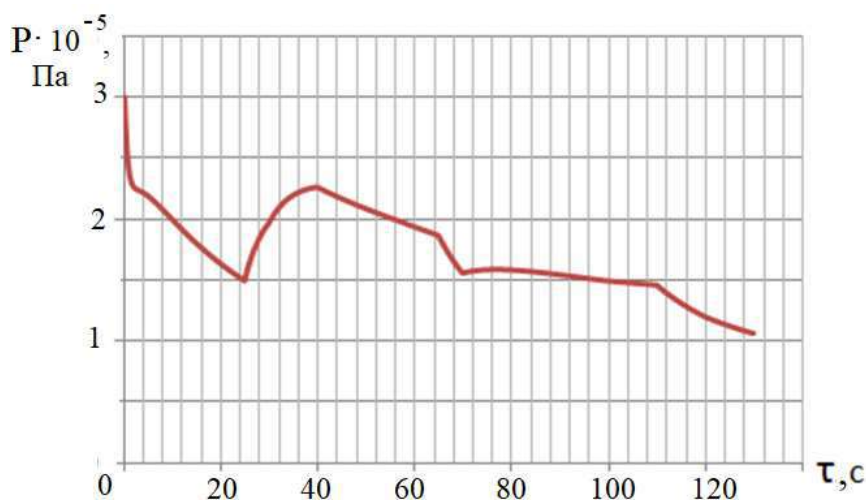


Рис.6.3 – Зміна тиску газу в баку за часом роботи РУ (НСН + ТПГГ)

Друге включення аналогічного ТПГГ було передбачено від команди СТ тієї ж настройки. Включення відбулося згідно з розрахунками на $\sim 69 \text{ с}$. У нашому випадку, визначальним по тиску газу в баку була прийнята 110с . У цей час, як правило, сучасні РУ починають планове дроселювання перед своїм виключенням (гідравлічні втрати номінальні, а внесок стовпа пального в тиск на вході в двигун вже невеликий).

Як видно з рис.6.3, запропонована логіка роботи комбінованої системи має певну гнучкість, дозволяє підтримувати тиск газу в баку в досить вузькому діапазоні. Запас по тиску газу в баку в найбільш напружений момент роботи РУ в нашій задачі (110 с) отримано цілком достатнім $\sim 10\%$. Максимальна середньомасова температура газу в баку на момент його повного спорожнення становить $\sim 430\text{K}$, а температура верхнього днища не перевищує 300K (рис.6.4).

Отримані суто позитивні результати розрахунків дозволяють крім висновку про привабливість комбінованої СН, зробити ще кілька вкрай важливих висновків. Запропонована система дозволяє виключити традиційну систему ПН бака «теплим» гелієм. У нашому випадку її можна замінити «польотною» НСН, за допомогою якої тиск газу в баку потрібно піднімати до проміжного значення з послідуною тимчасовою витримкою (~ 25 с) для нагріву введенного газу до температури палива і досягнення необхідного тиску для запуску РУ [89, 138].

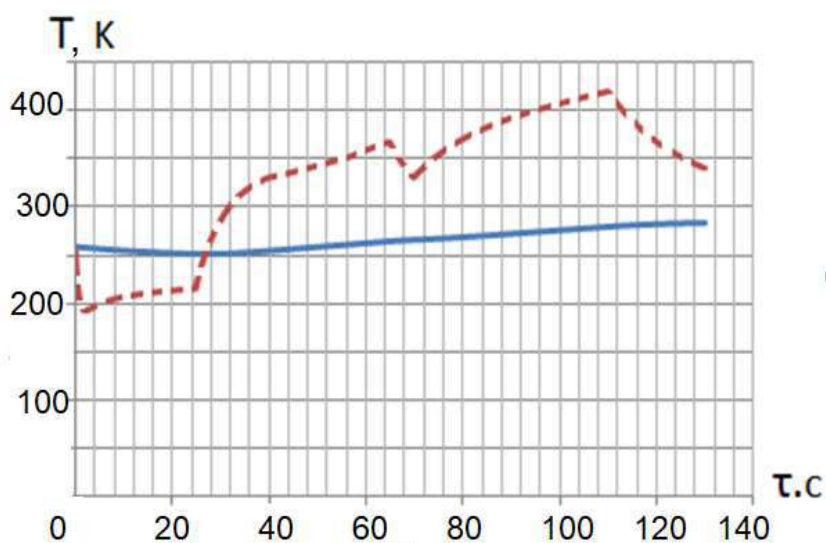


Рис.6.4 – Зміна температури газу в баку пального і температури верхнього днища бака від часу роботи комбінованої СН:

— температура верхнього днища бака;
 - - - середньомасова температура газу в баку.

Якщо 1 кг гелію, витрачений ще до старту, критичний для параметрів СН, то, по-перше, можна продовжувати заправку балонів холодним гелієм до відриву РН від старту, або (і) збільшити масу кожного з твердопаливних генераторів на $\sim 0,6$ кг. І той, і інший шлях, технічно не складно реалізуються.

Закони теплообміну підказують доцільність введення гелію з криогенною температурою в бак на його верхнє днище, в сторону запобіжного клапана або місця, що викликає побоювання за величиною подальшого нагрівання.

Далі, дроблення одного ТПГГ на три або чотири однакових в поєднанні з різною настройкою сигналізаторів тиску в різні моменти часу дозволяє істотно знизити розрахунковий діапазон тиску газу в баку, знизити настройку ЗК, а значить, і зменшити масу бака і ТПГГ. В цьому випадку, доцільно і резервувати один з ТПГГ. Слід зазначити, що вибір розмірності ТПГГ повинен відбуватися з урахуванням потреб РУ II і III ступенів. Природно, бажано мати відпрацьований ТПГГ однієї розмірності, а потреби ступенів в наддуванні задовольняти їх кількістю. Можна провести аналогію. Так, наприклад, поступили розробники РУ РН Falcon 9, де на I ступені використовується дев'ять РРД «Мерлін-1С», а на другий – один тій же розмірності. При цьому двигуни різних ступенів відрізняються тільки ступенем розширення вуглепластикового соплового насадка.

Порівняння запропонованого варіанту системи з реалізованими в даний час в більшості РУ надхолодним наддуванням [47] показує наступне. Для двоступеневого РН середнього класу типу «Зеніт» перехід на запропоновану комбіновану СН бака пального тільки на одному I ступені дозволяє збільшити масу корисного завантаження на ~ 26 кг (без урахування зниження маси бака). При цьому зменшується кількість балонів зі стислим гелієм на 67%, виключається система ПН, збільшується обсяг палива за рахунок дозаправки на 280 л.

Аналогічним чином може бути синтезована і комбінована СН бака з LOX. Відмінність тут має бути одне – паливо ТПГГ. Його продукти згоряння повинні бути сумісні з кисневим середовищем. Найкращим чином для таких цілей підходить паливо на основі азиду натрію (див. розділ 7).

Головний висновок з проведеного дослідження – відкриваються реальні перспективи отримання досвіду роботи з ТПГГ стосовно СН сучасних РУ, налагодження рецептур і технологій. У подальшим накопичений досвід

дозволить істотно спростити і здешевити конструкцію космодромів за рахунок виключення зі старту всіх агрегатів і пристроїв систем «холодного» гелію.

6.4 Нові підходи до розміщення балонів з гелієм ДУ

Традиційно в усьому світі в РТ прийнято розміщувати балони з гелієм в баках с LOX. Це сприймається як аксіома. У порівнянні з розташуванням балонів в міжбаковому відсіку при температурі навколишнього середовища (близько 273К) таке технічне рішення дозволяє зменшити обсяг балонів в $\sim 2,3$ рази (з урахуванням коефіцієнта стисливості гелію [7, 84]). Такий підхід до розміщення балонів з гелієм панує в РТ ось уже понад 60 років.

Однак розміщення балонів з гелієм в баку з LOX має і явні негативні наслідки. Так, скорочується корисний об'єм бака окислювача. Для прикладу, це скорочення для I ступеня РН «Зеніт» складає $\sim 1,7 \text{ м}^3$, що еквівалентно зменшенню заправки (в тих же габаритах носія) майже на 2 т палива. Погіршуються умови для мийки баків через захаращення їх нижньої частини балонами. Далі, під час спорожнення балонів температура гелію в них значно падає. Особливо це помітно на перших ступенях РН, час роботи яких становить трохи більше двох хвилин (швидке спорожнення балонів). На момент виключення РУ температура гелію в балонах перших ступенів РН складає $40 \div 50 \text{ К}$. При досить великому опорі трактів наддування з ТО кінцевий тиск гелію в них не вдається реалізувати нижче $(25 \div 30) \cdot 10^5 \text{ Па}$. Низькі значення кінцевої температури гелію і його помітний залишковий тиск в балонах призводять до того, що близько 20% (!) РТН залишається невикористаним, збільшуючи кінцеву масу ступеня РН. Це є великим кардинальним недоліком гарячих гелієвих СН, з яким мирилися і не робили протягом шістдесяти років хоч якихось спроб радикально виправити ситуацію.

Нами були проведені дослідження для виправлення цієї ситуації. Їх мета – підвищення ефективності гелієвих газобалонних СН паливних баків рухових установок РН шляхом більш ефективного (в тепловому сенсі) використання балонів з гелієм. Для вирішення поставленої проблеми розглянемо рівняння стану реального газу. з аналізу даного рівняння випливає досить простий висновок – для підвищення ефективності використання балонів необхідно їх заохолоджувати перед стартом ще сильніше, а в процесі їх спорожнення максимально піднімати температуру гелію в них до припустимої з умов міцності балонів [140, 141, 142, 143, 144, 145, 146].

Для досягнення поставленої мети скористаємося класичним шляхом, на який безпосередньо виводить нас рівняння стану газу стосовно до гелію в балонах СН, а саме – зменшення його початкової температури (на момент включення двигуна) і підвищення його кінцевої температури (на момент вимкнення двигуна) [144]. Це повинно дозволити, при інших рівних умовах, більше гелію заправити в балони на одиницю його обсягу до моменту старту РН і менше його залишити в них на момент виключення РУ. Таким чином, потрібна кількість гелію для наддування баків можна буде розмістити в меншій кількості балонів. Все питання полягає в тому, як це зробити раціонально, які максимально доступні і прості ресурси необхідно задіяти для досягнення поставленої нами мети.

Як відомо, ще з часів проектування (початок п'ятдесятих років минулого століття) Р-5А, легендарної королівської МБР Р-7 (сучасна широко використовувана модифікація – «Союз-2»), англійської РДД Blue Streak не було проблем в оснащенні стартових позицій агрегатами заправки ракет рідким азотом [147, 148]. Компонування хвостових відсіків космічних носіїв, як відомо, не таке щільне, як у МБР. Тому принципово не повинно скласти проблеми розміщення балонів з гелієм для наддування саме в хвостовому відсіку РН. Для РН «Союз-2» це взагалі природно, азот і зараз є на борту.

Нами запропоновано балони з гелієм розташовувати всередині ємності, яку до заправки РН стисненим газом слід заповнити рідким азотом [140]. Перед самим же стартом носія (перед початком роботи СН) необхідно злити цей рідкий азот за борт РН. Рідкий азот свою роль холодоагенту виконав. В цьому випадку ми отримуємо гелію в кожному балоні на момент старту РН на $\sim 12\%$ більше, ніж в разі розміщення балонів в LOX. Іншими словами, кількість балонів в запропонованому варіанті на 12% менше. Наприклад, для I ступеня РН «Зеніт» дане технічне рішення дозволяє зменшити кількість стандартних 132 л балонів з гелієм на один. При цьому ще й істотно зменшується довжина (опір) холодних гелієвих трактів від балонів до ТО в порівнянні з традиційним розміщенням балонів в верхньому баку РН, а ТО - в хвостовому відсіку. Зменшення опору трактів призводить до більш повного спорожнення балонів, тобто зменшення кінцевої маси гелію в них. Далі, звільняється від балонів бак окислювача ($1,7 \text{ м}^3$), що дозволяє при тих же габаритах РН додатково заправити $\sim 2 \text{ т}$ палива.

При використанні для наших цілей переохолодженого азоту, початкова маса гелію в балонах збільшується на $\sim 25\%$ в порівнянні з розміщенням балонів з гелієм в киплячому LOX. При заправці РН стисненими газами через хвостовий відсік також знижується і маса трактів заправки балонів гелієм.

Після зливу рідкого азоту балони з гелем виявляються на деякий час в повітряному середовищі з температурою на ~ 200 градусів вище, ніж в разі їх розміщення в киплячому LOX. Розрахунок за методикою [82] показує, що в цьому випадку при інших рівних умовах в результаті теплообміну гелій в балонах без прийняття додаткових заходів нагріється не менше ніж на 20K , що практично відіграє початкове розміщення балонів в більш холодному середовищі.

Розглянуте технічне рішення (звільнення балонів від кріогенного середовища) дозволяє поліпшити параметри будь-якої гелієвої газобалонної СН сучасної РУ, що використовує компоненти палива LOX і РГ-1. При його

реалізації на I ступені двоступеневої РН середнього класу виграш в корисному навантаженні може скласти до 30 кг.

Дане технічне рішення може бути вдосконалено. Суть поліпшення полягає в тому, що балони, розміщені в переохолодженій кріогенній середовищі, заправляють гелієм поза РН, наприклад, на щоглі-установнику [141]. Перед самим стартом РН балони встановлюють у одному з відсіків РН за допомогою автостиків ПГСР. З цих балонів доцільно проводити і ПН паливних баків. Після прискореного в балонів їх за непотрібністю скидають за борт. Технічно цей варіант цілком здійснимий, варто тільки згадати реалізоване скидання відпрацьованих РРД першого ступеня РН Atlas-D в польоті і час розробки даного технічного рішення – середина п'ятдесятих років минулого століття.

Для підвищення ефективності розглянутих пропозицій доцільно розібратись в можливостях більш інтенсивного нагріву балонів з гелієм після зливу рідкого азоту. Для цього необхідно провести ревізію «дешевих» і доступних джерел тепла в хвостових відсіках сучасних РУ. Способи нагріву стосовно до можливостей носія будуть ретельно розглянуті в розділі 6.4

Необхідно відзначити, що розглянуті технічні рішення [140], [141] в силу своєї ефективності цілком можуть замінити генераторні СН зразка початку 60-х років на двох ступенях РН «Циклон-4», на I ступені РН «Циклон-4М». У цьому випадку за рахунок зниження прогріву компонентів палива (в першу чергу – азотного тетраоксиду) може бути знижений потрібний тиск газів в баках, а значить, і маса самих баків.

6.5 Потенціал теплової модернізації газобалонних СН

Задачею проведених досліджень є зниження потрібної маси СН шляхом усунення зазначених в розділі 6 недоліків, а саме – підвищення кінцевої температури гелію в балонах та зменшення опору трактів наддування.

Поставлену задачу запропоновано вирішувати кількома шляхами. Перший з них з них класичний – нагрівання балонів після зливу з ємності кріогенної

рідини. Доцільно використовувати рідкий теплоносіє – гарячий РГ-1 з форсункової головки РРД (найбільш гарячий) [140].

Математичне моделювання параметрів запропонованої системи проводилось за апробованою методикою [82]. Теплообмін при обтіканні балонів газом враховувався за загальноприйнятою залежністю Міхєєва М.І. для сфери [149]:

$$Nu_{жс} = 2 + 0,03 \cdot Re^{0,54} Pr_{жс}^{0,33} + 0,35 Re^{0,58} \cdot Pr_{жс}^{0,356},$$

де $Nu_{жс}$ – число Нуссельта при температурі газу на вході в ємність;

Re – число Рейнольдса;

$Pr_{жс}$ – число Прандтля при температурі газу на вході в ємність.

Було проведено дві групи розрахунків [146]. У першій групі (рис. 2) при інших рівних умовах визначали ступінь впливу температури газу (263К після насоса і 453К з форсункової головки камери згоряння), що вводиться в спецємність при однаковій швидкості обтікання балонів (2м/с). Як видно з наведених результатів моделювання, обидва варіанти досить ефективні. У першому – кінцева температура гелію в балонах підвищується в ~ 4 рази в порівнянні з «канонічним» варіантом, у другому – більш ніж в 7 разів. Відповідно, варіюючи площею прохідного перерізу дозуючих елементів (жиклерів) і логікою роботи агрегатів автоматики СН, приблизно у стільки разів можна зменшити кінцеву масу гелію в балонах.

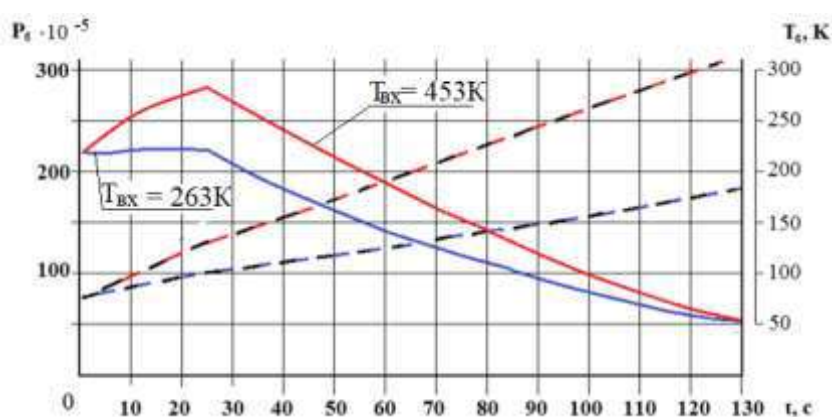


Рис.6.9 – Вплив температури газу на параметри гелію в балонах: $P_г$ - тиск газу в балонах; $T_ср$ - середньомасова температура газу в балонах ($w = 2\text{м/с}$)

Метою другої групи розрахунків було визначення впливу швидкості обтікання балонів (2, 5 і 10 м/с) при однаковій температурі гасу на вході в спеціальність (453K) на кінцеву температуру гелію в балонах (рис.6.10).

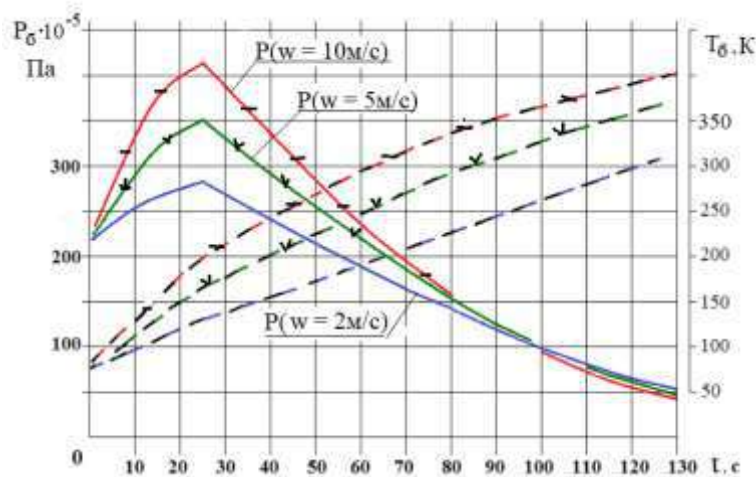


Рис.3.10 - Вплив швидкості обтікання гасом балонів з гелієм ($T_{\text{вх}}=453\text{K}$)

Отримані результати розрахунків свідчать про помітний вплив швидкості обтікання балонів гасом на температуру гелію в них. Так, при швидкості обтікання балонів 10 м/с кінцева температура гелію в балонах може бути збільшена майже в 9 разів порівняно з реалізованими сьогодні схемами розміщення балонів. Слід звернути увагу на той момент, що поєднання розрахункових величин тиску гелію в балонах і його температури (температури стінки балонів) навіть можуть досягати неприйнятних величин по міцності для застосовуваних матеріалів. Так, розрахункова величина тиску гелію в балонах перші 25с роботи РУ різко підвищується в порівнянні з початковим значенням і при використанні прийнятих вихідних даних досягає величини $410 \cdot 10^5$ Па. При цьому розрахункова температура балонів отримана на рівні 690K. Звідси випливає очевидна рекомендація – для використання існуючих балонів їх нагрівання за запропонованою схемою слід починати не в момент запуску РУ, а на 20 ÷ 30 з пізніше.

Проведене моделювання параметрів запропонованої СН з нагріванням гасом балонів з гелієм свідчить про помітну ефективності розглянутого технічного рішення. Величини швидкості обтікання РГ-1 балонів і температура

РГ-1 є дієвими інструментами по нагріванню гелію в балонах. Таким чином відкриваються можливості зменшити величину невикористаного залишку гелію в балонах в $7 \div 8$ разів, що еквівалентно зменшенню потрібного для цілей наддування числа балонів на $20 \div 25\%$.

