

УДК 621.642.17

Ю. О. Мітків, М. В. Тиха

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ГЕНЕРАТОРНОЇ СИСТЕМИ НАДДУВАННЯ БАКА З РІДКИМ КИСНЕМ

Розглянуто проблемні питання впровадження перспективної автономної генераторної системи наддування бака з рідким киснем ракети-носія. Визначено умови для виключення конденсації водяної пари і вуглекислого газу. Запропоновано конструктивні заходи щодо поліпшення параметрів генераторної системи та шляхи її впровадження.

Постановка проблеми у загальному вигляді.

Системи наддування (СН) паливних баків двигунних установок (ДУ) рідинних ракет-носіїв (РН) є складними технічними системами і займають своєрідне місце серед інших систем ракетного комплексу. Як відомо, маса СН може досягати до 7 % від кінцевої маси ступеня [1]. Однак значущість розглянутих систем визначається далеко не тільки цим. Тип СН багато в чому визначає як конструктивну складність РН, так і, що не менш важливо, структуру та вартість стартової позиції, стендової випробувальної і технологічної бази, а в окремих випадках — викликає потребу і в нових галузях виробництва [2].

В даний час в ракетній техніці широке застосування знаходять компоненти палива рідкий кисень і вуглеводневе паливо типу гас РГ-1. Досить навести наступні РН, що застосовуються і розробляються сьогодні, які використовують зазначену паливну пару — «Зеніт» (Україна), уся родина «Союз-2», «Ангара», «Русь-М» (Росія), «Atlas-III», «Atlas-V», «Falcon 9» (США); «Antares» (США та Україна); KSLV1, KSLV2 (Південна Корея) та ін.

Для наддування паливних баків зазначених РН найбільшого поширення знайшов гелій, що розміщується в баках з рідким киснем на борту носіїв в титанових балонах (рис. 1). Однак наявність у рідинній ракеті будь-якого додатко-

вого компонента (робочого тіла наддування) до двох вже обраних (окислювач і пальне), як відомо, з неминучістю призводить до необхідності здійснення цілого ряду технічно складних і дорогих заходів. Так, необхідно спроектувати, відпрацювати і виготовити комплекс зберігання (отримання) та заправлення ним ракети, як на стартовій позиції, так і на випробувальній базі. Далі, необхідно підготувати (а надалі регулярно контролювати і підвищувати його технічний рівень) штат фахівців для роботи на цих комплексах у кожному із зазначених місць [3].

Ще одне важливе питання — додаткове робоче тіло для ракети вимагає або його виробництва у себе в країні (стабільна налагоджена сертифікована технологія, досвідчений навчений персонал, що працює не від випадку до випадку), або закупівель за кордоном з усім комплексом контролю якості придбаного продукту.

Наприклад, використання для наддування паливних баків РН такого поширеного в ракетній техніці робочого тіла як стиснений гелій вимагає постійного достатнього дорогого контролю підземних ємностей (посудин високого тиску) на герметичність, міцність, чистоту, як на стартовій позиції, так і на діючій випробувальній базі. Також у постійному контролі стану потребують і всі численні агрегати автоматики, які беруть участь (та дублюючи) в заправці сховищ, зберігання і подальшої заправки ракети. Тут слід відзначити і необхідність розробки спеціальної

системи управління всіма перерахованими технологічними процесами, як для штатних ситуацій, так і позаштатних. Ця додаткова частина системи управління також потребує постійного контролю і також впливає на надійність усього ракетного комплексу.

Не проста ситуація і з додатковим персоналом, необхідним на всіх етапах роботи з додатковим робочим тілом наддування. Враховуючи, що запуски практично всіх сучасних ракет-носіїв з одного старту відбуваються в середньому лише 2–3 рази на рік, стає зрозумілим, що «наземна» складова вартості запуску супутника «завдяки» введенню додаткового компонента на борту носія помітно зростає.