Запропоновано і більш радикальне вирішення проблеми зменшення залишків гелію в балонах шляхом їх нагрівання. В другій фазі роботи РУ в балони вводять той компонент палива, для наддування якого застосуються балони. При цьому тиск газу у балонах і їх температуру треба підтримувати нижче їх допустимих значень з умов міцності [143]. Також, перед введенням в порожнину балонів компонента палива витрати гелію на наддування слід встановити максимально можливими, а компонент палива також додатково підігрівати, наприклад, в трактах охолодження камери згоряння. Ще однією відмінністю є те, що після введення його в порожнину балонів на виході з балонів рідинно-газову суміш треба сепарувати. РТН направляють в вільний об'єм бака, рідину подають на вхід до насосу цього компонента палива.

Підігрів гелію в балонах призводить до зменшення залишків гелію в балонах (збільшення частки використовуваного газу). Так, підвищення температури гелію в балонах на момент вимикання РД-171М на 1К, дозволяє за інших рівних умов зменшити залишки газу на $\sim 2\%$. Стосовно до наддування баку окислювача РД-171М підвищення кінцевої температури газу в балонах наприклад, на 11°C дозволяє зменшити потрібне число балонів на один. Зараз, стосовно до рушійної установки РД-171М, на 1 кг гелію, що йде з балонів до вільного об'єму баку окислювача, припадає 0,75 кг гелію залишків, 6,5 кг конструкції балонів, 20 кг недозаправленого палива [144].

Якщо в паливних баках максимальна температура газу не перевищує температури самозаймання з паливом (дизельний ефект), то можна, якщо це доцільно, вводити в різні секції балонів один компонент палива. Його, в залежності від конкретних умов, можна вводити короткочасно дозою в кінці роботи РУ, або на протязі необхідного часу.

Час введення компонента палива в балони вибирається відповідно до потреб, наприклад, перед піком потрібного тиску газу в баку.

За розрахунками авторів, за апробованою методикою [82] при використанні згідно винаходу ~ 10 кг пального (на один балон) з форсункової головки (температура пального 420K на номінальному режимі) при інших рівних умовах потреба в гелії зменшується на 25%. Для двоступеневого носія середнього класу при застосуванні винаходу тільки на першому ступені це прибавка ~ 20 кг корисного вантажу.

Нове технічне рішення може бути використано і для наддування паливних баків не тільки гелієм, а і азотом, у тому числі і баків з АТ і НДМГ.

Аналогічного позитивного ефекту можна досягти і таким шляхом. Він придатний, якщо балони розташовані і за звичайною схемою в баку окислювача. Після виходу балона з компоненту палива (внаслідок спорожнення бака) його вільний газовий об'єм додатково наддувають високотемпературним газом (турбінним або продуктами згоряння ТПГГ), що подається через балон у напрямі від верхнього днища бака до дзеркала палива [150].

Далі, як відомо [151, 152], для захисту двигуна і його систем від проміння факелу існує спеціальний досить складної конструкції донній захист. Наприклад, ізоляція донного захисту I ступеня РН «Сатурн-5» (керамічна теплоізоляція, котра складається з волокнистого титану з високим коефіцієнтом відображення, азбестового волокна і сполучної речовини (колоїдний двоокис кремнію) працює при рівні питомого теплового потоку $272 \text{ кДж}/(\text{м}^2\text{сек})$! [147, 153]

Це велика кількість теплової енергії, яка раніше не використовувалася з користю. Більш того, від неї ще і захищались, збільшуючи масу РУ, витрачаючи кошти і час. Необхідно відзначити, що наведена величина питомого теплового потоку, можливо, є мінімальною для РУ на кисні и гасу, тому що в F-1 ВГГ після турбіни скидається тангенціально в закритичну частину сопла. Сажа, що міститься в продуктах згоряння гас-кисень (~ 5%) при температурі ~1000K, екранує факел. Використання тепла факела РРД 1 для потреб гелієвої СН пропонується здійснювати в такий спосіб [142].

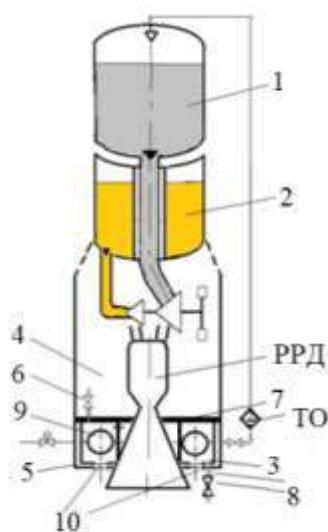


Рис.6.10 Схема з використанням СН тепла факелу РРД [142]

Система (рис.6.10), яка реалізує спосіб, включає бак окислювача 1, бак пального 2, спеціальну ємність 3, яка розташована в хвостовому відсіку 4 на донному захисті 5. Ємність 3 має дренажний клапан 6 і теплоізоляцією 7, заправне-зливний клапан 8 хладагента. Балони 9 зі стислим гелієм слід розміщувати поза бака з рідким киснем в спеціальній ємності 3. При цьому донний захист 5 і дно ємності мають вставки 10 з матеріалу, який пропускає теплове проміння (в першу чергу інфрачервоне), причому вставки ємності і донного захисту повинні бути розташовані співвісно із балонами. Зменшення маси системи відбудеться, якщо нижнє днище ємності виконано за одне ціле із донним захистом хвостового відсіку. Третьою відмінністю системи, що пропонується, є те, що балони зі стислим гелієм вставлені в донний захист

таким чином, що частково виступають за площину донного захисту в напрямі сопла ракетного двигуна. Четвертою відмінністю системи, що пропонується, є те, що спеціальна ємність з балонами розміщена під донним захистом, а її нижнє днище виконано знімним.

Давно відомі матеріали, що пропускають видиме світло. Наприклад, це звичайне скло. Також відомі матеріали, що пропускають інфрачервоні промені, які несуть більш половини теплової енергії [154]. Таким, наприклад, виявляється скло з домішкою марганцю - марбліт, до 15% окису марганцю, а також скло, до складу якого введено велику кількість окису свинцю. Марбліт поглинає (до 94%) видимого світла, але залишається прозорим для інфрачервоних променів. Має вигляд чорного матеріалу. Застосовується в приладах нічного бачення, в фотографії. Марблітове скло досить технологічне, воно може видуватися, пресуватися і прокачуватися, піддається шліфовці як звичайне скло.

В якості базової для математичного моделювання параметрів запропонованої системи була використана методика [82] розрахунку внутрішньобакових процесів при надхолодному наддуванні бака з вуглеводневим паливом з урахуванням спорожнення балонів, заправлених реальним газом.

Результати моделювання параметрів газу в балонах при підводі тепла через дві марблітові вставки показують, що кінцева температура гелію в балонах при інших рівних умовах, зростає в порівнянні з «класичною» схемою більш ніж в ~ 3 рази.

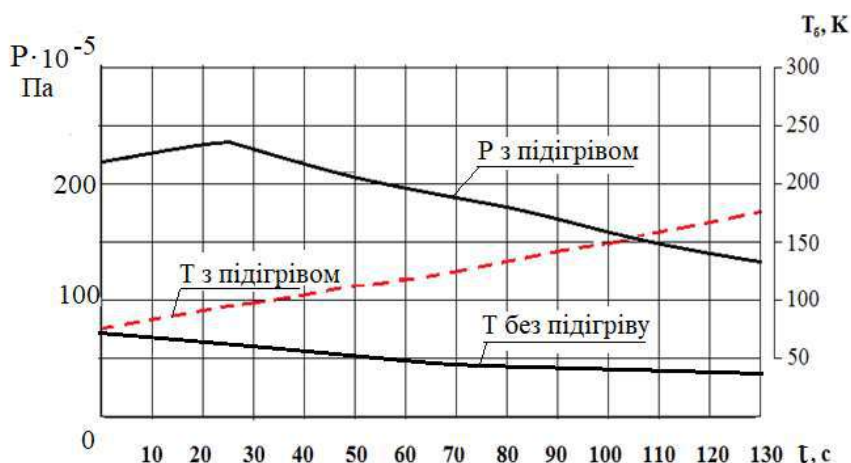


Рис.6.11 Зміна параметрів гелію в балонах при підводі тепла від факела через дві марблітові вставки.

При цьому навіть виникає небезпека підвищення тиску гелію в балонах (~25с) вище допустимого (з урахуванням збільшеної температури конструкції).

Як видно з рис.6.13, при зменшенні числа балонів (з 11 до 6) кінцева температура гелію в них ще кілька підвищується. У балонах залишається не більше 2 ÷ 3% початкового ваги гелію (проти 30 -35% за «класичною» схемою). При цьому кінцевий тиск гелію в балонах ($\sim 50 \cdot 10^5$ Па) дозволяє розраховувати на його можливе зниження.

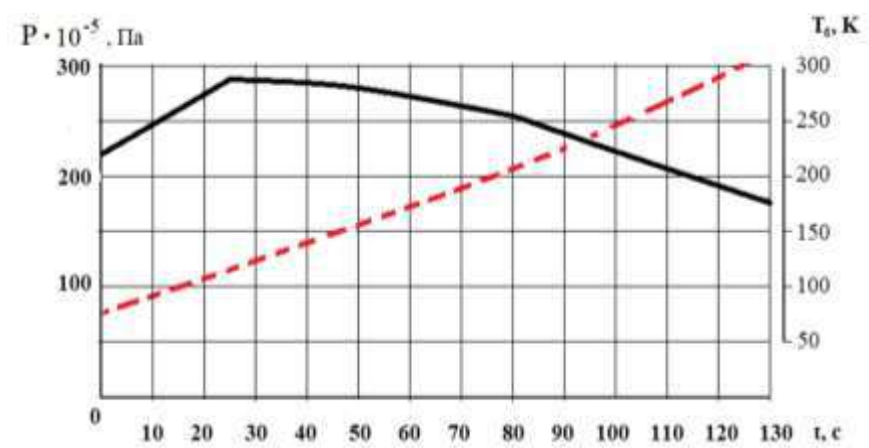


Рис.6.12 Зміна параметрів гелію в балонах при підводі тепла від факела через одну марблітову вставку.

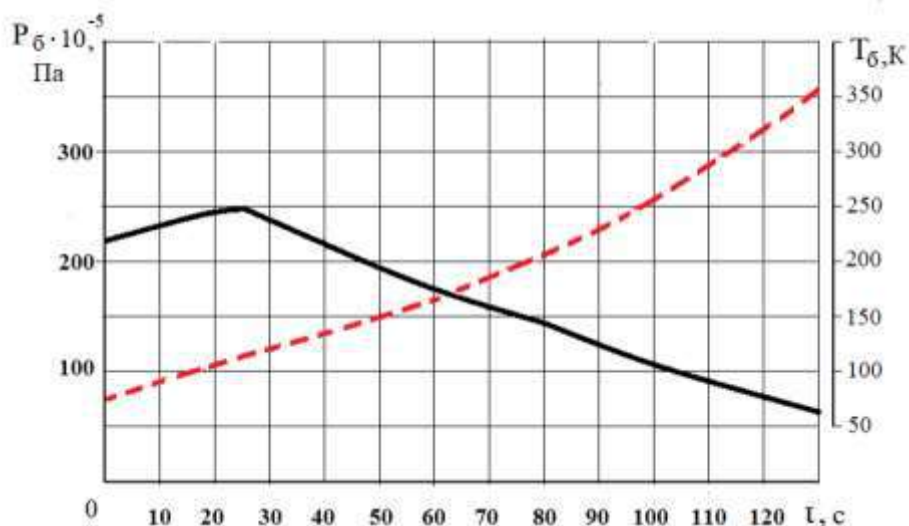


Рис.6. 13 Зміна параметрів гелію в зменшеному числі балонів (6 штук) СН при підводі тепла від факела через одну марблітову вставку.

При підведенні тепла до балонів з гелієм через одну марблітову вставку кінцева температура газу в балонах підвищується більш ніж в $\sim 5,5$ рази (рис. 6.12). Парувати небезпечне зростання тиску газу в балонах перші кілька десятків секунд можливо, наприклад, проведенням передпускового наддування з балонів польотного наддування, що зменшить вихідний тиск газу в балонах на момент появи факела РРД.

Основний висновок з аналізу результатів проведеного математичного моделювання свідчить про те, що тепла від факела РРД більш, ніж достатньо, щоб істотно підняти параметри СН шляхом збільшення кінцевої температури гелію в балонах і зменшення кількості гелію в них. Кількість тепла в балони можна регулювати площею нагрівання, матеріалом вставок і їх товщиною. Завдання полягає в розумному використанні тепла факелу РРД для конкретних умов.

Порівняння запропонованого варіанту системи з реалізованими в даний час на більшості РН газобалонними системами [145] показує наступне. Для двоступеневого носія середнього класу тільки на одній I ступеня перехід на СН баків окислювача і пального з підігрівом балонів за рахунок утилізації випромінювання факела дозволяє збільшити масу корисного завантаження на $\sim$

45 кг (без урахування зниження маси бака окислювача). При цьому зменшується кількість балонів зі стисненим гелієм (на $\sim 45\%$). Також може бути виключена з ПГСП постачання система передпускового наддування паливних баків.

Висновки до розділу 6

Проведені експериментальні дослідження підтвердили можливість використання для наддування баків з вуглеводневим паливом ТПГГ на основі звичайних серійних низькотемпературних палив ($T_{пз} \leq 1800\text{K}$). Параметри таких систем задовольняють вимогам, що пред'являються до СН. Проведені експериментальні дослідження дозволили вперше провести оцінку кількості конденсованої фази в паливному баку при його наддуванні продуктами згоряння найпоширеніших твердих палив (на основі нітроаммонію і азиду натрію).

При введенні в паливний бак продуктів згоряння ТПГГ з температурами 1260K і 750K і швидкостями порядку кілька десятків метрів в секунду уздовж поздовжньої осі бака сажі (основний елемент що забруднює) на фільтрах в витратних магістралях не виявлено. Це свідчить про нерівноважність протікання хімічних реакцій в продуктах згоряння з урахуванням умов наддування, де температура продуктів згоряння в баку падає в кілька разів за частки секунди.

Експериментально визначені температурні режими газу в баку, його конструкції і верхнього шару палива в баку при наддуванні продуктами згоряння ТПГГ ($T_{пз} \approx 1260\text{K}$). Всі важливі температурні параметри виявилися в нормі.

Отримано експериментальні дані та проведено розрахунки працездатності продуктів згоряння твердих палив, перспективних для наших умов. Значення отриманої працездатності РТН можна вважати досить високими.

Експериментально перевірено можливість уловлювання конденсованої фази продуктів згоряння поширених ТПГГ найпростішими металевими однорядними сітками. Результати цілком задовільні.

Отримані експериментальні дані по наддування бака з вуглеводневим паливом і криогенним компонентом продуктами згоряння поширених серійних ТПГГ дозволяють проводити проектно-конструкторські опрацювання СН паливних баків РУ з використанням сучасних ТПГГ.

Проведено математичне моделювання параметрів газобалонної гелієвої СН нового дизайну. Суть запропонованої системи полягає в розміщенні балонів з гелієм в хвостовому відсіку носія в спеціальній ємності. Дана ємність на етапі передстартової підготовки заправляється максимально холодним теплоносієм (наприклад, переохолодженим азотом), після чого заряджаються балони гелієм. Перед самим запуском РУ теплоносії зливають, а до балонів підводять тепловий потік від гарячого РГ-1, ГГ, факела ЖРД через спеціальні вставки (наприклад, марблітові) в донному захисті і днищі спеціальній ємності. За рахунок істотного підвищення кінцевої температури гелію в балонах (на $200 \div 300\text{K}$) помітно збільшується вироблення газу з балонів. Зараз, стосовно РД-171М, на 1 кг гелію, що йде з балонів до вільного об'єму баку окислювача, припадає 0,75 кг гелію залишків, 6,5 кг конструкції балонів, 20 кг недозаправленого палива.

Аналіз результатів моделювання показує, що можна добитися (з урахуванням зниження опору системи при більш коротких трасах наддування) величини залишкової маси гелію в балонах на рівні $2 \div 3\%$ від початкової заправки (проти $25 \div 30\%$ за «класичною» схемою розміщення балонів). Підведений тепловий потік до балонів робить помітний вплив на температуру гелію в них. Величина теплового потоку від РГ-1, ГГ, факелу РРД до балонів піддається регулюванню. Для двоступеневого носія середнього класу тільки на одній I ступеня перехід на СН баків окислювача і пального з підігрівом балонів за рахунок утилізації випромінювання факела дозволяє збільшити масу

корисного навантаження не менше ніж на 45 кг. При цьому потрібна кількість балонів зі стислим гелієм істотно зменшується (до ~ 45%).

РОЗДІЛ 7

МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ РОЗРОБКИ НОВИХ АВТОНОМНИХ СН ПАЛИВНИХ БАКІВ РУ

Проведене нами в розділі І комплексне дослідження конструкцій і параметрів сучасних гарячих газобалонних СН паливних баків РУ з доопалюванням ОГГ переконливо доводять їх суттєві недоліки. У розділах 1, 2, 3 недоліки цих СН були вперше системно виявлені разом з причинами, які їх породжують, детально розглянуті та вивчені. Модернізація гарячих газобалонних СН з подальшим переходом на автономні (без зв'язків зі стартом) конструктивно прості СН баків РУ з LOX і РГ-1 «чистими» доступними РТН, позбавлених виявлених недоліків, дозволяє позитивно вирішити цілий комплекс складних науково-технічних завдань [155]:

- повністю виключити з борта РН важкі дорогі газобалонні СН;
- підвищити надійність ПГС ступенів і істотно спростити їх конструкцію;
- спростити логіку роботи системи управління за рахунок виключення дублювання і резервування агрегатів автоматики на регулювання витрат гелію;
- істотно зменшити обсяг 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;
- спростити стартові комплекси космодромів і випробувальних підрозділів в цілому завдяки виключенню дорогих систем «холодного» гелію, ємностей високого тиску для нього і численних різноманітних агрегатів автоматики, які всі постійно потребують перевірки на міцність, герметичність, чистоту, регулярних інспекцій органами державного технічного нагляду.

І, найголовніше, в результаті використання простих і автономних СН можна буде істотно спростити виробництво РН, підвищити конкурентоспроможність вітчизняної РТ, знизити вартість запуску кілограма корисного навантаження на орбіту при підвищенні надійності ракетного комплексу.

Методологія розробки нових автономних СН заснована на ретельному аналізі можливостей, які надають:

- технічне завдання на розробку ракетного комплексу;
- рівень потрібних тисків газу в баках по траєкторії польоту;
- фізико-хімічні властивості основних компонентів палива і їх продуктів згоряння з надлишком окислювача і надлишком пального;
- наявні на борту РН джерела теплової енергії;
- сучасні можливості генерації вискоєфективних РТН (в тому числі ТПГГ), теплозахисту, рівень розуміння поширення турбулентних струменів в замкнутих об'ємах.

7.1 Основи розробки автономних СН паливних баків РУ з LOX

В даному розділі будуть досліджені нові автономні СН баків з LOX і РГ-1, запропоновані і розроблені при провідній участі автора [155, 156, 157, 158, 159, 160, 163, 164, 165, 166, 167, 168]. Серед них система еталонної конструктивної простоти, для роботи якої не потрібен жоден додатковий елемент, система з так званим «самонаддуванням». Фрагментарно дана система в кінці 50-х початку 60-х років була випробувана в РУ трьох МБР США як на рідкому кисні, так і на азотному тетраксиді. Проте фахівці США надалі не зуміли усунути істотний недолік системи з самонаддуванням – великі похибки визначення поточного рівня (маси) киплячого кисню в баку, що призводило до великих залишків незабора палива. В силу цієї причини в подальшому дана найпростіша система в РТ багаторазово розглядалася, але, наскільки нам відомо, ніде більше не застосовувалась.

Також запропоновані і досліджені СН з максимальною працездатністю відновного генераторного газу, з доочищенням парів кисню від води і вуглекислоти, що вносяться до LOX після приводу бустерного насосу, з наддуванням бака пального РТН з окисними властивостями, продуктами

розкладання аміаку, диспергованим реагентом, який вводиться до баку у вигляді стійких структур типу турбулентні вихрові кільця (хімнаддування в польоті).

7.1.1 Системи з очищенням кисню від продуктів згоряння

Чому ж автономні СН з використанням основних компонентів палива зараз не застосовуються на космічних РН? На нашу думку, причин тут декілька. Перша, сучасні американські і європейські проектант системи живлення РРД не мають великого позитивного досвіду вивчення і експлуатації конструктивно простих, але наукоємних СН паливних баків рідинних МБР СРСР. В свою чергу КБ «Південне» при проектуванні РН «Зеніт» було приречено на використання гелію згідно до постанови Уряду про ідентичність РН "Зеніт" і РН "Енергія".

Одна з причин (вона ж, мабуть, і основна) полягає в тому, що звичний для двигунобудівників окислювальний генераторний газ при освоєних в СН температурах містить до 5% конденсованої фази (H_2O і CO_2) [38]. Наприклад, для умов бака окислювача I ступеня РН «Зеніт» в бак може потрапити близько 20 кг льоду на стінки, внутрішньобакові пристрої та дзеркало кисню. Наддування ж киснем, який випарувався в ТО (як на Фау-2, Saturn-V, 63C1), не вирішує повністю дану проблему – привід бустеру окислювача на сучасних двигунах працює на тому ж окисному генераторному газі, який після його турбіни скидається в видаткову магістраль. В даному випадку в бак може попасти суттєва менша кількість потенційного конденсату – 250 г сумарно. Також слід зауважити, що ніякої шкоди для систем двигунів (наприклад, для діючих двигунів РД-171М, РД-180, РД-191) ця конденсована фаза в LOX не робила і не робить. Випробування насосів РРД проводять з багаторазовим запасом по масі твердої фази.

Відновлювальний генераторний газ, який можна розглядати для наддування баку із гасом, при температурах до 1300K, освоєних в конструкціях СН, теоретично може містити в своєму складі близько 5% сажі [38]. Для умов бака пального I ступеня РН «Зеніт» це може скласти до 10 кг твердого вуглецю.

Відразу треба зазначити, що наведені вище лякаючі цифри є оцінками зверху і суто теоретичними для рівноважних процесів. Однак, ці процеси далеко не рівноважні [1, 136]. Наприклад, на останній кисневій МБР С. П. Корольова Р-9А успішно застосовувався для наддування бака пального відновлювальний ГГ [147]. При цьому ні при вогневому відпрацюванні, ні при ЛКВ МБР, ні при навчальних пусках МБР зауважень по системам живлення не відзначено.

Метою проведених досліджень є підвищення ефективності СН бака окислювача шляхом розробки та впровадження автономної СН гарячими парами кисню [156, 168]. Методом вирішення поставленої задачі є аналіз фізичних умов при яких відбувається конденсація H_2O і CO_2 в баках, знаходження режимів, що виключають або суттєво знижують їх конденсацію у вільному об'ємі баку та на поверхнях бака і, в першу чергу, на дзеркалі окислювача.

Найбільш небезпечною для роботи різного роду внутрішньобакових пристроїв в баку з киснем є конденсація парів води і її замерзання. Тверда фаза в паливному баку небезпечна в силу чисто механічних перешкод (теоретична можливість утворення твердої фази небажаних розмірів) для роботи поплавкових пристроїв, забірного пристрою, фільтрів на вході в регулятори, в двигун.

Відомо, температура замерзання води суттєво вища за температуру замерзання двоокису вуглецю. Тому, якщо ми уникаємо випадіння в баку твердої фази води, то випадіння твердої фази двоокису вуглецю виключається.

Як відомо [149], конденсація, в тому числі і в паливному баку, може бути об'ємною та поверхневою. Розглянемо першу з них. Для виникнення об'ємної конденсації водяної пари вона повинна бути перенасиченою відносно середньомасової температури РТН в баку. Розглянемо позитивні моменти. Якою б низькою температура газу в баку з LOX не була в початковий момент наддування, парціальний тиск парів води в будь-якому випадку там дорівнює нулю. Це забезпечує деякий невеличкий проміжок часу без умов для об'ємної

конденсації. Далі для виключення зазначеної конденсації необхідно максимально швидко (а краще заздалегідь) піднімати температуру газу у вільному об'ємі бака і по можливості забезпечувати мінімально можливий парціальний тиск парів води [17]. Також слід зазначити наступне. При наявності домішок умови для конденсації конкретної складової суміші газів істотно погіршуються [149]. В нашому випадку домішки становлять не менш 95% (пари кисню і гелій ПН).

Поставлену задачу нами запропоновано вирішувати наступним чином [168]. На етапі ПН в вільний об'єм бака вводять РТН із температурою суттєво вищою за температуру кисню. Такий прийом призводить до збільшення потенційно можливої кількості пари води у вільному об'ємі бака при подальшому наддуванні. Таким чином, ми збільшуємо тиск насиченої пари води для перевищення ним потенційно можливого парціального тиску парів води у вільному обсязі баку $P_{SH_2O}(\bar{T}) \geq P_{H_2O}(\bar{T})$.

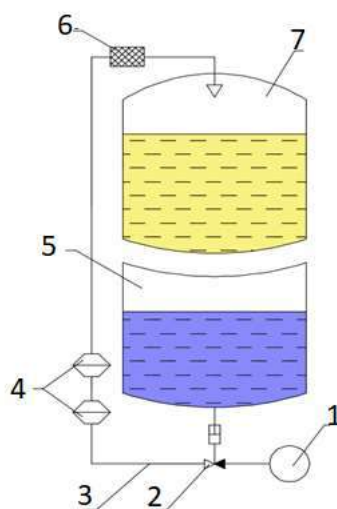


Рис.7.1 - Принципова схема очищення окисного генераторного газу

На етапі польотного наддування окисним ГГ (після турбіни) слід зменшувати витрати води і двоокису вуглецю в складі РТН, наприклад, за допомогою силікагелю (рис.7.1). Один з варіантів роботи системи наступний [168]. З газогенератора 1 через клапан 2 відбираємо потрібні витрати продуктів згоряння. Далі вони по магістралі наддування 3 з температурними

компенсаторами 4 уздовж бака пального 5 потрапляють в корпус з силікагелем 6 і після очищення вводяться в вільний об'єм бака з LOX 7. При цьому, час зменшення витрат конденсату в складі РТН повинен бути не менш часу, при якому середньомасова температура газу в баку забезпечить перевищення тиском насиченої пари води її парціальний тиск. Також, в цей проміжок часу треба забезпечувати швидкістю і напрямком введення РТН непопадання його струменя на вільну поверхню LOX в баку. Для цього нами розроблений ряд нових пристроїв введення газу.

При використанні в якості РТН рідкого кисню після насоса, нами запропоновано зменшувати витрати води і двоокису вуглецю в складі робочого тіла наддування у два етапи, на першому – після насоса високого тиску до входу в ТО його механічно фільтрують [168], на другому етапі, після ТО, очищають пари кисню за допомогою силікагелю. Працює запропонована система наступним чином (рис.7.2). Потрібні витрати кисню для наддування після насоса 1 за допомогою клапана 2 через фільтр 3 надходять в магістраль 4 з температурними компенсаторами 5. В ТО 6 кисень випаровується і вздовж бака пального 7 через пристрій з силікагелем 8 вводиться в вільний об'єм бака окислювача 9. Після того як потреби в фільтруванні відпадають. Клапан 2 зачиняють, а клапан 2а відчиняють до кінця роботи РУ.

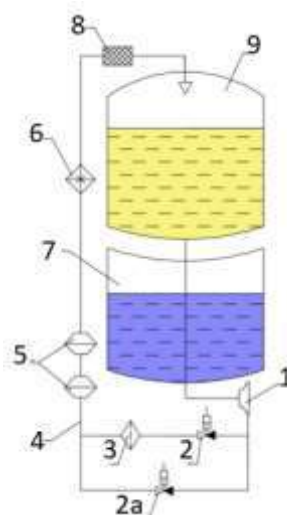


Рис.7.2 - Принципова схема очищення LOX для наддування бака окислювача

Наведемо приклад. Для наддування бака окислювача I ступеня РН "Зеніт" необхідно ~ 3 кг/с генераторного газу з температурою на вході в бак (після прогріву гарячої магістралі наддування) на рівні 520K. У цьому газі 5% потенційного конденсату. Для надійності будемо вважати, що це тільки пари води. За 25 с роботи польотного наддування в бак може потрапити 3,75 кг води. Розрахунки внутрішньобакових процесів за методиками [20] при початковій температурі газу у вільному об'ємі бака 223K і його об'ємі 5 м^3 з секундною витратою кисню з бака $1,9 \text{ м}^3/\text{с}$, показують, що середньомасова температура газу в баку на 25 с буде не нижче 313K. При цій температурі тиск насичення води становить $0,0738 \text{ кг/см}^2$, а парціальний тиск пари води в кількості 3,75 кг становить $0,0654 \text{ кг/см}^2$. Таким чином, умов для конденсації водяної пари в вільному об'ємі бака при використанні окисного генераторного газу після турбіни немає. Ще краще ситуація реалізується при використанні для наддування рідкого кисню. У цьому випадку при наявності гарячого передпускового наддування два етапи очищення кисню від домішок служать тільки задля 100% надійності.

Для забезпечення швидкого випаровування і нагрівання парів кисню доцільно перед самим стартом РН розігріти ТО і тракт наддування до допустимих по міцності температур [127]. Для досягнення максимально допустимої температури парів кисню на вході в бак є сенс використовувати в якості теплоносія ТО високотемпературний ТПГГ. Після ТО відновлювальний ГГ доцільно використовувати для наддування бака пального (рис.7.1) чи приводу турбіни бустера по лінії пального.

Термін фільтрації визначає розмір фільтра і масу силікагелю. Чим менш час фільтрації, тим менша маса фільтруючих елементів. Для зменшення часу фільтрації ($\sim 25\text{с}$) треба підвищувати температуру парів кисню в баку, наприклад, шляхом збільшення температури теплоносія. Такі технічні рішення нами розроблені [163]. Після припинення потреби в фільтрації можна пропускати кисень по коротким ділянкам обвідних трубопроводів 2а (рис.7.2).

Перехід з гелієвої СН на парову крім значного спрощення конструкції РН і стартового комплексу дозволяє знизити повну масу СН з урахуванням використання під паливо звільненого від балонів об'єму бака окислювача. Наприклад, для бака І ступеня РН "Зеніт", цей перехід дозволить збільшити масу корисного навантаження на не менше як на ~80 кг [156, 168].

Для наддування баків пального нами також розроблені безгелієві СН. Вони [134, 164, 166, 167] будуть розглянуті в наступному підрозділі. Тому впровадження запропонованого способу дозволяє розглядати питання повного виключення системи холодного гелію з борту РН, суттєво спростити і здешевити стартовий комплекс і підняти ефективність всього РК.

7.1.2 СН з диспергованим самозаймистим РТН, що вводиться в бак у вигляді стійких структур типу ТВК

Завдяки багатьом дослідженням встановлено [1, 30, 40, 41], що вкрай ефективно хімнаддування демонструє свої переваги тільки при певних незначних відстанях між рівнем компонента палива і вихідним перетином форсунки. Це стосується не тільки реагенту, який вводиться в бак в рідкій фазі, і й реагенту в газоподібній, і твердій фазах [1]. Не дивно, що хімнаддування застосовується в РТ тільки для ПН паливних баків [12, 147]. Всі численні спроби в світі застосувати хімічне наддування в польоті успіху не принесли.

Розглянемо основні умови, при яких хімічне наддування може ефективно використовуватися для умов польоту. Наддування повинно забезпечувати:

- високу далекобійність в обмежених умовах внутрішньобакового простору;
- зменшення інтенсивності випаровування реагенту на шляху руху імпульсів його витрати у вільний об'єм баку;
- відсутність руйнування поверхні палива реагентом, що натікає на неї;
- збільшення площі взаємодії реагенту з поверхнею палива у баку і зменшення прогрівання і випаровування палива;

– підвищення інтенсивності перемішування газового середовища у вільний об'єм баку при здійсненні наддування.

Реалізація вказаних заходів має дозволити зменшити витрату реагенту на наддування паливного баку, підвищити працездатність ПЗ, зменшити прогрівання верхнього днища баку і верхнього шару палива. Іншими словами, новий спосіб повинен постійно забезпечувати максимальне горіння на великій площі у рівня палива, який при роботі РУ опускається, і мінімальне – в усьому іншому обсязі бака по траєкторії руху реагенту.

У такому випадку нам треба звернути увагу на властивості ТВК. Саме вони володіють такими властивостями. Єдине що необхідно зробити, так це перетворити хімічно активний рідкий реагент (для компонента LOX сучасне пускове пальне), в газоподібний стан (аерозоль, спрей).

Технічно це можливо в такий спосіб [159]. Перед подачею насиченого нейтральним газом реагенту в генераторі ТВК його додатково дроблять нейтральним газом високого тиску. Як показано в розділі 4, ТВК за рахунок мінімальної ежекції газу навколишнього середовища в свою вихрову структуру (в нашому випадку - мінімальне горіння) мають велику далекобійність при незначній початковій швидкості. Подачу реагенту доцільно здійснювати у вигляді послідовності локалізованих у просторі формоутворень з диспергованої суміші реагенту і нейтрального газу у вигляді ТВК, що утворюються при імпульсному виштовхуванні порції суміші [170]. Ці ТВК направляються уздовж поздовжньої осі бака до поверхні палива. Початкову швидкість встановлюють для забезпечення далекобійності ТВК на всю довжину бака $L_{ТВК} \geq H_{ПБ}$, де $H_{ПБ}$ – висота бака, по залежності В.Ф. Тарасова:

$W_0 \geq H_{ПБ}^3 \cdot v_c / (1000 \cdot R_0) \text{ м/с,}$ де R_0 – початковий радіус ТВК; v_c – кінематична в'язкість суміші нейтрального газу і реагенту.

При дотриманні умови про неруйнування поверхні палива в турбулентним вихровим кільцем, що натікає на неї, початкова швидкість виходить з балансу сил динамічної дії ТВК на поверхню КП і сил поверхневого натягнення,

$$W_0 < \sqrt{\frac{34}{\rho_C}} (gn_X \rho_{KP} \sigma_{KP})^{0.5}$$

де

ρ_C - густина суміші нейтрального газу і диспергованого реагенту, яка створює ТВК; n_X - осьове перевантаження, діюче на РН; ρ_{KP} , σ_{KP} – густина і коефіцієнт поверхневого натягнення компонента палива в баку, відповідно.

Експериментальними дослідженнями [170] показано, що доцільно ТВК формувати в вигляді еліпсоїдів. Саме вони забезпечують мінімальну втрату реагенту по траєкторії руху ТВК у вільному об'ємі бака. Це пояснюється збільшеною швидкістю руху в ядрі вихору, що супроводжується виникненням градієнта тиску, скерованого до центру вихору [171], а також додатковим дробленням крапель диспергованого реагенту в ядрі вихору і відповідним зменшенням швидкості їх седиментації [172].

Підвищує ефективність способу і те, що ТВК потрібно формувати з частотою $10 < f < 20$ Гц [115]. Такий режим при співвісному їх русі приводить до утворення «вихрового стовпа» до поверхні палива. Це так званий режим «каналування» – руху диспергованого реагенту, який знаходиться в ТВК, що супроводжується зменшенням втрат реагенту по шляху проходження ТВК і пониженням інтенсивності його взаємодії з газовим середовищем бака [173]. При цьому частоту вибирають відмінною від найближчих значень частот власних коливань поверхні компонента палива у баку, щоб не ініціювати їх резонансне розгойдування. Кількість реагенту у вихрових кільцях регулюють, узгоджуючи її з тиском в баку.

Принципова схема пристрою для здійснення наддування паливного бака способом, що пропонується [159], приведена на рис. 7.3. Працює він таким чином. Нейтральний газ з ємності 2 по магістралі 5 через редуктор 6 поступає в газоввод 7 і далі – на вхід газодинамічного генератора імпульсів витрати газу 8. Газовий потік, що рухається по трубопроводу 9, у результаті прилипання струменя до опуклої поверхні профільованого елемента газоввода 10 (ефект Коанда) обтікає його, змінюючи напрям руху, і поступає в пневматичну камеру

11. При наповненні пневматичної камери і створенні в ній протитиску струмів газу відривається від поверхні профільованого елементу 10 і поступає в трубопровід 9 до виходу з генератора імпульсів витрати газу 8. При цьому пневматична камера 11 також спорожняється. У процесі спорожнення тиск у пневматичній камері 11 знижується, відкривається зворотний клапан 17, і з ємності 3 через форсунку 14 диспергований реагент, витрата якого регулюється редукційним гідравлічним клапаном 18 відповідно до поточного значення тиску у ВГО бака, який передається по трубопроводу 20 в управляючу порожнину клапана 18, поступає в пневматичну камеру 11 і змішується з нейтральним газом.

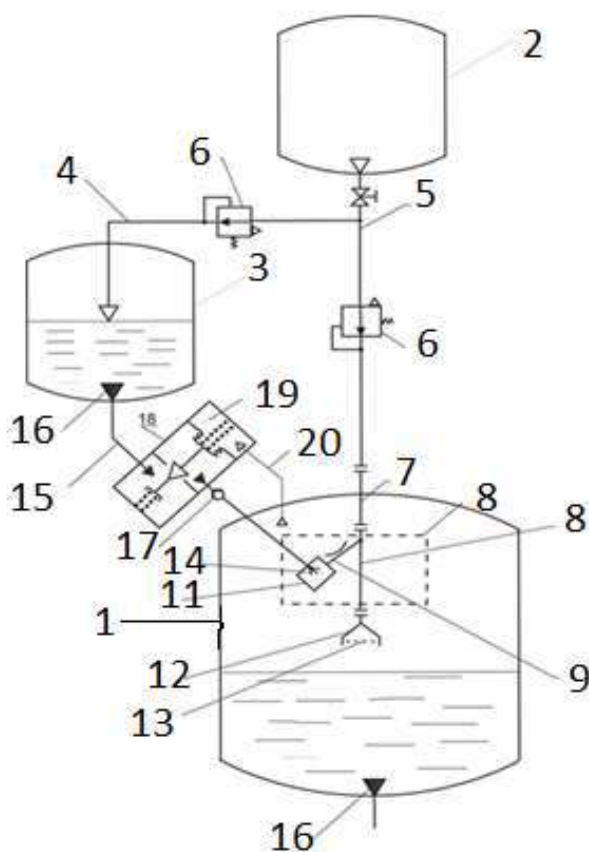


Рис.7.3 - Схема пристрою наддування паливного бака РН високотемпературним газом, що генерується у внутрішньобаковому просторі

У подальшому, при зниженні тиску в пневматичній камері 11 струмів нейтрального газу знов прилипає до поверхні профільованого елементу

газовводу 10, наповнюючи пневматичну камеру з диспергованим реагентом, що знаходиться в ній, нейтральним газом. Тиск в камері 11 у процесі наповнення зростає, що приводить до закриття зворотного клапана 17, подальшого відриву струменя газу від поверхні профільованого елементу газовода 10, надходження суміші диспергованого реагенту і нейтрального газу в трубопровід 9 у вигляді імпульсу витрати і далі в насадок 12 з діафрагмою 13 з отворами, де імпульс витрати трансформується в еліпсоїдне ТВК, що рухається до поверхні палива у баку 1 і генерує при взаємодії з нею високотемпературний газ.

Дослідження необхідно продовжити в напрямку вибору оптимальної конструкції генератора ТВК, вивчення взаємодії природного контуру циркуляції палива в баку під дією аеродинамічного нагріву його стінок з короткими гравітаційними хвилями, які виникають при взаємодії ТВК з поверхнею палива.

Таким чином, здійснюючи послідовно запропоновані режими подачі в бак хімічно активного реагенту за допомогою ТВК можна забезпечити в польоті при роботі РУ хімічне наддування. Для бака з РГ-1 таку СН можна зробити за допомогою відомого реагенту - перхлорату нітронію (NO_2ClO_4). Розрахунки характеристик запропонованих хімічних СН за методикою [82] показують їх помітну параметричну ефективність у порівнянні з гелієвими.