Як приклад вартості космодромів наведемо наступний загальновідомий факт. На будівництво космодрому «Східний» урядом Російської Федерації виділяється 400 млрд рублів (дані 2011 р.). При експлуатації космодрому без капремонтів 30 років та 4 пусках ракет в рік, вартість 1 кг корисного навантаження, що виводиться на опорну орбіту, тільки за рахунок амортизації побудованих об'єктів складе не менш ніж 20 тис. доларів США. У цю суму певний внесок вносять і гелієві системи наддування розроблюваних новітніх РН Російської Федерації «Ангара», «Байкал», «Русь-М». Треба зазначити, що ця цифра отримана без експлуатаційних, комунальних витрат та інфляційних втрат.

Аналіз останніх досліджень і публікацій, на які спираються автори. У той же час на передостанньому і останньому поколінні бойових ракет на компонентах АТ і НДМГ, розробки КБ «Південне» і ГКНПЦ ім. Хрунічева, використовуються тільки автономні системи передпускового і польотного наддування [7], які конструктивно прості, наукоємні, надійні, істотно спрощують стартові позиції, не потребують обслуговуючого персоналу, помітно знижують вартість всього ракетного комплексу. На рис. 2 наведено таку схему генераторного наддування бака окислювальним газом основного газогенератора рухової установки.

Чому ж автономні СН не застосовуються на космічних РН, що використовують компоненти палива рідкий кисень і гас?

На нашу думку, причин тут декілька. Перша, сучасні американські і європейські проектантні систем живлення рідинних ракетних двигунів не мають великого позитивного досвіду проектування конструктивно простих, але вкрай наукоємних, складних у відпрацюванні СН паливних баків міжконтинентальних бойових рідинних ракет. В свою чергу КБ «Південне» фактично розробило лише один носій на компонентах палива рідкий кисень і гас. Провідна ракетна корпорація Російської Федерації ГКНПЦ ім. Хрунічева знаходиться в аналогічному становищі.

Виділення невирішених раніше частин загальної проблеми, яким присвячена дана стаття. Друга причина, вона ж, мабуть, і основна, полягає в тому, що звичний для ракетників окислювальний генераторний газ при освоєних в СН температурах містить до 5 % конденсованої фази (H_2O

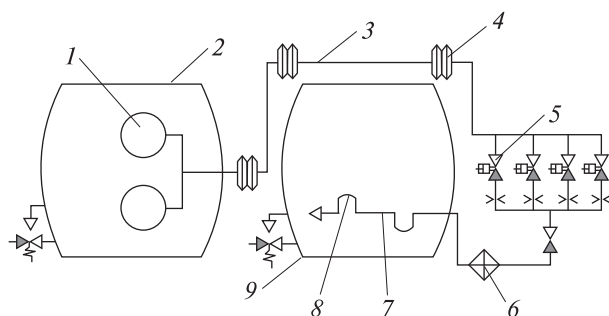


Рис. 1. Принципова схема гарячої системи наддування бака пального: 1 — балони з гелієм, 2 — бак з рідким киснем, 3, 7 — трубопроводи, 4, 8 — температурні компенсатори, 5 — елементи автоматики, 6 — теплообмінник двигунної установки, 9 — бак пального

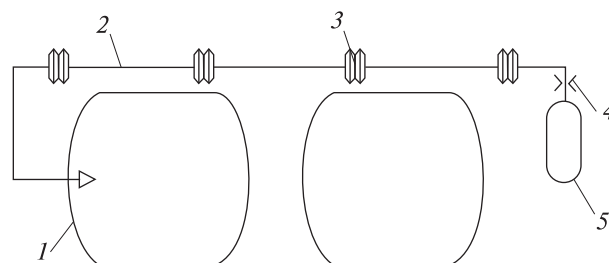


Рис. 2. Принципова схема генераторної системи наддування бака окислювача: 1 — бак окислювача, 2 — трубопровід наддування, 3 — температурні компенсатори, 4 — дозаторний жиклер, 5 — газогенератор двигунної установки