7.2 Основи проектування СН паливних баків РУ з LOX еталонної конструктивної простоти

Сплеск досліджень, присвячених різним аспектам кипіння кисню в паливних баках РН на активній ділянці траєкторії польоту, спостерігався в Україні під час розробки РН, що отримала згодом назву «Зеніт». Справа в тому, що з кінця п'ятдесятих років минулого століття це була єдина РН Радянського Союзу, РУ якої працювали на киплячому кисні. Це дозволяло мати тиск газу в несучому баку з киснем на рівні $\sim 1,0 \cdot 10^5 \text{ Па}$. Саме це поєднання теоретично

давало можливість розглядати самонаддування (інша назва – політропна СН) як реальну СН для баків окислювача I ступенів РН середнього класу типу «Зеніт». Для прикладу, потрібний тиск газу в баку окислювача I ступеня РН «Зеніт» протягом перших 78% часу роботи РУ знаходиться на рівні $1,0 \cdot 10^5$ Па і нижче.

В рамках теми «Зеніт» глибоко вивчались питання кипіння кисню в великому обсягу недогрітого компонента при теплопідводі до циліндричної поверхні бака. Однак основні проблемні питання не було вивчено до рівня, що дозволяє розглядати практичну реалізацію цієї системи.

При всій привабливості політропної СН, вона в «класичному» вигляді має помітні недоліки (великі кінцева маса робочого тіла в баку і залишки незабора киплячого палива) і обмеження по області застосування (тиск газу в баку на рівні тиску насичення верхнього шару палива в баку), а так само ряд дрібніших проблемних питань. Так, реалізація системи самонаддування теоретично можлива лише в тому випадку, коли потрібний тиск газу в баку трохи нижче або дорівнює тиску насиченої пари верхнього шару палива. Для ілюстрації сформульованої тези, на рис.7.4 наведено потрібний (мінімально-необхідний) тиск газу в баках з киснем I ступеня РН «Зеніт» і на рис.7.5 - I ступеня РН «Енергія».

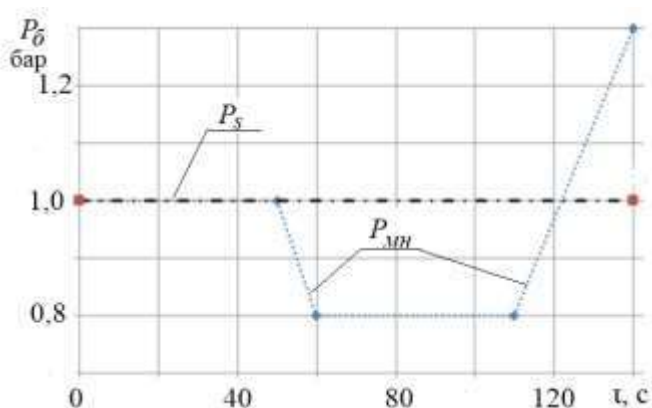


Рис.7.4 – Тиск газу в баку окислювача I ступеня РН «Зеніт»: $P_{мн}$ – мінімально-необхідний тиск газу в баку; P_s – тиск насичених парів при $T = 90\text{K}$

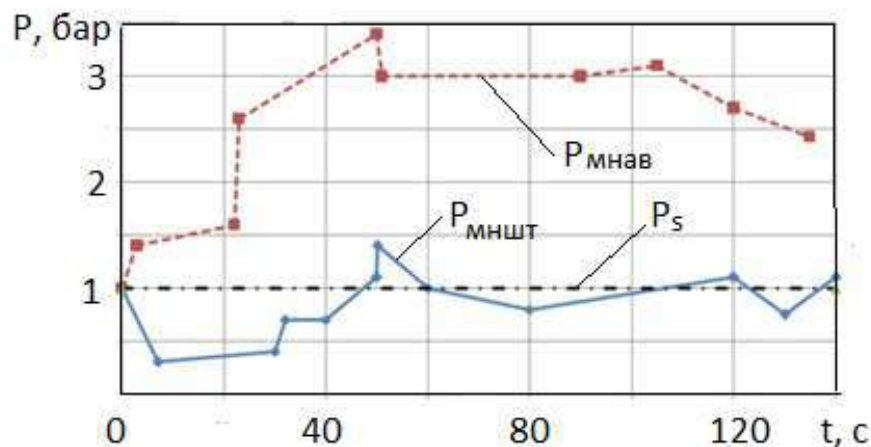


Рис.7.5 – Тиск газу в баку окислювача I ступеня РН «Енергія»:

$P_{\text{мшт}}$ – мінімально-необхідний тиск газу в баку при штатній траєкторії польоту; $P_{\text{мнав}}$ – мінімально-необхідний тиск газу в баку при аварійних траєкторіях (огинаяюча крива всіх випадків); P_s – тиск насичених парів LOX при $T = 90\text{K}$

Як видно з наведених графіків, для бака окислювача I ступеня РН «Зеніт» самонаддув прийнятне до $\sim 120\text{с}$ польоту. У той же час, для бака окислювача I ступеня РН «Енергія» можливий час роботи самонаддування істотно менше, всього $\sim 45\text{с}$ польоту при русі по штатній траєкторії, і не допустимий взагалі при польоті по аварійних траєкторіях.

Треба зауважити, що сучасний рівень пізнання внутрішньобакових процесів дозволяє реально розглядати шляхи подолання зазначеної невідповідності між потрібним тиском газу в баку і розташовуваним тиском насичених парів верхнього шару кисню в баку. Однак для цього необхідний комплекс розрахункових і експериментальних досліджень, які є предметом окремого розгляду.

Другою, а можливо, і основною проблемою впровадження самонаддування, є зниження точності вимірювання в польоті поточної кількості LOX в баку існуючими дискретними (поплавковими) системами управління витратанням палива (СУВП). Завданнями СУВП, як відомо, є забезпечення одночасної витрати компонентів палива з баків ступеня РН і визначення

моменту часу повного вироблення робочих запасів палива шляхом прогнозування цих моментів. В умовах самонаддування СУВП довелося б працювати в умовах змінного (за часом роботи РУ) паровмісту в верхньому і пристінкових шарах палива при змінних за часом перевантаженнях (виштовхуюча сила), витрат окислювача в РУ. Так, наприклад, для умов бака з киснем І ступеня РН «Зеніт» обсяг парової фази в кисні при самонаддуванні в середньому по часу польоту становить не менше $1,5\text{м}^3$, що порівняно з секундною витратою окислювача з бака на номінальному режимі роботи РУ. Підкреслимо, що відносна величина паровмісту в киплячому окислювачі за часом роботи РУ зростає, а на момент виключення РУ наближається до 100%. Разом з цим зростають похибка вимірювань і залишки незабора киплячого палива.

17.2.1 Системи на основі самонаддування з попередженням виміру рівня

Рішенням проблеми точного виміру рівня кисню в баку при роботі системи самонаддування було б безпосереднє і точне вимірювання рівня палива існуючими системами управління витратами палива (СУВП, поплавковий датчик виміру рівня з дискретним розташуванням вимірювальних точок) на активній ділянці траєкторії польоту РН.

Розглянемо запропоновану нами наступну побудову системи наддування [158], [160]. СУВП спочатку роботи налаштовують на номінальний режим. РРД своїми системами забезпечує потрібне співвідношення компонентів палива. Далі визначають величини часу попередження проходження рівнем вимірювальних точок. Потім короткочасно в ці моменти часу підвищують тиск газу у вільному обсязі бака. З огляду на те, що в ньому знаходяться пари окислювача, раціонально вказане підвищення тиску організувати за

допомогою впорскування диспергованого пускового пального у вільний обсяг бака у вигляді ТВК. Пускове пальне (наприклад, суміш тріетілбора з тріетілалюмінієм) широко використовується при запуску газогенераторів ТНА і підпалюванні робочої суміші в кожній камері згоряння сучасних РРД. Величина попередження визначається з урахуванням початкової маси заправленого криогенного окислювача, характеристик РУ щодо можливого форсування (дроселювання) витрати і положенню регулятора витрати кисню в даний момент часу польоту.

При короткочасному підвищенні тиску газу у вільному обсязі паливного бака вище тиску насичених парів кисню при температурі його поверхні в баку, кипіння верхнього шару припиняється, парові бульбашки конденсуються. У баку встановлюється чітка межа розділу «газ - рідина». Після проходження вимірювальної точки тиск газу в баку падає до тиску насичених парів кисню, і знову продовжується кипіння верхнього шару.

Також короткочасне підняття тиску газу в баку також можливо організувати за допомогою ТППГ на основі азиду натрію. Експериментально це нами підтверджено (дивись Розділ 6).

Для зменшення витрат робочого тіла на організацію множинного короткочасного підвищення тиску газу в баку можлива конструкція СУВП, яка укладена в герметичний кожух з клапаном наддування у верхній частині пристрою і клапаном зливу в його нижній частині [161]. При її роботі короткочасне підвищення тиску необхідно проводити тільки в незначному обсязі пристрою при закритому клапані зливу.

Необхідно відзначити, що найбільша точність виміру поточної кількості палива в баку необхідна в кінці роботи РУ для визначення моменту часу повного вироблення робочих запасів палива шляхом прогнозування цих моментів. Для цього досить точних вимірів рівня по 2 - 3 останнім точкам СУВП [160].

Викладений підхід до проблеми підвищення виміру кількості рідкого кисню в баку в польоті був розроблений і вирішене на I ступені бака

окислювача РН «Зеніт». Логіка роботи СН забезпечувала мінімальну масу системи, допускаючи кипіння верхнього шару палива до ~ 110 с роботи ДУ за рахунок підтримки тиску газу в баку не вище $1,6 \cdot 10^5$ Па. Далі різко короткочасно (до 30с) підвищували гелієвої холодної системою тиск газу в баку. Кипіння верхнього шару припинялося, поплавковий датчик СУВП показував фактичний рівень. Завдяки цьому максимально точно визначався момент повного вироблення робочих запасів палива шляхом прогнозування цих моментів.

7.2.2 Система на основі введення поправок до виміру рівня СУВП

Метою проведених досліджень було знаходження та обґрунтування інших методів підвищення точності вимірювання рівня киплячого кисню СУВТ в несучому нетеплоізованому баку ДУ при роботі політропний системи на активній ділянці траєкторії польоту РН. Найбільш переконливим і раціональним рішенням поставленої проблеми, на нашу думку, є її експериментальне рішення на модельних установках (штатних баках) шляхом знаходження такої послідовності режимів, які забезпечували б з необхідною точністю визначення поточної маси кисню в баку при роботі самонаддування [162]. Скористатися отриманими результатами можна було б шляхом введення поправок до показань СУВП в натурних умовах. Таким чином, забезпечення з необхідною точністю визначення маси LOX в баку за часом польоту РН, відкриває перспективи впровадження максимально простою і надійною політропної СН.

Для досягнення поставленої мети нами був розроблений наступний алгоритм проведення наземних випробувань [162]. Пропонується провести дві серії випробувань на модельній (або штатній) установці з рідким киснем при однакових початкових умовах (тиск газу в баку на початок зливу, час передпускового наддування, рід і температура газу передпускового наддування,

температурний профіль кисню по висоті бака). Установка повинна бути оснащена системами заправки і зливу палива, контролю тиску газу в баку, імітатором зовнішнього теплопідводу, реєстрації параметрів. Обсяг вимірювань традиційний - початковий рівень палива в баку і поточний, температури газу і палива по висоті і діаметру бака, поверхні палива (поплавковий пристрій), конструкції бака, тиск газу у вільному обсязі бака.

Перша серія випробувань проводиться з роботою системи самонаддування з максимально близькими умовами до льотних. На ній повинен забезпечуватися закон зміни зовнішнього (аеродинамічного) теплового потоку (величина якого визначається вимогами теорії моделювання) до циліндричних стінок бака.

Друга серія випробувань проводиться з наддуванням бака інертним газом, температура якого встановлюється на рівні температури компонента палива в баку. Особливо слід відзначити, що тиск газу в баку при зливі підтримуємо (шляхом відповідної витрати інертного газу) вище тиску насичених парів кисню при його максимально можливій температурі в баку в кожен момент часу. Інакше, створюємо умови, що виключають пароутворення всередині рідкого кисню в баку. При цьому необхідно звести до мінімуму зовнішній тепловий потік до циліндричних стінок бака, наприклад, штучно збільшуючи вологість навколо бака (утворюється на стінках бака лід і іній - теплоізолятор) і час його термостатирования до початку передпускового наддування. Швидкість зливу компонента з бака в першій і другій серії випробувань повинна бути однаковою.

При такому підході фактичний рівень палива в кожен момент часу його зливу на моделі можна визначити за формулою: $H_{\phi i} = H_i - \frac{(P_{абсi} - P_{Пi}) \cdot V_i}{R_s \cdot T_i \cdot S_i \cdot \rho_i \cdot t_{BC}}$,
 где H_i – заміряний рівень палива під час зливання з наддуванням інертним газом (друга серія випробувань);

$P_{абсi}$ – абсолютний тиск газу в газовому об'ємі бака при роботі системи з самонаддуванням;

$P_{Пi}$ – парціальний тиск газу ПН в газовому обсязі;

- V_i – газовий обсяг бака при самонаддуванні;
 R_s – газова стала парів палива;
 T_i – середньомасова температура газу у вільному обсязі при самонаддуванні;
 S_i – площа поперечного перерізу бака;
 $\rho_i(t_{BC})$ – щільність верхнього шару палива;
 i – індекс, що позначає параметри в даний момент часу.

Тоді фактичний рівень палива в польоті при самонаддуве визначається за формулою: $H_{\Pi i} = H_{zi} + \Delta H_i$,

де H_{zi} – заміряний в польоті рівень компонента;

ΔH_i – різниця між фактичним $H_{\phi i}$ і заміряним H_{zi} рівнями палива в баку при наземних випробуваннях системи з самонаддуванням, перерахована за допомогою теорії моделювання на штатні умови.

Маса компонента, який википів за час роботи самонаддування визначається з відомого рівняння стану, а саме:
$$\Delta m_i = \frac{(P_{\text{абси}} - P_{\Pi i}) \cdot V_i}{R_s \cdot T_i}.$$

Розрахункові дослідження для носія середнього класу показують, що використання запропонованого способу визначення фактичного рівня палива при роботі системи самонаддування, може зменшити викривлення виміру до 30% секундної витрати палива з бака, що еквівалентно зниженню залишків палива в баку до 500 кг.

Конструктивна простота (дешевизна) і надійність роботи системи самонаддування стосовно циліндричних несучих баків з киплячим LOX перших ступенів РН, безумовно, заслуговує на більшу увагу до цієї системи. Наведена методологія організації наземних випробувань систем з самонаддуванням дозволяє виключити одне з невирішених раніше питань – облік кипіння LOX в баку з прийнятною точністю в поточних показаннях рівня СУВП в польоті. Для підтвердження запропонованої методики доцільно проведення експериментальних робіт на модельній установці з СУВП і імітацією аеродинамічного нагрівання бака з LOX.

Для розширення області застосування самонаддування, коли потрібний тиск газу в баку трохи вище тиску насичених парів палива, що заправляється, нами запропоновано наступний досить простий в реалізації шлях [165]. Як показали розрахункові та експериментальні дослідження, при стоянці з закритим дренажним клапаном (ДК) стосовно кліматичних умов Байконуру верхній шар кисню в баку прогрівається до 2К за 100с. Це забезпечує тиск насиченої пари на рівні $\sim 1,3 \cdot 10^5$ Па. Таким чином, маючи залежність температури верхнього шару кисню в баку від часу стоянки з закритим ДК, можна забезпечувати потрібний тиск газу в баку за рахунок самонаддува в більш широкому діапазоні.

Підводячи підсумок розгляду перспективною у всіх сенсах системи з самонаддувом кисневого бака необхідно привести приклад її ефективності. Реалізація запропонованих режимів (забезпечення точності вимірів СУВП, кінцеве підняття тиску газу в баку за допомогою хімнаддування диспергованим пусковим паливом) забезпечує при суттєвому здешевленні конструкції РК виграш в корисному навантаженні не менш 100 кг.

7.3 Основи розробки автономних СН баків з РГ-1

В рамках досліджуваної проблеми, відразу слід зазначити, що з історії РТ відомі успішні далеко не поодинокі факти застосування для наддування баків пального РТН з окисними властивостями. Так, вже на першій балістичній ракеті Фау-2 використовувався швидкісний напір повітря для наддування бака з етиловим спиртом. За часом польоту температура повітря була на $100 \div 200^\circ$ вища температури пального (температура займання спирту з повітрям при тиску 1 кг/см^2 453К з відкритим вогнем, температура самозаймання 673К) [29, 42, 174]. На РДД Р-11 з витискнутою системою постачання на компонентах палива «азотна кислота + гас», для наддування паливних баків застосовувався відновний ТПГГ. При цьому тиск РТН в баках становив $\sim 3,0$ МПа. На першій дніпропетровській РДД Р-12 бак пального наддували стисненим повітрям (21%

кисню). На першій американській ДУ Pratt&Whitney Rocketdyne NAA 75-100 (етиловий спирт + кисень) для наддування баків також використовувалось стиснене повітря.

Однак успішна практика використання РТН з окисними властивостями для наддування баків з паливом в подальшому розвитку не мала. Однією з основних причин цього був адміністративний тиск контролюючих органів під відомим прапором забезпечення 100% надійності.

7.3.1 Наддування бака пального РТН з окисними властивостями

Метою проведених нами досліджень є знаходження та обґрунтування конструктивно простих нових способів автономного наддування баків з РГ-1 РТН з окисними властивостями, виявлення безпечних режимів, оцінка масової ефективності запропонованих систем. Впровадження таких способів дозволило б максимально просто повністю відмовитися від гелію в якості РТН для РН на кисні і гасі, що істотно спростило б і носій, і СК.

Розглянемо властивості гасу, які, швидше за все, і перешкоджають (свідомо чи несвідомо) застосуванню автономних СН, альтернативних газобалонним []. До таких «негативних» особливостей всіх марок керосинів зазвичай відносять їх вогнебезпечність і вибухонебезпечність. Тут відразу слід підкреслити, що гас за вказаними показниками є звичайним компонентом палива і знаходиться в тому ж самому класі, що і рідкий кисень з НДМГ.

Вогнебезпечність гасу характеризується наступними показниками (теплофізичні властивості палива взяті для гасу Т-6 [175]). Сама нижня температура парів гасу в баку ДУ, яка може представляти вогнебезпечу, це температура спалаху [176]. Як приклад, для гасу Т-6 вона становить 335K [175]. Горіння в перебігу 5 секунд повинно припинитися. Але для спалаху потрібно відкрите полум'я. Відомо, що з ростом абсолютного тиску температура спалаху підвищується (тиск газу в баках пального РН змінюється в діапазоні 0,13 ÷ 0,25 МПа).

Теоретично ж небезпека може реалізуватися тільки при досягненні локальної температурою суміші парів гасу з киснем в баку температури самозаймання. Вона являє собою температуру, при якій запалюються суміш без піднесення до них відкритого вогню. Для гасу Т-6 і повітря вона дорівнює 493К.

Найважливішим аспектом займання горючої суміші є мінімальна енергія, необхідна для ініціювання процесу горіння. Наявні численні експериментальні дані свідчать, що при атмосферному тиску і температурі суміші 293К вона дорівнює 0,5 МДж [176]. Це далеко не іскри від електричних контактів або від точила при заточуванні сталевих предметів. Зі зниженням температури суміші енергія займання має тенденцію до зростання.

Далі, розглянемо аспекти вибухонебезпечності. Всі вони знову пов'язані тільки з наявністю відкритого вогню. Небезпеку становить зона вибуховості. Вона являє собою проміжок по концентрації парів гасу в повітрі, при якому теоретично можливий вибух, при наявності відкритого джерела вогню. Згідно з даними [175], цей діапазон для гасу Т-6 становить $1,5 \div 8,0$ об'єм. %.

Проведений аналіз дозволяє зробити обґрунтований висновок – існують реальні передумови абсолютно безпечного наддування баків з гасом рідким киснем [177]. При цьому треба виконати наступні умови:

- забезпечувати в польоті температуру суміші парів кисню і гасу в баку нижче температури спалаху їх парів;
- забезпечувати концентрацію парів гасу в вільному обсязі бака меншу нижньої межі зони вибуховості.

Розглянемо більш детально розроблений нами [164] автономний спосіб наддування бака з гасом розпорошеним в його вільному об'ємі рідким киснем. Відбирати кисень в польоті найзручніше після насоса LOX. При цьому перед стартом РН продувкою вільного об'єму бака пального досягаємо істотного зниження концентрації парів гасу в баку. ПН можна проводити киснем з видаткової магістралі LOX, використовуючи тиск стовпа рідини. В цьому випадку, при введенні рідкого кисню в бак з гасом, як середньомасова

температура газу в баку, так і локальна, гарантовано не перевищуватиме температури спалаху. При цьому не буде реалізовуватися і небезпечна концентрація парів гасу з киснем.

Для визначення масової ефективності запропонованого способу (в першу чергу, потрібної для наддування маси кисню) необхідно визначити середньомасову температуру парів кисню в баку.

Спочатку скористаємося методом аналогій. Для оцінки температур, які нас цікавлять, розглянемо експериментальні дані (Розділ 5) для надхолодного наддування гелієм бака пального І ступеня РН «Зеніт» (пальне РГ-1, час роботи ступені 144 с). На цьому ступені гелій з балонів, занурених у кисень, найкоротшим шляхом через міжбаковий відсік вводиться в бак пального протягом всього часу роботи РУ. У цьому випадку температура гелію на вході в бак знаходиться на рівні $90 \div 100\text{K}$. При цьому за результатами льотних випробувань середньомасова температура гелію всередині бака отримана на $30 \div 40^\circ$ нижче початкової температури пального в баку. Температуру LOX після насоса на вході в бак приймемо рівної 110K . Питомі теплоємності гелію і парів кисню різняться в $\sim 5,7$ рази, а газові постійні в ~ 8 разів, потрібні витрати на наддування в ~ 7 разів. Тому є всі підстави вважати, що з урахуванням витрат тепла на випаровування рідкого кисню шукана середньомасова температура парів кисню в баку пального буде нижча за температуру гелію при надхолодному наддуванні. Іншими словами, температура РТН в баку буде від'ємна у всьому діапазоні експлуатації.

Для отримання конкретних величин температур газу у вільному об'ємі бака скористаємося апробованою методикою розрахунку тиску газу в баку при надхолодному наддуванні [82]. Іншою, не менш важливою метою проведених розрахункових досліджень є визначення основних факторів, що впливають на параметри запропонованої СН. І з урахуванням отриманих результатів слід сформулювати рекомендації з проектування таких систем.

У вказаній методиці розрахунку в тепловому балансі газу в баку було враховано тепловий потік на випаровування LOX в баку:

$$Q_{\Sigma} = Q_l + Q_w - Q_r,$$

де Q_l – тепловий потік до газу в баку від дзеркала палива;

Q_w – тепловий потік до газу від стінок бака;

Q_r – тепловий потік на випаровування рідкого кисню в баку.

В результаті математичного моделювання отримуємо розрахункову середньомасову температуру РТН в баку на 50^0 нижче початкової температури палива. Аналіз результатів моделювання параметрів кисневої СН показує, що мінімальна середньомасова температура газу в баку реалізується в початковий момент наддування. В цей час незмочена поверхня бака і аеродинамічний тепловий потік ззовні мінімальні. За часом польоту зазначена температура зростає. Далі, баланс теплових потоків до газу в баку показує, що на випаровування кисню йде помітна кількість тепла. Це природно призводить до зниження середньомасової температури газу в баку і збільшення потрібних витрат кисню на наддування.

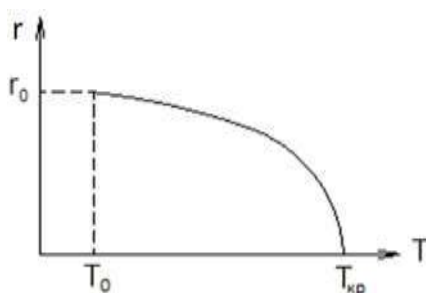


Рис. 7.6 Зміна прихованої теплоти пароутворення рідини: T_0 , r_0 - температура кипіння і теплота пароутворення при $P = 0,1$ МПа; $T_{кр}$ – критична температура

У зв'язку з останнім спостереженням нами було звернуто увагу на закон Планка [155]. Згідно цього закону прихована теплота пароутворення рідини прагне до нуля в міру наближення її температури до критичної (рис.7.6). Для кисню вона становить 154К. Таким чином, для практичної реалізації зазначеного закону нам необхідно тим чи іншим найпростішим чином організувати підігрів кисню до введення його в бак пального. З огляду на те, що ТНА розміщений в хвостовому відсіку безпосередньо під баком, який нас цікавить, організувати підігрів LOX можна шляхом відбору

низькопотенційного тепла від палива, розташував магістраль наддування безпосередньо в пальному. Підігрів кисню в магістралі постачання складає, наприклад, стосовно I ступеня РН «Зеніт» не менше 25К. З урахуванням зменшення величини теплоти пароутворення і, відповідно, збільшення вхідної температури робочого тіла в бак потреби витрати кисню на наддування в цьому випадку може бути зменшені на 20% за інших рівних умов. Цей варіант не повинен викликати проблем і при організації наземного відпрацювання нової СН.

Порівняння масового зведення запропонованого способу з самим енергетично вигідним з відомих (надхолодне гелієве наддування), показує їх приблизну рівноцінність. Однак ефективність запропонованого способу нескладно підвищити, наприклад, введенням в верхню частину бака пускового пального (хімнаддування). Верхній шар палива надійно укритий шаром холодних парів кисню з температурою нижче мінус 223К. Природно, при низьких температурах в баку випаровування гасу з дзеркала палива буде практично відсутнє.

Що стосується плівки палива на стінках бака при роботі РУ, то експериментально встановлено, що під впливом польотних вібрацій і перевантажень вона відразу ж руйнується і стікає на дзеркало [1]. Тому у верхній частині бака можна істотно підняти температуру газу до значень, що не перевищують нижньої межі самозаймання парів гасу з киснем, тобто 200⁰С. В результаті при істотному спрощення конструкції РН і стартового комплексу (а, отже, здешевлення і підвищення надійності) впровадження запропонованого способу наддування може знизити кінцеву масу ступені на ~ 120 кг [155].

7.3.2 Використання відновного газу підвищеної енергетики

Основною проблемою впровадження генераторної СН бака з РГ-1 на компонентах LOX + РГ-1, є те, що при освоєних в системах постачання

температурах (до 1300К) в відновлювальних продуктах згоряння (ПЗ) знаходиться до 7% (масових) сажі. При потраплянні її в такій кількості в паливний бак, розростанні її в помітні кластери, можливий вихід з ладу внутрішньобакових пристроїв (датчики заправки, залишку, системи керування витратами палива (СКВТ), забірні пристрої, фільтри в витратних магістралях і т.п.). Треба зауважити, що генераторні з надлишком пального СН широко застосовувалися в ракетній техніці, наприклад, для наддування баків пального двох ступенів МБР Р-9А, за деякими джерелами - і трьох ступенів РН Н-1ЛЗ. При цьому будь-яких зауважень через сажу по роботі СН, внутрішньобакових елементів не зафіксовано ні при наземному і вогневому відпрацюванні, ні при ЛКВ.

Метою даного дослідження є знаходження алгоритму та обґрунтування режимів роботи СН, що дозволить реально розглядати можливість впровадження в практику двигунобудування в якості РТН високотемпературного ГГ підвищеної енергетики. Розробка газопроводів, що виключають провали тиску газу в баках на початку роботи СН і перегріву граничних поверхонь, робить цю мету досяжною. Застосування високотемпературних СН на РН нового покоління дозволило б істотно спростити конструкції РУ, РН, СК, звести до мінімуму витрати на обслуговування РК, знизити вартість виведення корисного навантаження в космос при підвищенні кінцевої надійності.

Звернемо увагу на формулу (2.3) розділу 2. Енергія, яку вносить в бак РТН, описується членом $k/[(k - 1)] \cdot R \cdot T \cdot \dot{m}_0$. Показник адіабати k в розглянутому діапазоні температур слабо залежить від неї. Температуру на вході в бак ПЗ більш ніж 2000К навряд чи є сенс розглядати. Тому основна роль в ефективності наддування належить величині газової сталої ПЗ.

Проведений нами аналіз термодинамічних розрахунків [38] показав, що максимальне значення газової сталої ПЗ кисню з РГ-1 становить ~ 530 Дж/(кг град) і спостерігається при температурі в ГГ ~ 1770 К (рис.7.7). Відхилення температури від цього значення в будь-яку сторону призводить до різкого

падіння газової сталої. При цьому тиск в ГГ в межах $390 \div 2000$ кПа впливу на її величину не робить. При введенні в бак ПЗ з $T = 1770\text{K}$ температура газу всередині бака з відомих причин буде істотно менше.

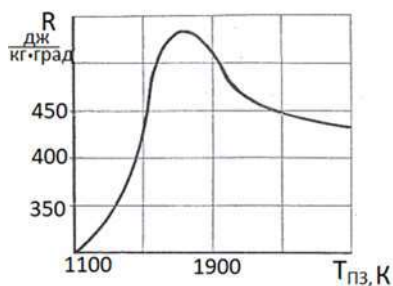


Рис.7.7 Залежність $R_{пз}$ від $T_{пз}$

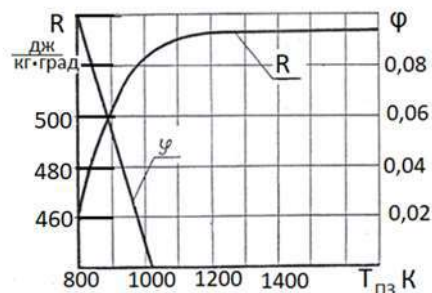
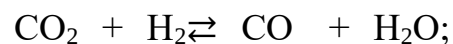


Рис.7.8 Рівноважне охолодження ПЗ;
 φ – масова доля вуглецю в ПЗ

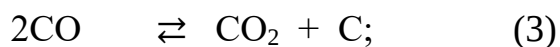
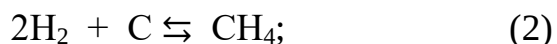
Але на початку восьмидесятих років минулого століття рівень розуміння внутрішньобакових процесів не дозволяв безпечно вводити такий газ в бак. Не було знань по поширенню неізотермічних струменів в баках великого подовження, по способам захисту від провалів тиску на початку роботи СН, від перегріву граничних поверхонь. Тому пропонувалося перед подачею в бак ПЗ охолоджувати до прийнятних температур в спеціальному ТО. Таку СН пропонував В.А. Мосейко з колегами [178]. Однак, охолодження ПЗ істотно ускладнює систему та суттєво знижує її привабливість. Якщо розташовувати ГГ на верхньому днищі бака з РГ-1, то діаметр магістралі пального треба збільшувати пропорційно витраті охолоджувача (пального). Далі охолоджувач треба скидати або на вхід в насос, або в бак. При високій температурі РТН в баку підігріте пальне буде випаровуватися і погіршувати вагове зведення.

Як видно з рис.7.8, на якому наведені результати рівноважного охолодження ПЗ, при температурі нижче 1100K спостерігаються негативні явища – відбувається швидке зростання частки вуглецю (сажі) в ПЗ і зниження величини газової сталої [38]. Розглянемо кінетику хімічних реакцій, що відбуваються в ПС палива кисень – гас. При температурі $\sim 1770\text{K}$ продукти згоряння складаються з H_2 , H_2O , CO и CO_2 . При їх рівноважному охолодженні

відбуваються такі хімічні реакції [1]:



(1)



Реакції (2) і (3) протікають при температурах від 1100К до 700К. У результаті реакції (1) газова постійна ПЗ не змінюється, дві інші реакції призводять до її зменшення. За даними роботи [16] час, необхідний для досягнення рівноваги реакцій (2) і (3) при температурі 1770К, становить $\sim 2,5$ с, причому зі зниженням температури цей час тільки збільшується.

Розглянемо залежність Грімтліна М.І. [92] для зміни надлишкової температури газу по осі осесиметричного струменя $\Delta t_x / \Delta t_o = 4,8 \cdot \sqrt{F_o} / x$,

де Δt_x – надлишкова температура РТН на осі струменя на відстані x від випускного перетину газовводу; Δt_o – надлишкова температура РТН на вході в бак відносно середньо бакової температури; F_o – площа випускного перетину газовводу. З неї випливає, що через 10 ÷ 12 калібрів цікавий для нас температурний діапазон ПЗ в струмені проходять. Таким чином, завдання отримання чистих ПЗ зводиться до швидкого ($\Delta \tau \leq 1$ с) проходженню ними температурного діапазону 1200 ÷ 700К. Цей висновок технічно цілком реалізуємий.

Сьогодні в СН досягнута температура ПЗ на вході в бак до $\sim 1300\text{К}$. Спроби використовувати більш гарячий газ раніше приводили до перегріву верхнього алюмінієвого днища бака. Однак і ця проблема вирішувана, наприклад, при розміщенні генератора всередині бака, шляхом використання сучасних еластичних керамічних теплоізоляцій днища, матеріалів типу гніт (фітіль), застосуванні пропонованих нами нових способів введення РТН і газовводів [50].

Проведемо порівняння результатів розрахунків параметрів запропонованої нами високотемпературної ($T_{ex} \sim 1770$ К) генераторної СН (за методикою [82]) і найефективнішою з застосовуваних на сьогоднішній день надхолодної гелієвої

[121]. Стосовно тільки до I ступеня РН отримуємо, що, за інших рівних умов, виграш в масі корисного навантаження становить не менше 30 кг (для двоступеневої РН середнього класу). Це, в поєднанні з застосовуваними автономними СН баків з киснем, відкриває шлях помітного спрощення конструкцій ДУ нового покоління, стартових позицій, що використовуються сьогодні не частіше 3 - 4 разів на рік, і випробувальної бази. Перспективи, які відкриває впровадження запропонованої системи, безумовно, заслуговують на продовження робіт в даному напрямку і проведення експериментальних досліджень.

7.1.4 Використання аміаку для наддування бака пального

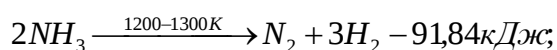
Метою проведених досліджень є знаходження ефективних режимів і простого дизайну СН баків з гасом при використанні в якості РТН такого поширеного в народному господарстві з'єднання як аміаку. Треба відзначити, що аміак давно і успішно застосовується і в ракетній техніці (РТ), наприклад, в газореактивних системах стабілізації космічних апаратів як робоче тіло.

До нового ефективного РТН повинні бути пред'явлені традиційні для РТ вимоги – доступність, висока працездатність, дешевизна, наявність виробничої бази, нетоксичність (слабка токсичність) і т.п. Рідкий аміак (NH_3) значною мірою відповідає таким вимогам [157]. Розглянемо більш докладно його властивості. Тільки в Україні є 7 заводів, яки станом на 2013р виробляли аміак. Технології роботи з ним відпрацьовані на всіх технологічних етапах. Аміак має прийнятні експлуатаційні властивості через низьку за нормами стандарту категорію шкідливості (4-а категорія, до якої відноситься керосин), а також через його малу пожежо- та вибухонебезпечність. Аміак транспортується усіма видами транспорту без втрат на скидання пари.

Реакція синтезу і розкладання аміаку багатостадійні, з утворенням декількох проміжних активованих комплексів [179], що володіють різними

константами швидкостей. Однак, як і в більшості випадків, для загальних швидкостей прямої і зворотної реакцій, з великим ступенем точності, справедливі рівняння для швидкостей і констант швидкостей реакцій без урахування проміжних стадій [180].

Аміак повністю розкладається на водень і азот при температурах $1170 \div 1270\text{K}$ [179]. Велика кількість тепла, необхідна для розкладання аміаку, є єдиним його недоліком стосовно СН. Однак, апробовані каталізатори (залізо, а особливо вольфрам і рутеній) помітно знижують енергію активації аміаку. Газова стала продуктів розкладання аміаку в 3,3 рази більша ніж у азоту:



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

Оцінимо швидкість реакції розкладання аміаку [180]

$$\frac{d(\text{NH}_3)}{dt} = -k_-(\text{NH}_3) + k_+(\text{N}_2)^{0,5}(\text{H}_2)^{1,5},$$

где $(\text{NH}_3), (\text{N}_2), (\text{H}_2)$ – мольні концентрації аміаку, азоту і водню;

k_-, k_+ – константи швидкості прямої і зворотної реакцій.

Використовуючи рівняння Арреніуса для визначення константи рівноваги реакції, яка нас цікавить, можна отримати, що швидкість розкладання аміаку більш ніж задовольняє потребам наддування. Для виключення втрат РТН в початковий момент роботи РУ (вихід на режим по температурі ТО розкладання аміаку) можна використовувати технічне рішення [127]. Його суть полягає в тому, що безпосередньо перед запуском ДУ прогріти ТО і гарячу магістраль наддування до допустимих по міцності температур.



Розрахунки необхідної кількості аміаку для наддування, наприклад, бака пального І ступеня РН «Зеніт», за апробованою методикою [15], показують, що при температурі продуктів розкладання на вході в бак $\sim 1300\text{K}$ його потрібна кількість становить не більше 28 кг. Цю ж задачу сьогодні вирішує 34 кг гелію (з урахуванням його залишків в балонах) в найефективнішої надхолодної СН. При цьому гелій розміщений в трьох балонах високого тиску, розташованих в баку окислювача, а маса кожного балона (без кріплення і підвідних трубопроводів їх зарядки) становить 45 кг. Виграш в корисному навантаженні при переході на аміачну систему складе не менше 40 кг при спрощення РУ, РН і СК.

Також джерелом тепла для розкладання аміаку можуть служити високотемпературні ТПГГ, наприклад, на основі азиду натрію. Як відомо, азид натрію горить з окислювачем Fe_2O_3 при температурі 1820K , а з окислювачем на основі WO_3 - при температурі 2020K . Принципова схема такої СН бака пального наведена на рис.7.11.

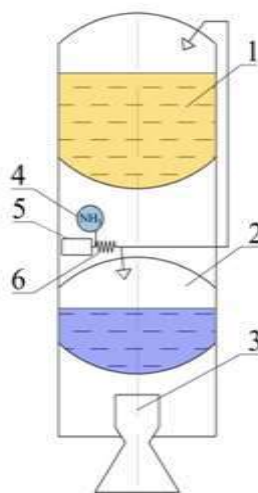


Рис.7.11 – Схема розкладання аміаку з допомогою ТПГГ

У цьому випадку ємність з аміаком 5 доцільно розміщувати в міжбаковому об'ємі. Високотемпературний ТПГГ 5 нагріває і розкладає аміак в ТО 6, звідки азот і водень надходять у вільний об'єм бака пального 2. Потрібну секундну масову витрату азоту $\dot{m}_{\text{мгз}}$ з температурою на вході в теплообмінник

1820K для повного розкладання аміаку можна оцінити з рівняння теплового балансу:

$$\dot{m}_{mmz} = \frac{Q}{\Delta t \cdot c_p} = \frac{\dot{m}_{NH_3} \cdot q_p}{\Delta t \cdot c_p},$$

где Q – загальна кількість тепла, необхідна для повного розкладання потрібної витрати аміаку для наддування бака пального;

Δt – перепад температури теплоносія в теплообміннику;

c_p – середня питома теплоємність азоту в теплообміннику;

q_p – середня питома теплоємність азоту в теплообміннику;

Для умов бака пального I ступеня РН «Зеніт», потрібна секундна витрата високотемпературного азоту з ТТГГ для розкладання аміаку становить менше 1 кг/с. Його після ТО можна використовувати для наддування бака окислювача. Особливо треба відзначити, що сьогодні досить добре розроблені мембранні методи розділення газових сумішей. Використовуються вони і при поділі газових сумішей і безпосередньо при синтезі аміаку [179, 181]. Мембрани для розділення газів виготовляють з полімерних органічних і неорганічних матеріалів. Наприклад, водень вибірково пропускає паладієва мембрана.

Таким чином, відкриваються можливості розділяти продукти розкладання аміаку, гарячим азотом наддувати бак з киснем, а воднем – бак з паливом [134, 135]. З огляду на те, що температура самозаймання водню в повітрі становить 783K, охолодженими продуктами розкладання аміаку нижче зазначеної температури можна робити наддування і баку з киснем. Найбільш просто охолодження здійснюється при пропусканні трубопроводу з РТН через бак з РГ-1.

Отримані результати досліджень властивостей аміаку відкривають можливості істотного спрощення конструкцій СН баків як пального, так і окислювача. Запропоновано схеми розкладання аміаку на азот і водень, що використовують тепло факела двигуна і тепло твердопаливного газогенератора. Показана висока ефективність аміачних СН на прикладі I ступеня РН «Зеніт».

7.4 Методичні основи проектування СН паливних баків РУ багатоблокових ступенів РН

Розглянемо в загальному вигляді процеси, які відбуваються в системі живлення РУ працюючих блоків РН при настанні позаштатної ситуації (ПШС), продовженням якої є відключення одного з блоків. Перше, що треба відразу відзначити, в цьому випадку падає поздовжнє перевантаження, відповідно, зменшується тиск компонентів на входах в двигуни працюють блоків. Настає загроза кавітаційного зриву відцентрових насосів. Компенсувати цей можливий провал тиску в системі живлення може тільки СН. Виникає питання, – Як найефективніше забезпечити працездатність РУ і в штатних ситуаціях, і в аварійних, на яких умовах і якими додатковими ресурсами повинна володіти штатна СН?

Пошук нами публікацій на тему проектування СН багатоблокових рідинних РН з урахуванням ефективної працездатності РУ, як у штатній ситуації, так і в усіх позаштатних, показав практично повну відсутність робіт в цьому напрямку. Так, перші ступені РН «Енергія» проектувалися виходячи з найважчого з усіх можливих випадків – наступ аварійної ситуації в будь-який момент часу [27]. При цьому правильному постулаті, за основу при проектуванні СН паливних баків бралася огинаюча всіх можливих аварійних ситуацій (рис.7.9).

Наскільки таке рішення ефективно, і які його наслідки? Як видно з наведених графіків, розбіжність між штатними мінімально-необхідними тисками газу в баку і обвідної мінімально-необхідних тисків газу в баках при всіх ПШС різному за часом польоту і коливається в межах від $1 \cdot 10^5$ Па до $2,3 \cdot 10^5$ Па. Таким чином, запаси РТН, прохідні перетини трактів наддування,

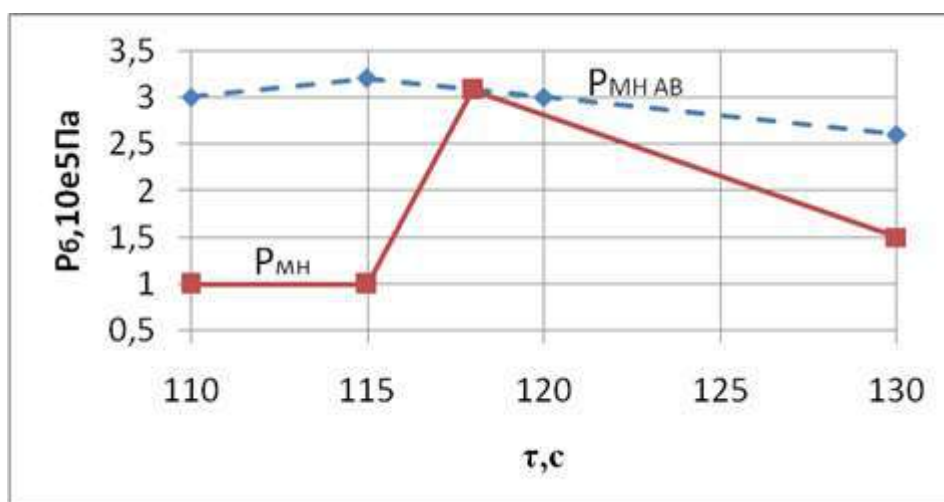
товщини баків при такому підході вибираються з гіпотетичного випадку – «польоту по траєкторії, яка огинає аварійні ситуації», чого, природно, в дійсності бути не може. СН завчасно працює виключно в розрахунку на аварійні ситуації, забезпечуючи в середньому на $2 \cdot 10^5$ Па більший тиск газу у всіх паливних баках всіх блоків зі самого старту РН.

Розглянемо технічну задачу в наступній постановці стосовно багатоблокової РН «Енергія». Перші ступені носія рідинні (кисень і гас). Їх багаторазове застосування передбачається лише при польоті по штатній траєкторії. При настанні аварійної ситуації, яка закінчується вимиканням аварійного блоку, інші блоки повинні забезпечувати виведення космічного об'єкта на орбіту, з якої можливо його порятунок. При цьому, всі блоки першого ступеня, як аварійний, так і неаварійні, повторному використанню не підлягають.

Для вирішення завдання виведення об'єкта на потрібну для його порятунку орбіту при одному аварійному блоці застосовуються комплекс технічних рішень. Це і аварійний злив LOX з вимкненого блоку з підвищеною витратою, форсування РУ працюючих блоків та інші.

Проведемо дослідження процесів, якими супроводжується вимикання потужного РРД на прикладі РД-170 в аварійних ситуаціях. Мета – вироблення рекомендацій з проектування систем постачання багатоблокових РН при виключенні аварійного блоку в польоті. Розглянемо основний момент виключення потужного сучасного РРД в аварійній ситуації. При констатації системою управління РН ПШС на одному з блоків, що вимагає виключення його РУ, вимикання відбувається в повній відповідності зі штатною схемою його виключення і ніяк інакше. Тільки така схема виключення відпрацьована і гарантує цілісність матеріальної частини. Це означає, що спад тяги з урахуванням імпульсу після дії тяги буде відбуватися не менше 3 с. Відповідно до спаду тяги будуть зменшуватися і поздовжнє перевантаження, і тиск компонентів палива на входах в працюючі ЖРД. Таким чином, ПШС по вхідному тиску настає не раніше ніж через три секунди з моменту подачі

команди на вимикання РУ. Далі, наступ ПШС в залежності від часу польоту викликає різні дії системи управління польотом. Так, при її настанні на старті і до 40 з польоту вимикання одного блоку з п'яти (працює другий ступінь) призводить до незначних відмінностей по поздовжньому перевантаженню від штатного польоту. З 40 з польоту і практично до кінця роботи перших ступенів при ПШС одночасно з аварійним блоком вимикається РУ симетричного блоку. Але одночасно з цим з непрацюючих блоків починається інтенсивний слив LOX через спеціальні системи витратою, в середньому, якій вдвічі перевищує його номінальну витрату через двигун. Такий захід призводить до помітного зменшення маси РН і, відповідно, до збільшення поздовжньої перевантаження.



Ріс.7.12 – Тиск газу в баку при реалізації ПШС на 115 з польоту: P_{MH} – мінімально-необхідний тиск газу в баку окислювача при ПШС на 115с польоту; P_{MHAB} – огинаюча крива мінімально-необхідних тисків газу в баку при настанні ПШС в будь-який момент польоту.

Найбільш важким випадком для забезпечення працездатності РУ являють ПШС перед самим початком (за $3 \div 5$ с) штатного дроселювання РУ (на рис. 7.12 ~ 115 с). В цьому випадку гідравлічні втрати ще максимальні, а тиск стовпа палива вже помітно зменшився за рахунок його вироблення. В цей час відмінності в потрібних тисках газу в баках при ПШС і ШС максимальні і досягають 0,23 МПа. Власне зниження поздовжнього перевантаження до рівня

ПШС настає за час не менше 3 с. Після початку дроселювання РУ потрібні тиску газу в баках в обох випадках помітно знижуються через зменшення гідравлічних втрат, пропорційних, як відомо, квадрату витрати (рис.7.5). Для зниження наслідків аварійного вимкнення ДУ в цей час, крім аварійного зливу кисню (подвійною витратою в порівнянні з номінальною), короткочасно форсують РУ всіх працюючих блоків. Після цього їх плавно дроселюють.

Слід зазначити ще один дуже важливий момент. Якщо тиск газу в баку окислювача при ШС в польоті підтримувати такий, що потрібен в цьому випадку, тобто на рівні не вище $1,8 \cdot 10^5$ Па, то температура кисню в баку не перевищить ~ 96 К. При тиску газу в баку в польоті на рівні $4 \cdot 10^5$ Па (виходячи з прийнятої на РН «Енергія» концепції початкової готовності до гіршої ПШС), температура кисню складе 99К. Таким чином, тільки за рахунок підтримки «правильного меншого» тиску газу в баку можна знизити потрібний тиск в ньому в самій важкий з можливих ПШС (~ 115 с) на $0,45 \cdot 10^5$ Па. А потрібний тиск на вході в РРД, як відомо, складається з тиску насичених парів компонента (при даній температурі) і антикавітаційного запасу.

Таким чином, пік максимально-необхідного тиску газу в баку при настанні ПШС має тривалість 1 - 2 с, враховуючи, що власне зниження поздовжнього перевантаження до рівня ПШС настає за час не менше 3 с. Після чого потрібний тиск газу в баку помітно зменшується завдяки перерахованим заходам.

Головний висновок з проведеного дослідження – потрібний мінімально-необхідний тиск газу в баку при ПШС настає не миттєво, стрибком на $\sim 2 \cdot 10^5$ Па, а наростає протягом ~ 3 с, після чого істотно знижується завдяки вжитим заходам (слив LOX з непрацюючих двигунів, форсування працюючих двигунів). Гіпотетично огибаючи мінімально-необхідних тисків газу в баках працюючих блоків при ПШС насправді є обвідної короткочасних реально можливих «піків» потрібного тиску газу в баку при настанні ПШС в будь-який момент часу.

Отримані аналітичні результати дозволяють по іншому підійти до проектування СН багатоблокових РН [76, 77]. СН повинна структурно складатися з двох частин. Перша її частина (і основна) забезпечує чистим робочим тілом (наприклад, гелієм) потрібний тиск газу в баках при ШС. При настанні ПШС задіється її друга частина, швидкодіюча, яка дозволяє протягом $2 \div 2,5$ с збільшити тиск газу в баку на $\sim 0,2$ МПа. З огляду на, що всі блоки при ПШС не підлягають повторному використанню, тут вибір у конструктора великий, тому що допускається використовувати ефективні, але не ідеально «чисті» продукти згоряння. Це можуть бути і ТПГГ (швидкодія від 0,05с), наприклад, на основі азиду натрію, і хімічно активні речовини, які організовують усередині бака хімнадування [1], наприклад, пускове пальне ПГ-02 для бака з рідким киснем. Швидкодію застосовуваних ЕГК, що забезпечують його впорскування, можна порівняти з швидкодією з ТПГГ.

При наявності в складі РН невеликого числа блоків, наприклад, трьох, коли вимикання одного з блоків при ПШС істотно знижує подовжню перевантаження, а значить, буде потрібно значне підвищення тиску газу в баках працюючих блоків, пропонується тиск газу в баках підтримувати на рівні вище потреб ШС з деяким запасом (попередженням).

При реалізації запропонованих заходів, з огляду на високий рівень надійності всіх систем РК, ПШС дійсно буде розглядатися як виняткове явище, а не як штатне. Тут також необхідно врахувати, що розрахункові запаси міцності для аварійної ситуації менше, ніж для штатного режиму.

Проведені опрацювання реалізації запропонованого способу наддування стосовно перших ступенів РН «Енергія», показують виграв в корисному навантаженні не менше 450 кг [12].

Висновки до розділу 7

Проведено аналіз проблемних питань впровадження автономних РТН для паливних баків діючих і перспективних РУ РН. На підставі сучасних уявлень

термодинаміки, теплопередачі, теорії горіння і вибуху розроблений ряд принципово нових ефективних СН як для баків з LOX, так і для баків з РГ-1.

Вирішені проблемні питання, що перешкоджали впровадженню в практику двигунобудування конструктивно найпростішої СН бака з киснем – системи з самонаддуванням, функціонування якої має 100% надійність і побудовано на фізичних принципах. Нами розроблено два нових способи визначення точного рівня кисню в баку при кипінні його верхнього шару. Перший – з введенням поправок в алгоритм роботи систем управління витрачанням палива (СУВП) за підсумками спеціальним чином проведеного експериментального відпрацювання. Другий спосіб – короткочасне підвищення тиску газу в баку (або в невеликому об'ємі штанги СУВП) з попередженням проходження вимірювальної точки СУВП. Останній пройшов успішну апробацію на I ступені РН "Зеніт" (Акт впровадження). Проведенні спеціальні експериментальні дослідження підтвердили можливість ефективного короткочасного швидкого піднаддування бака сучасними ТПГГ.

Запропоновані і розроблені для нових умов раніше найпопулярніші в світовому двигунобудуванні парові СН баків з LOX. Визначено режими робіт і технологія наддування для сучасних РРД, що працюють за схемою допалювання окисного ГГ, які виключають попадання парів води і вуглекислоти в паливний бак окиснювача. В старих схемах РРД в складі LOX не було конденсату.

Як серйозна альтернатива існуючим гелієвим газобалонним системам запропонований і вивчений максимально простий і надійний новий ефективний спосіб наддування розпорошеним рідким киснем бака з вуглеводневим паливом. Він гарантовано забезпечує підтримання температури парів окислювача у вільному обсязі бака нижче температури спалаху парів гасу з киснем. При відсутності у вільному обсязі бака з гасом передумов до відкритого вогню (і навіть при їх наявності) запропоновані режими гарантують пожежну безпеку і вибухонебезпечність у всьому діапазоні експлуатаційних режимів.

Розроблено режими отримання відновного ГГ підвищеної енергетики (R_{max} при $T_{ex} \approx 1770\text{K}$) та умов його введення в баки пального. При цьому виключається утворення сажі і перегрів верхніх днищ баків РУ.

Досліджено можливості використання аміаку в системах наддування баків окислювача і пального РН. Запропоновано нові схеми розкладання аміаку на азот і водень, що використовують тепло факела РРД і тепло ТПГГ. Показано високу ефективність аміачних СН.

Запропоновано і вивчений спосіб хімічного наддування для польотних умов. Диспергування реагенту нейтральним газом і введення його в газовий обсяг бака у вигляді стійких структур типу ТВК із зазначеними режимами дозволяє отримати ефективну СН як для бака окислювача, так і для бака пального. Розрахунки характеристик запропонованих хімічних СН показують їх помітну параметричну ефективність у порівнянні з генераторними.

Проведені дослідження реальної фізичної картини, яка відбувається в системах живлення РУ багатоблокової РН при наступі позаштатних ситуацій (ПШС), дозволяють обґрунтовано підійти з сучасними уявленнями до проектування СН цього класу РН. Аналіз можливостей сучасних РРД показав, що потрібний мінімально-необхідний тиск газу в баку при ПШС настає не миттєво, стрибком на $\sim 0,2\text{МПа}$, а плавно наростає протягом $\sim 3\text{с}$, після чого істотно знижується завдяки вжитим заходам (слив кисню з непрацюючих двигунів, форсування РРД що працюють). Крива, що огинає мінімально-необхідні тиски газу в баках працюючих блоків при ПШС, яка використовувалася раніше при розрахунках, насправді є обвідної короточасних реально можливих «піків» потрібного тиску газу в баку при настанні ПШС в будь-який момент часу.

Запропоновано для багатоблокової РН проектувати СН конструктивно з двох частин. Перша її частина і основна забезпечує чистим робочим тілом (наприклад, гелієм) потрібний тиск газу в баках при ШС. При настанні ПШС задіється її друга частина, швидкодіюча, що дозволяє протягом $2 \div 2,5$ секунд збільшити тиск газу в баку на необхідну величину. При необхідності збільшити

тиск газу в баку на істотну величину, запропоновано тиск газу в баку при ШС підтримувати основною СН на проміжному рівні, трохи вище потреб ШС.

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 яких послідовно поєднуються моделі реального і ідеального газів, враховуються опір газових трактів і агрегатів автоматики, теплообмін в балонах і в баках, кипіння кисню, температурне розшарування газової і рідинної 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 відведені 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;

- 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;

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

- 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 ґрунтуються 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 НІІГПЭ РФ №4953429/10), який забезпечує збільшення корисного навантаження на прикладі І ступеня двоступеневої РН середнього класу щонайменше 100 кг;

- дев'ять способів модернізації гелієвих СН, усі запатентовані, серед них таки 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 диспергованим пусковим паливом з відведенням зони горіння від верхнього днища бака стійкими структурами типу ТВК; наддування баку с РГ-1 відновлювальним ГГ максимальної працездатності ($R_{\text{гг}} = 530 \text{ Дж}/(\text{кг град})$, $T_{\text{гг}} \approx 1770\text{K}$) без сажі в продуктах згорання; наддування розпоросеним 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 (Antares), Акт додається); з плаваючим відбивачем; з поздовжньою 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 - відмова РУ одного з блоків) 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 неізотермічних 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 використаних джерел

1. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. – М.: Машиностроение, 1976. – 335 с.
2. Козлов А.А., Новиков В.Н. и др. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. – М.: Машиностроение, 1988. – 352 с.
3. Hermesen R.J.G. Cryogenic propellant tank pressurization. Practical investigation on the collapse factor for small, high-pressure, cryogenic rocket propellant tanks. – 2017, p.161.
4. Дегтярев А.В., Кушнарев А.П., Попов Д.А. и др. Ракета космического назначения сверхмалого класса// Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. ГП «КБ «Южное». – 2014. – №1. – С. 14 – 20.
5. Калмыков Г.П., Лебединский Е.В. Тарарышкин В.И. Анализ возможных направлений совершенствования кислородно-керосиновых ЖРД. М.: Центр им. Келдыша. – 2002. – 14с.
6. Каторгин Б.А. Перспективы создания мощных жидкостных ракетных двигателей / Вести Российской академии наук. – 2004. – т.74. – №3. – С.499 – 506.
7. 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.
8. Бармин И.В. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники. – М.: Полиграфикс РПК, 2005 (книга 1). – 420 с.
9. Ракета-носитель «Эпсилон». История, фото, характеристики [Электронный ресурс] / режим доступа: skyships.ru/?page_id=26281.
10. Nieroski J.S., Friedland E.I. Analysis of the Cost of Production of Liquid Rocket Engines. AIAA Paper № 65-533. – 1965. – p.26 – 29.

11. Алексеев В.Д., Гладков Б.А., Телицын Ю.С., Феофилактов В.И. Основные тенденции развития и совершенствования двигательных установок и их систем для морских ракет на жидком топливе// Ракетно-космическая техника: сб. науч.-тех. ст. ФГУП «ГРЦ им. академика В.П. Макеева», Миасс. – 2004. – сер. XIV, вып. 1(50), ч.1. – С.35 – 64.
12. Призваны временем. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное», под общей ред. С.Н. Конюхова. – Д.: Арт-пресс. – 2004. – 230с.
13. Спутники-долгожители [Электронный ресурс] / режим доступа: <https://habr.com/ru/post/410065/>
14. Давидов А.О. Основные эксплуатационные параметры и классификация режимов работы электрохимических аккумуляторов// Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2011. – № 7 (84). – С. 120 – 125.
15. Список космических запусков. Википедия [Электронный ресурс]/ режим доступа: <http://ru.wikipedia.org/wiki>
16. Jeff Bezos Reveals Blue Origin's Lunar Lander 'Blue Moon'. By Cecelia Smith-Schoenwalder, Staff Writer. – May 9, 2019.
17. SpaceX Merlin (rocket engine) [Электронный ресурс] / режим доступа: https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Merlin
18. В Китае будет создана компания-разработчик космических ракет коммерческого назначения [Электронный ресурс]/ режим доступа: toptj.com>News.v-kitae.kompaniya.kosmicheskikh.
19. Три частные компании США будут доставлять грузы на МКС. Сайт «Украина сегодня» [Электронный ресурс]/ режим доступа: <http://ua-today.com/news-from-ukraine/89467>
20. Small Sat Rideshare Program – SpaceX [Электронный ресурс]/ режим доступа: <https://www.spacex.com> > smallsat
21. Концепція загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми України на 2018—2022 роки. Схвалено розпорядженням Кабінету Міністрів України від 5 вересня 2018 р. № 629-р.

22. Дегтярев А.В. Модернизация ракетных комплексов ГП «КБ «Южное» в условиях международной кооперации// Техническая механика. – 2011. – №4. – С.45 – 51.
23. Дегтярев А.В., Дегтярев М.А. Методологические аспекты проектирования и разработки ракетно-космических комплексов в международной кооперации// Космічна наука і технологія. – 2015. Т.21, №5. – С.7 – 17.
24. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт+. – 2001. – 216с.
25. Легостаев В.П., Лопота В.А. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы. М.: РКК Энергия. – 2011. – 584с.
26. Федоров А.В. Основы устройства ракетно-космических комплексов. Учебное пособие. – СПб.: ВИКУ им. А. Ф. Можайского. – 2012. – 244с.
27. Губанов Б.И. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т.3: «Энергия – Буран». – Нижний Новгород: НИЭР, 1998 г. – 432с.
28. Борисов В.А., Жижкин А.М., Мелентьев В.С. Жидкостной ракетный двигатель НК-33. Электр. уч. пособ. Самара: СГАУ. – 2011.
29. Ракетные системы РВСН. От Р-1 – к Тополю-М. 1946 – 2006 гг. Сборник материалов о развитии ракетного оружия в СССР и РФ. Составитель Г.И. Смирнов. Смоленск: – 2006. – 446с.
30. Челомей В.Н., Полухин Д.А., Миркин Н.Н., Орещенко В.М., Усов Г.Л. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. – М.: Машиностроение, 1978. – 238 с.
31. 80 лет созданию Реактивного института (РНИИ) [Электронный ресурс] / режим доступа: [https:// itgsol.usoz.com>news](https://itgsol.usoz.com>news).
32. Логвиненко А.И. Перспективы развития пневмогидравлических систем современных ракет-носителей// Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2014. – №1. – С.76 – 79.
33. Митиков Ю.А., В.А. Антонов, М.Л. Волошин, А.И. Логвиненко. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов// Авиационно-космическая техника и технология. –2012. –№ 3(90). – С.30 – 36.

34. Двигательные установки ракет на жидком топливе (под ред. Э. Ринга). – М.: Мир. – 1966. – 404 с.
35. Жовтоног В.М., Логвиненко А.И., Солод С.Д. Современные системы наддува верхних ступеней ракет-носителей на криогенных компонентах топлива // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2007. – №2. – С.37 – 42.
36. Ситникова Н.В., Александров В.И. Экспериментальное определение плотности центров образования// Проблемы высокотемпературной техники: сб. науч.-техн. ст. ДГУ. – 1984. – вып.3. – С. 3 – 13.
37. Bruno C., Accentura A.G. Advanced Propulsion Systems and Technologies. Today 2020 //American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia. – 2007. – № 20191. – P.434 – 489.
38. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф. и др. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания/ под ред. академика В.П. Глушко. – М.: ВИНТИ АН СССР. – т.2, – 1972. – 489 с.
39. Кендл Д.В. Влияние перемешивания в подушке на характеристики системы наддува баков// Вопросы ракетной техники. – 1971. – №6. – С.22 – 35.
40. Кейди Е.С. Наддув водородного бака с использованием газообразного фтора// Вопросы ракетной техники. – 1972. – №6. – С.27 – 45.
41. Кенни Р. Дж. Наддув топливного бака путём впрыска реагирующего компонента // Вопросы ракетной техники. – 1966. – № 7. – С. 13 – 27.
42. Дорнбергер Вальтер. Фау-2. Сверхоружие Третьего Рейха [Электронный ресурс] /режим доступа: http://www.ereading.org.ua/bookreader.php/132246/Dornberger_Fau-2._Sverhoruzhie_Tret%27ego_Reiha.html.
43. Американские оперативно-тактические ракеты / Авиация и космонавтика. – 1996. – №09
44. К. Боссарт против С. Королёва [Электронный ресурс] /режим доступа: <http://modelist-konstruktor.com>.
45. Межконтинентальные баллистические ракеты семейства Atlas [Электронный ресурс]/ режим доступа: <http://rufor.org/showthread.php?t=19570>.

46. Системы наддува баков РН/ Новости космонавтики [Электронный ресурс]/ режим доступа: [http:// novostikosmonavtiki.ru/forum/forum13/topic13794](http://novostikosmonavtiki.ru/forum/forum13/topic13794).
47. А.с. №112091. Способ наддува топливного бака ракеты/ Шевченко Б.А., Митиков Ю.А.,– 1978. – 3с.
48. Мітіков Ю.О. Надхолодне польотне наддування баків з вуглеводневим паливом ракет-носіїв/ Системи озброєння та військова техніка. – 2012. – №1(29). – С.130 –132.
49. Jeff Bezos. Reveals Blue Origin's 'megarocket' engines [Электронный ресурс]/ режим доступа: [http://www.dailymail.co.uk>. article.Jeff-Bezos.Blue-Origins](http://www.dailymail.co.uk>.article.Jeff-Bezos.Blue-Origins).
50. Митиков Ю.А., Любарский Е.Ю. Газоводы топливных баков ЖРД. Подходы к проектированию. Современная классификация// 36. наук. праць НУК. – 2016. – №1. – С.41 – 46.
- 51.Кларк Д.А. Обзор процессов наддува, стратификации и явлений, происходящих на поверхности раздела фаз: техн. пер./ ГОНТИ-9, исп. Сергеева Б.Н. – 1970. – 50с.
52. Гневашев А.П., Гордеев В.А., Завадский В.К. и др. Минимизация затрат топлива на наддув баков и захолаживание магистралей в системе ПГСР водородной двигательной установки с многократным включением //Альтернативная энергетика и экология. – 2008. – С.108 – 114.
- 53.Тарасов В.Ф., Якушев В.И. Экспериментальное исследование переноса примеси турбулентным вихревым кольцом// ПМТФ. – 1974. – №1. – С.130 – 136.
54. Андрианкин Э. И., Прядкин П.А. О потере пассивной примеси турбулентным вихревым кольцом // ПМТФ. – 1986. – Т. 50, № 1. – С. 31 – 39.
55. Ключева О.Г. Создание унифицированного теплообменника однокамерного ЖРД // Труды НПО «Энергомаш». – №25. – 2007. – С.286 – 301.
56. Дуплищева О.М., Порубаймех В.И., Сокол Г.И. Экспериментальная отработка агрегатов автоматики и систем летательных аппаратов. – Д.: АРТ-Пресс, 2013. – 207с.

57. Свиридов О.П., Матюхин А.Ю., Курьянов С.А. и др. Стендовая система имитации подачи гелия для наддува баков ЖРД // Вестник Воронежского технического университета. – 2011. – т.7. – №1. – С.42 – 48.
58. Солнцев В.Л. Повышение стойкости к возгоранию проточной части турбин ЖРД // Известия РАН. Энергетика. – 2015. – №5. – С.60 – 69.
59. Гордеев В.А., Иванов В.П., Мозжорина М.Ю., Партола И.С. Результаты наземной отработки и летных испытаний алгоритмов управления ПГСП топлива РН «Ангара» // Датчики и системы. – 2011. – №9. – С.2 – 6.
60. Халатов А.А. Теплообмен и гидродинамика в полях массовых сил: обзор работ выполненных в ИТТФ НАН Украины. Ч.3. Промышленная теплотехника. – 2012, – т.34. – №2. – С.5 – 16.
61. Баранов П.А., Исаев С.А., Ключева О.Г. и др. Численное моделирование интенсификации теплообмена в трактах двигательных установок при нанесении на стенки одного продольного ряда сферических и траншейных лунок // Труды IV Российской национальной конференции по теплообмену. – Т.6. Дисперсные потоки и пористые среды. Интенсификация теплообмена. М.: Издательский дом МЭИ. – 2006. – С.16 – 165.
62. Халатов А.А. Теплообмен и гидродинамика околоповерхностных углублений (лунок). К.: Наукова думка. – 2005. – 76с.
63. Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Семенов П.Ю. К вопросу о применении пористых металлов в регенеративной системе охлаждения жидкостных ракетных двигателей // Известия вузов. Машиностроение. – 2014. – № 5. – С.10–19.
64. Пелевин В.Ф., Авраамов Н.И., Семенов П.Ю. Рекуперативный теплообменный аппарат для наддува топливных баков жидкостного ракетного двигателя // Инженерный вестник МГТУ им. Баумана. – № 10, – 2014 [Электронный ресурс] /режим доступа: <http://engbul.bmstu.ru/doc/740030/html>.
65. SpaceX нашёл причину взрыва ракеты Falcon-9 1.09.16 [Электронный ресурс] /режим доступа: <https://dirty.ru/s/jR6Gv>.

66. Горбатов О.М., Денисов К.П., Леднева Л.П., Луковский А.П. Анализ результатов экспериментальной отработки и численного исследования процесса наддува бака подогретыми парами криогенной жидкости// Наземные испытания двигателей и двигательных установок. Науч.-техн. сб. РКТ/ЦНТИ Поиск. – 1978.– сер.VII. – вып.27. – С.71 – 90.
67. Неверов А.С. Исследование процессов теплообмена при наддуве топливных баков с криогенными и высококипящими компонентами. Автореф. к.т.н. – МАИ.– 1977.– 29с.
68. Горбатов О.М. Численное исследование процесса выдавливания жидкости из бака // Наземные испытания двигателей и двигательных установок: Науч.-техн. сб. РКТ/ ЦНТИ Поиск. – 1978. – Вып.26. – сер. УП. – с.39 – 51.
69. Бершадский В.А., Денисов К.П. Тепло-массообмен в ограниченном объеме с криогенной средой при низкочастотных колебаниях поверхности раздела фаз: Труды 1 Рос. нац. конф. по теплообмену/МЭИ. –1994. – том 2. –С.37 – 42.
70. Мосейко В.А., Митиков Ю.А., Горячая Н.Ф. Методика расчета параметров систем наддува баков с жидким кислородом. - В кн.: Ракетно-космическая техника. ЦНТИ "Поиск", 1979, сер. УП, вып. 2, с. 54-67.
71. Присняков В.Ф., Галась М.И., Мосейко В.А., Логвиненко А.И. Определение параметров газа при опорожнении емкости с учетом сжимаемости и сопротивления магистрали // Проблемы высокотемпературной техники. Сб. науч. тр. ДГУ. – Днепропетровск, 1981. – С.86–94.
72. Салич В.Л. Моделирование рабочего процесса вытеснительной системы подачи топлива на горячем газе// Вестник Самарского университета. Аэро-космическая техника, технологии и машиностроение. – 2016. – Т.15, №4. – С.133 – 142.
73. Kaplan C.J. Selection of Pressurization System for a Storable liquid Rocket Engine// ARS Jornal (June 1961).
74. Гебхарт Б., Джалурия Й., Махаджан Р., Саммакия Б. Свободноконвективные течения, тепло- и массообмен. М.: Мир, 1991. – 529 с.
75. Джеппа В.Л., Дубровинский А.А., Кошкин М.И. Математическая модель

процесса наддува топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок малой тяги// Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8. – С. 230 – 234.

76. А.с. №319638, МПК В64D 37/24. Способ наддува топливного бака/ Митиков Ю.А. Заявитель КБ «Южное». – №4520022; заявл. 01.09.89; опубл. 01.10.90.

77. Митиков Ю.А. Проектирование систем полетного наддува многоблочных ступеней ракет-носителей// Вісник НТУ ХПІ. – 2012. – №26. – С.16 – 21.

78. Денисов К.П., Зяблицев Г.Н., Леднева Л.П. Исследование прогрева верхнего слоя жидкости при сливе в условиях качания// Изв. Вузов. Авиационная техника. – 1992. – №4. – С.32 – 35.

79. Семейство ракет-носителей «Ангара» 16 [Электронный ресурс]/режим доступа: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44>

80. Коваленко Н.Д., Шмукин А.А., Гужва М.И., Махин В.В. Нестационарные тепловые процессы в энергетических установках летательных аппаратов. Киев: Наукова думка, 1988. – 254с.

81. Беляев Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. М.: Машиностроение. – 1983. – 219с.

82. Митиков Ю.А. Математическое моделирование параметров сверххолодной системы наддува топливного бака с керосином// Космічна наука і технологія. – 2015. – т.21, №5. – С.42 – 46.

83. 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.

84. Шевченко С.А., Митиков Ю.А., Григорьев А.Л. Особенности расчета агрегатов автоматики пневмосистем ракетной техники при учете фактора сжимаемости гелия/ Вестник двигателестроения. – 2016. – №2. – С.148 – 159.

85. 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.

86. 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).
87. Бершадский В.А., Денисов К.П., Леднева Л.П. Экспериментальная отработка систем наддува топливного бака с криогенными компонентами //РКТ. – сер. Ракетные двигатели и энергетические установки. ЦНТИ «Поиск». – 1989. – Вып.2, сер. IV. – С.58 – 66.
88. Мосейко В.А., Митиков Ю.А. Моделирование внутрибаковых процессов двигательных установок ракет-носителей// Вісник двигунобудування. –2015. – №1. – С.45 – 49.
89. Спосіб наддування паливного бака рушійної установки ракети-носія: пат. 113447 Україна: МПК B64D 37/00/Мітіков Ю.О., Куліш Є.Л. – №a201501260; заявл. 16.02.15; опубл. 11.4.16, бюл.7. – 5 с.
- 90.Спосіб наземного відпрацювання початкової ділянки роботи гарячої системи наддування: пат.113681 Україна: МПК G01Г 23/00; B64D 37/00; F02K 9/00/Мітіков Ю.О. –№a201507541; заявл. 27.07.15; опубл.27.02.17, бюл.4.–6 с.
91. 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.
92. Гримитлин М.И., Тимофеева О.Н., Эльтерман В.М., Эльянов Л.С. Вентиляция и отопление цехов машиностроительных заводов. – М.: Машиностроение, 1978. – 272 с.
93. Митиков Ю.А., Куда С.А. Оптимизация скорости ввода горячего гелия в бак с кислородом// Вісник НТУ «ХПІ». – 2012. – №34. – С.9 – 16.
- 94.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.

95. Митиков Ю.А., Кудя С.А. Влияние скорости ввода горячего гелия на параметры системы наддува топливного бака большого удлинения// Зб. наук. праць НУК. – 2015. – №3. – С.28 – 31.
96. Митиков Ю.А. Системное проектирование предпускового наддува баков с кислородом// Системные технологии: сб. науч. тр. ДМетА. –2012. – №1. – С.152 – 158.
97. Спосіб наддування бака з висококиплячим паливом рушійної установки: пат.105882 Україна:МПК В64D 37/00, F02k 9/00/ Мітіков Ю.О. – № а201309975; заявл. 12.08.13; опубл. 10.01.14, бюл. №1. – 5 с.
98. 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.
99. 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.
100. Жовтоног В. М., Логвиненко А.И., Солод С.Д. Современные системы наддува верхних ступеней ракет-носителей на криогенных компонентах топлива // Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб. – Днепропетровск : ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля», 2007. – Вып. 2. – С. 37 – 42.
101. Спосіб наддування паливного бака рідинної ракети та пристрій для його здійснення :пат. № 57097 Україна: МПК В64D 37/24/ Жовтоног В. М.; заявник ДКБ «Південне». – №200020664; заявл. 08.02.2000; опубл. 16.06.03, бюл.6. – 6с.
102. Han C.Y., Griffith P. The mechanism of heat transfer in nucleate pool boiling. Pt. II. The heat flux-temperature difference relation. – International Journal of Heat and Mass Transfer. – 1965, – v.8, №6. – p.905 – 915.
103. Григорьев В.А., Павлов Ю.М., Аметистов Е.В. Кипение криогенных жидкостей. М.: Энергия. – 1977. – 288с.

104. Бирюк В.В., Капитонов В.А., Смородин А.В. Увеличение эффективности используемых систем наддува топливных баков ракет-носителей в процессе полета//Вестник Самарского аэрокосмического университета. – 2008. – №3. – С.21– 25.
105. Мосейко В.А., Митиков Ю.А. К расчету температурного расслоения компонентов в топливных баках ракет// Науч. техн. сб. МОМ Ракетно-космическая техника. – 1978, сер.1, вып.VII. – С.12 – 24.
106. Присняков В.Ф. Кинетика фазовых превращений. – Днепропетровск: ДГУ, 1980. – 136с.
107. Forster K., Greif R. Heat transfer to a boiling liquid-mechanism and correlations. Trans. ASME, ser. C. – 1959. – v. 81. – p. 43 – 53.
108. Hawitt H., Parker J. Bubble growth and collapse in Liquid Nitrogen. Trans. ASME, ser.C. – 1968, vol. 90, №1. – p. 22 – 26.
109. 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.
110. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. - М.: Наука, 1969. - 824 с.
111. Митиков Ю.А., Куда С.А. Определение коэффициентов стеснения для неизотермических турбулентных струй// Проектирование сложных технических систем. Сб.науч.тр. ИТМ АН УССР. Киев: Наукова думка. –1989. – С.153 – 155.
112. А.с. №291984, МКИ F02k 11/00, B64D 37/24. Способ и устройство для наддува бака/ Свириденко Н.Ф., Митиков Ю.А., Логвиненко А.И. и др. Заявитель ИТМ АН УСССР. – №2216292/23; заявл. 09.03.89; опубл. 05.08.89. – 4 с.
113. 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.
114. Митиков Ю.А. Экспериментальное исследование взаимодействия вихревых колец с поверхностью жидкости// Холодильна техніка і технологія. – 2012. – №4 (138). – С.54 – 57.

115. 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.
116. Лаврентьев М.А., Шабат Б.В. Проблемы гидродинамики и их математические модели. – М.: Наука, 1973. – 416 с.
117. Пристрій для наддування паливного бака рушійної установки: пат. КМ 82105 Україна: МПК В64D 37/00/ Волошин М.Л., Мітіков Ю.О., Логвиненко А.І., Шевцов Є.І. Заявник ДКБ «Південне». – №u201303979; заявл.29.04.13; опубл.15.10.13, бюл.№20. – 5 с.
118. А.с. № 190290, МКИ F02k 11/00, В64D 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.
119. Пристрій для наддування паливного бака рушійної установки ракети-носія горячим газом: пат.119076 Україна: МПК В64D 37/00/ Мітіков Ю.О., Любарський Ю.Ю. – №a201704240; заявл.20.04.17; опубл.25.05.19, бюл.9. – 5с.
120. Мітіков Ю.О., Поляков М.В. Рекомендації по проектуванню газоводів баків великого подовження ракетноносіїв// Збірник наукових праць ХУПС. – 2012. – Вип. №2(31). – С.118 – 121.
121. Спосіб наддування паливного бака ракети: пат. 51806 Україна: МПК В64D 37/00/ Шевченко Б.О., Мітіков Ю.О., Логвиненко А.І. – №a200203979; заявл. 29.04.2002; опубл. 15.08.2002. – 5 с.
122. А.с. №170863, МКИ F02k 11/00, В64D 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.
- 123.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.
- 124.Сидов В.И. Некоторые вопросы теплообмена и газодинамики ракет дальнего действия. Д.: Дис. канд. тех. наук. –1964. – 154с.

125. Спосіб наддування бака з висококиплячим палим рушійної установки ракети-носія: пат.112589 Україна: МПК В64D 37/00 /Мітіков Ю.О. – №а201500214; заяв. 12.01.2015; опубл. – 26.09.16, бюл.18. – 4 с.
- 126.Спосіб наддування паливного бака рушійної установки: пат.109320 Україна: МПК В64D 37/00/ Мітіков Ю.О., Андрієвський М.В. – №а201313603; заявл. 22.11.13; опубл.25.05.15, бюл. 10. – 5 с.
- 127.Спосіб наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв: пат.106685 Україна: МПК F02k 9/00, F02k9/50/ Мітіков Ю.О. – № а201307739; заявл. 18.06.13; опубл. 10.12.13, бюл. №23. –5 с.
128. Ваулин С.Д., Валеева О.В. и др. Низкотемпературные твердотопливные газогенераторы. Уч. пособ. Миасс: ГРЦ КБ им. В.П. Макеева. – 1997. – 268 с.
- 129.Смирнов Л.А., Силин В.С. Конверсия. Ч.1: Пороха, смесевые твердые топлива, пиротехнические изделия и взрывчатые вещества для мирных целей/ под ред. В.А. Желтова. М.: ЦНИИИТИКП. – 1993. – 346с.
- 130.Синогина Е.С. Изучение воспламенения и горения высокоэнергетических материалов на основе безхлорных окислителей. Дис. канд.тех наук. Томск: Томский ГУ. – 2006. – 142с.
- 131.Шидловский А.А. Основы пиротехники. М.: Машиностроение. – 1973. – 286с.
132. Шишков А.А., Румянцев Б.В. Газогенераторы ракетных систем. М.: Машиностроение. – 1981. – 152с.
- 133.Газогенератор: пат. №2292234 РФ: МПК В01J 7/00/ Калинин Е.И., Малинин В.И. и др. Заявл. 29.03.2005; опубл. 10.09.2006. – 6с.
134. Спосіб наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв: пат. 107874 Україна: МПК В64D 37/00 /Мітіков Ю.О. – №а201307738; заявл. 18.06.13; опубл. 10.12.13, бюл.23. – 5 с.
135. 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.

136. 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.
137. Система наддування паливних баків рушійної установки: пат. 115096 Україна: МПК F02k 9/50, B64G 1/40/ Мітіков Ю.О., Поляков Д.Г. – №a201600573; заявл. 25.01.16; опубл. 25.07.17, бюл.14. – 5 с.
138. 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
139. 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.
140. 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.
141. 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.
142. Система газобаллонного 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. – 5с.
143. Спосіб наддування паливного бака рушійної установки: пат.112796 Україна: МПК F02K 9/00 /Мітіков Ю.О., Андрієвський М.В. – №a201412041; заяв. 07.11.2014; опубл. 25.10.2016, бюл. 20. – 3с.
144. Митиков Ю.А., Артамонов А.И. Совершенствование газобаллонной системы полетного наддува// Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – том 3 №7 (57). – С. 50 – 53.

145. 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.
146. 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.
147. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. РКТ том 1. М.: Рестарт+. – 2008. – 528с.
148. Мишин В.П. От создания баллистических ракет к ракетно-космическому машиностроению. М.: ИИЦ Информ-Знание, 1998. – 126с.
149. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия. – 1977. – 344с.
150. Спосіб і пристрій наддування паливного бака ракети-носія: пат. 110134 Україна: МПК F02K 9/42, B64D 37/24/ Горбунцов В.В., Свириденко М.Ф., Ніколаєв О.Д., Мітіков Ю.О. Заявник ІТМ НАНУ. –№a201313967; заявл. 17.12.13; опубл. –26.07.15, бюл. 14. –7 с.
151. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
152. Александров Н. И. Ракетные двигатели [Электронный ресурс] / режим доступа: <http://engine.aviaport.ru/issues/08/page39.html>
153. Конструкция и характеристики ракеты-носителя Saturn-V [Электронный ресурс] /режим доступа: <http://space-horizon.ru/articles/3>
154. Марблит. Лексикон [Электронный ресурс]/режим доступа lexikon.ru/206/
155. 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.
156. 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.

157. 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.
158. Митиков Ю.А. Определение уровня кипящего топлива в баке ракеты-носителя//Радіоелектронні і комп'ютерні системи. –2012. –№2(54). –С.44– 48.
159. Спосіб і пристрій наддува паливного бака ракети-носія високотемпературним газом, що генерується у внутрішньобаковому просторі: пат.108530 Україна: МПК F02k 9/42/ Горбунцов В.В., Заволока О.М., Свириденко М.Ф., Ніколаєв О.Д., Мітіков Ю.О. Заявник ІТМ НАНУ. – №a201309278; заявл. 23.07.13; опубл. 12.05.15, бюл.9. – 6 с.
160. А.с. № 161695 СССР, МКИ G01f 23/04, F02k 11/00ж. Способ измерения уровня криогенной жидкости/ Галась М.И., Митиков Ю.А., Фоменко В.С. та інші. – №2287844/40–23; заявл. 26.09.80; опубл. 13.03.81. – 4 с.
161. 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.
162. Положительное решение НИИГПЭ РФ №4953429/10/035314 от 23.03.1993. G01f 23/04, F02k 11/00ж. Способ определения уровня компонента топлива в баке жидкостной 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.
163. 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.
164. 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.
165. 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.

166. Спосіб наддування бака з висококиплячим паливом типу гас: пат.112787 Україна: МПК В64D 37/24, F02K 9/44/ Мітіков Ю.О. – №а201409743; заяв. 5.09.2014; опубл. – 25.02.15, бюл. 4. – 5 с.
167. 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.
168. Спосіб наддування парами кисню бака с рідким киснем: пат.119392 Україна: МПК В64D 37/14, F02k 9/50/ Мітіков Ю.О. – №а201710283; заявл. 24.10.17; опубл. 25.04.18, бюл.8. – 5с.
169. 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.
170. Тарасов В. Ф. Экспериментальное исследование турбулентных вихревых колец. Дисс. канд. физ.-мат. наук. – Новосибирск, 1975 – 146 с.
171. Sallet D. W., Widmayer R.S. An Experimental Investigation of Laminar and Turbulent Vortex Rings in Air//Z. Flugwiss. –1974. – Bd. 22, Heft 6. – p.207 – 215.
172. Цетлин В. М. Аэрозольные баллоны. – Л.: Химия, 1970. – 160 с.
173. Мартыненко О. Г., Ватутин И.А., Лемеш Н.И., Храмцов П.П. К вопросу о движении системы последовательных соосных вихревых колец в однородной среде// ИФЖ. – 1989. – Т. 56, № 1. – С. 26 – 28.
174. Маханьков В.Г. Аэродинамический наддув топливных баков// Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Секция «ДУ и системы терморегулирования ЛА и КА». Красноярск. – 2013. – С.57 – 59.
175. ГОСТ 12308-89. Межгосударственный стандарт. Топлива термостабильные Т-6 и Т-8В для реактивных двигателей. Дата введения 01.07.90.
176. Дубовкин Н.Ф. Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания. М.: Государственное энергетическое издательство, 1962. – 288 с.
177. Митиков Ю.А., Загаевский А.Ю. Возможности наддува бака с РГ-1 жидким кислородом//Проблемы высокотемпературной техники. –2012. –№1. –С.87 – 92.

178. Заявка на предпол. изобр. № 2226458/23 от 3.11.77. Способ наддува бака горючего/ Авт. изобр. В.А. Барановский, А.В. Заваруев, В.А. Мосейко, И.Г. Писарев. – МКИ F02K 11/00, B64Д 37/24.
179. Лидоренко Н. С., Мучник Г.Ф. Электрохимические генераторы. – М.: Энергоиздат, 1982. – 448с.
180. Turanyi T., Berces T., Vajda S. Reaction-rate analysis of complex kinetic systems. Int. J. Chemical Kinetics. – 1989.– Vol. №21. – Issue 2. – p. 83 – 99.
181. Токарь А. Ю. Мембранные процессы разделения// Международный научно-исследовательский журнал. – 2014, №1-1 (20), с. 94 – 96.

ДОДАТКИ. АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ

результатів наукових розробок здобувача Мітікова Ю.О.

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з науково-педагогічної роботи
Дніпровського національного університету
імені Олеся Гончара

Д.М. Свинаренко

« — »

2019 р.



АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи Мітікова Юрій Олексійовича
«Методологічні основи розробки та модернізації систем наддування паливних
баків ракетних рушійних установок», поданої на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук, в навчальний процес Дніпровського національного
університету імені Олеся Гончара

Науково-методична комісія фізико-технічного факультету ДНУ імені
Олеся Гончара у складі голови, зав. кафедри САУ, к.т.н, доцента Кулабухова
А.М. та членів комісії: декана ФТФ д.т.н., професора Давидова С.О., зав. кафе-
дри технології виробництва, д.т.н., професора Саніна А.Ф., доцента кафедри
двигунобудування, к.т.н., доцента Катренка М.О., встановила, що:

Матеріали з розділу 1 дисертації, а саме «Рівень наукових уявлень про
процеси, що відбуваються в середині паливних баків РУ на активній ділянці
траєкторії польоту РН», «Аналіз конструкцій СН паливних баків РУ», «Ефекти-
вність гарячих гелієвих СН баків і схеми сучасних РУ», матеріали з розділу 4, а
саме «Вплив швидкості введення гарячого гелію на параметри СН паливних
баків великого подовження», «Визначення впливу стискаючої дії конструкції
бака на параметри неізотермічного струменя газу наддування», «Використання
турбулентних вихрових кілець для наддування баків РУ високотемпературним
робочим тілом», «Нові способи введення високотемпературного РТН в баки»,
матеріали з розділу 6, а саме «Сучасні способи отримання високотемпературно-
го РТН», «Потенціал теплової модернізації газобалонних СН», матеріали з роз-
ділу 7, а саме «Основи проектування СН паливних баків РУ з LOX еталонної
конструктивної простоти», «Наддування бака пального РТН з окисними влас-
тивостями» включені в розділи лекцій дисципліни «Проектування системи над-

дува баків РРДУ» для бакалаврів за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка», в завдання для практичних занять.

Матеріали з розділу 2 дисертації, а саме «Методика математичного моделювання параметрів гелієвих СН циліндричних баків РУ ракет-носіїв», матеріали з розділу 6, а саме «Сучасні підходи до розміщення балонів з гелієм РУ» включені в розділи лекцій дисципліни «Термодинаміка та теплообмін систем літальних апаратів» для бакалаврів за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Матеріали з розділу 3 дисертації, а саме «Методика організації та обробки натурного експерименту з визначенням випаровування кисню в циліндричному баку з вафельним підкріпленням», матеріали з розділу 7, а саме «Системи з доочисткою кисню від продуктів згоряння», «Система на основі самонаддування з попередженням виміру рівня» включені в розділи лекцій дисципліни «Процеси переносу в ракетно-космічній техніці» » для бакалаврів за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Комісія підтверджує, що матеріали дисертаційної роботи завідувача кафедри двигунобудування Мітікова Юрій Олексійовича впроваджені у навчальний процес фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Голова комісії

Члени комісії



А.М. Кулабухов
С.О. Давидов
А.Ф. Санін
М.О. Катренко

ЗАТВЕРДЖУЮ

Головний інженер – перший заступник
Генерального директора ДП «КБ «Південне»

М.А. Бондар

2020 р.



АКТ

впровадження результатів наукових розробок здобувача Мітікова Ю.О. в практику проектування ДП "КБ «Південне імені академіка М.К. Янгеля"

Комісія в складі: голови комісії, Головного інженера – першого заступника Генерального директора ДП «КБ «Південне» М.А. Бондаря, і членів комісії:

- вченого секретаря ДП «КБ «Південне»», к.т.н., Потапович Л.П.;
- заступника Генерального конструктора по конструюванню і супроводу конструкції – головного конструктора і начальника конструкторського бюро з розробки конструкторської документації на ракети-носії і бойові ракети Є.І. Шевцова;
- заступника Генерального конструктора по льотно-конструкторським випробуванням і льотної експлуатації Агаркова А.В.;
- головного наукового співробітника проектно-конструкторського відділу рушійних установок, к.т.н. Логвіненко А.І.

встановила, що в 1979 ÷ 1989 рр. Мітіков Ю.О. був виконавцем і відповідальним виконавцем наукових, дослідних і конструкторських робіт по системах надування паливних баків в рамках Держпрограми КБ «Південне» з головними НДІ країни по створенню РН 11К77, 11К25, 11К37. Здобувач – також виконавець і відповідальний виконавець робіт з проектування, наукового супроводження, вогневого та льотного відпрацювання СН паливних баків РУ РН згаданих вище ракетних комплексів.

Розроблена провідної участі здобувача Мітікова Ю.О. методика прискореного фізичного моделювання параметрів СН баків з рідким киснем була використана як єдиний варіант наземних конструкторських і завершальних доводочних випробувань СН баків окислювача I ступеня РН «Зеніт» і I ступеня РН «Енергія» (технічний звіт 11С25 21.5691.123 ОТ, Методика расчета и моделирования параметров систем наддува баков окислителя изделия 11С25 и первой ступени изделия 11К77, 1983 г).

За підсумками перших пусків РН 11К77 при провідної участі здобувача Мітікова Ю.О. були визначені і уточнені (технічні звіти 11К77 21.7847.123 ОТ, Анализ параметров систем наддува топливных баков изделия 11К77 по результатам испытаний №№1-3 НИ, 1985 г., 11С25 21.8662.123 ОТ, Определение оп-

тимальної швидкості введення газу наддування в баки окислювача изделия 11С25 и I ступені изделия 11К77 результатам експериментальної обробки, 1987 г.):

- розміри жиклерів, які дозують витрати гелію на наддування бака окислювача I ступеня;
- кількість балонів з гелієм для наддування бака окислювача I ступеня;
- теплофізичні характеристики основних елементів системи надхолодного наддування баків з пальним;
- розміри вихідних шайб газопроводів баків окислювача I і II ступенів РН «Зеніт» і I ступеня РН «Енергія».

За розробленою при провідної участі здобувача методикою проведення експерименту і його обробці було уточнено кількість випаруваного кисню в баку окислювача I ступеня РН «Зеніт» в польоті (технічний звіт 11К77 21.9503.123 ОТ, Аналіз температурних режимів газу и жидкого кисню в баке «О» изделия 11К77 и расчет величины испарения кислорода по результатам летных испытаний, 1988 г.).

Подальші пуски РН "Зеніт" підтвердили правильність прийнятих рішень.

Вчений секретар ДП «КБ «Південне»

к.т.н.

Заступник Генерального конструктора по конструюванню і супроводу конструкції – головний конструктор і начальник конструкторського бюро з розробки конструкторської документації на ракети-носії і бойові ракети


09.01.2020

Л.П. Потапович

Заступник Генерального конструктора по льотно-конструкторським випробуванням і льотної експлуатації

 Є.І. Шевцов

Головний науковий співробітник проектно-конструкторського відділу рушійних установок, к.т.н.

 А.В. Агарков

 А.І. Логвіненко

Секретно
Зка

РОЗСЕКРЕЧЕНО

ВНЕДРЕНИЯ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Изобретения авторов Галась М.И., Евтеев А.Н., Митиков Ю.А.,
Фоменко В.С., Шевелев Ю.П.

под названием Способ измерения уровня криогенного компонента топлива в баке

заявка № 2287844/40-23 с приоритетом от 26 09 1980 г.

авторское свидетельство № 161695, выданное на имя предприятия п/я В-2289

внедрено на предприятии п/я В-2289 с 28.08.87 г.

в изделии (оборудовании, техпроцессе) ИСК771

по чертежам (технической документации) № КИК77 ЭП ч.4, ИК77 00.2601.0000

разработанным предприятием 0000.00.0 ПЗ.3, ИК77 21.9503.123 от

в соответствии с формулой изобретения, в следующей редакции: Способ измерения уровня криогенного компонента топлива в баке, заключающийся в фиксации датчиками уровня компонента топлива при опорожнении бака, в процессе которого перед фиксацией уровня определяют величины времени упреждения прохождения уровнем датчика, отличающийся тем, что, с целью повышения точности измерения за счет исключения кипения топлива, на время упреждения прохождения уровнем датчика кратковременно повышают давление в баке.

Пробок. ЭИК л 4.05 24.05.89

В делов. 3388. Виз

Внедрение изобретения позволило: 1. Повысить точность измерения уровня криогенного компонента в баке в полете.

2. Уменьшить остатки криогенного компонента топлива к моменту включения двигателя. Объем внедрения - серийный.

Начальник КБ

[Signature] С.М. Солодников

Зам Начальник цеха (отдела) 635

[Signature] В.П. Дьякивич

Начальник патентного отдела (бюро)

[Signature] А.Д. Гончаров

С началом внедрения изобретения ознакомлены.

Авторы:

Галась М.И.

Евтеев А.Н.

Митиков Ю.А.

Фоменко В.С.

Шавелев Ю.П.

[Signatures]



УТВЕРЖДАЮ

Генеральный конструктор –
Генеральный директор
ГП «КБ «Южное»

2011 г.

о внедрении изобретения

Изобретение авторов Шевченко Б.А., Митикова Ю.А., Логвиненко А.И.

под названием Способ наддува топливного бака ракеты

по заявке № 2000031474 с приоритетом от 15.03.2000

по патенту Украины № 51806, выданному на имя ГП «КБ «Южное»

внедрено на ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля с 22.05.2009

в изделии (оборудовании, техпроцессе) 2TRS2S1 (Таурис-II),

изготовленном по технической документации

Схема ПГС принципиальная 2TRS2S1 94.7204.0000.0000.00.0 СЗ

разработанной на предприятии ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля

в соответствии с формулой изобретения, в следующей редакции:

Спосіб наддування паливного бака ракети шляхом подачі газу струменем вздовж стінки бака, який відрізняється тим, що температуру газу перед подачею у бак встановлюють нижче температури палива

Изделие, в котором внедрено изобретение, изготавливается единично

(указать массово, серийно, мелкосерийно или единично)

Внедрение изобретения позволило:

- повысить энергетические характеристики ступени РН за счет исключения теплообмена и подводящих к нему магистралей характеристики (на примере РН «Зенит» – до 30%);
- уменьшить объем наземной экспериментальной отработки системы наддува бака горючего, т.к. при наличии теплообменника его параметры необходимо обеспечивать в составе двигательной установки;
- повысить надежность РН в целом за счет исключения прогрева верхнего слоя горючего

Начальник КБ –2 - разработчика Шевченко Б.А.

Начальник отдела – разработчика М.Л. Волошин

Начальник подразделения,
внедрившего изобретение Шевченко Б.А.

Начальник отдела
патентно-инновационных исследований С.А. Матвиенко

С началом внедрения изобретения ознакомлены:

Авторы: _____

Шевченко Б.А.

Митиков Ю.А.

Логвиненко А.И.



УТВЕРЖДАЮ

Главный инженер –
Первый заместитель Генерального директора
ГП «КБ «Южное»
М.А. Бондарь

2013 г.

о внедрении изобретения

Изобретение авторов Волошина М.Л., Логвиненко А.И., Митикова Ю.А., Шевцова Е.И.

под названием «Устройство для наддува топливного бака»

по заявке № 2012 14693 с приоритетом от 21.12.2012

по патенту Украины № 82105, выданному на имя ГП КБ «Южное»

внедрено о в ПГС 2TRS2S1 94.7204.0000.0000.00.0 СЗ РН «Таурус-2» с 22.05.2009г.

в изделии (оборудовании, техпроцессе) системе наддува бака горючего РН «Таурус-2»,
изготовленном по технической документации 94.7204.0300.0000.00.0 «Бак горючего»
разработанной на предприятии ГП КБ «Южное» им. М.К. Янгеля

в соответствии с формулой изобретения, в следующей редакции: 1. Пристрій для наддування паливного бака, що містить корпус і магістраль газу наддування, який відрізняється тим, що корпус виконаний циліндричним та оснащений коаксіально розміщеними циліндричними перегородками, що герметично закріплені до верхньої кришки корпусу з утворенням коаксіальних порожнин, що відкриті із нижньої сторони корпусу, магістраль встановлена по діаметру корпусу вздовж верхньої кришки, а на всіх ділянках магістралі, що проходять через коаксіальні порожнини, виконані отвори, осі яких знаходяться в діаметральній площині корпусу. 2. Пристрій для наддування за п.1, який відрізняється тим, що отвори на опозитних ділянках магістралі, які проходять через кожну порожнину, виконані протилежно спрямованими. 3. Пристрій для наддування за п.1, який відрізняється тим, що відстань між перегородками виконана рівною 2-3 діаметрам отворів, а висота циліндричних перегородок складає не менш 10 діаметрів отворів.

Изделие, в котором внедрено изобретение, изготавливается

мелкосерийно

(указать массово, серийно, мелкосерийно или единично)

Внедрение изобретения позволило: - обеспечить рациональное распределение скорости газа в баке и тем самым повышение давления газа в баке (~ на 20%), что позволило уменьшить количество баллонов (на ~ один); - повысить надежность и улучшить удобство эксплуатации при минимальных габаритах и весе.

Начальник КБ - разработчика Шевцов Е.И.

Начальник отдела 123 - разработчика Волошин М.Л.

Начальник подразделения,
внедрившего изобретение Шевцов Е.И.

Начальник отдела
патентно-инновационных исследований Матвиенко С.А.

26.09.13

С началом внедрения изобретения ознакомлены:

Авторы: Волошин М.Л.

Логвиненко А.И.

Митиков Ю.А.

Шевцов Е.И.



НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ «ЮЖНОЕ»

Конструкторское бюро „ЮЖНОЕ“

П Р И К А З

НАЧАЛЬНИКА КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО "ЮЖНОЕ"

11.12.91

1911

От внедрения изобретения по авторскому свидетельству № II209I получен экономический эффект в сумме I 276 933 руб., от которого авторское вознаграждение составляет 20 000 руб.

На основании решения Патентного центра иох. № 4-II/475 от 11.12.91 г.

П Р И К А З Ы В А Ю :

Выплатить авторское вознаграждение в сумме 20 000 руб. авторам изобретения:

1. МИТИКОВУ Юрию бывший работник 8 000-50= 7 950 руб.
Алексеевичу КБ "Южное"

2. ШЕВЧЕНКО Борису начальник СНИЛ 90017 I2 000-50=II 950 руб.
Алексеевичу 216

Главному бухгалтеру КБ "Южное" тов. Никитину В.В. произвести выплату авторского вознаграждения вышеперечисленным изобретателям из сметы патентно-исследовательского отдела (счет - 874, шифр - 48).

Начальник КБ "Южное"

С.Н. Конохов

Согласовано :

Главный инженер КБ "Южное"

А.Ф. Гришин

Начальник отделения I6

А.Г. Еськов

Главный бухгалтер

В.В. Никитин

Приказ готовил :

Начальник отдела 27

Е.И. Репета