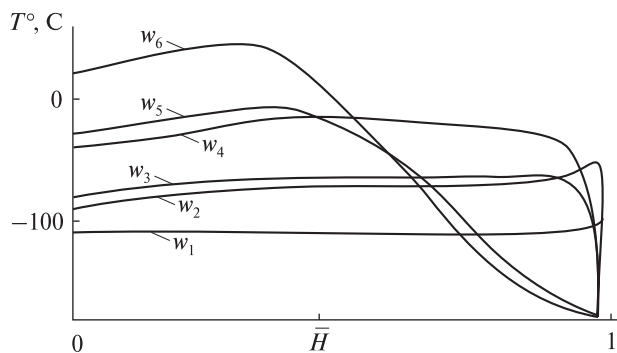


Рис. 3. Температурні поля газу в баку з киснем при наддуванні гелієм: $w_1 > w_2 > w_3 > w_4 > w_5 > w_6$ — швидкості введення гелію в бак

і CO_2). Наприклад, для умов бака окислювача I ступеня РН «Зеніт» теоретично в баку може бути близько 20 кг льоду на стінках, внутрішньобакових пристроях та дзеркалі кисню. Наддування ж випаровуваним в теплообміннику киснем (як на ФАУ-2) не вирішує повністю дану проблему — привід бустера окислювача на сучасних двигунах працює на тому ж окисному генераторному газі, який після турбіни скидається в відаткову магістраль. Слід зауважити, що ніякої шкоди для систем двигунів (наприклад, для діючих двигунів РД-171М, РД-180, РД-191) ця конденсована фаза в рідкому кисні не робила і не робить.

Відновлювальний генераторний газ, який можна розглядати для наддування бака із гасом, при температурах до $850\text{ }^\circ\text{C}$, освоєних в конструкціях СН, теоретично може містити в своєму складі близько 5 % сажі. Для умов бака пального I ступеня РН «Зеніт» це може скласти до 10 кг твердого вуглецю.

Відразу треба зазначити, що наведені вище лякаючи цифри є оцінками зверху і суто теоретичними для рівноважних процесів. Так, на останній кисневій бойовій ракеті С. П. Корольова Р-9 застосовувався і для наддування бака окислювача, і для наддування бака пального вищевказаний генераторний газ. При цьому ні при вогневому відпрацюванні, ні при льотних випробуваннях ракет, ні при навчальних пусках зауважень по СН не відзначено.

Формулювання цілей статті (постановка завдання досліджень). Метою цієї роботи є підви-

щення ефективності СН бака з киснем шляхом розробки та впровадження автономної генераторної СН основним окислювальним газом. Методом вирішення поставленої задачі є аналіз фізичних умов, при яких відбувається конденсація H_2O і CO_2 в баку, знаходження режимів, що виключають або знижують їхню конденсацію на поверхнях бака і, в першу чергу, на дзеркалі окислювача.

Найбільш небезпечною для роботи різного роду внутрішньобакових пристроїв в баку з киснем є конденсація водяної пари. По-перше, це може створити чисто механічні перешкоди (теоретична можливість утворення твердої фази небажаних розмірів) для роботи поплавкових пристроїв, забірної пристрою, фільтра на вході в двигун. По-друге, при цьому виділяється тепла на порядок більше (підвищене прогрівання верхнього шару палива), ніж при конденсації парів кисню. Тому у першу чергу звернемо увагу на боротьбу з конденсацією водяної пари.

Виклад основного матеріалу дослідження. Як відомо [5], конденсація може бути об'ємною та поверхневою. Зосередимося на першій з них. Для виникнення об'ємної конденсації водяної пари, як відомо, вона повинна бути перенасиченою або по всьому об'єму бака, або в тій чи іншій його частині при поточній конкретній температурі газу в даному місці вільного об'єму бака.

Розглянемо поведінку складових генераторного газу в вільному об'ємі паливного бака на активній ділянці траєкторії польоту. Водяна пара, що входить до складу генераторного газу і має найменшу щільність серед інших його складових, буде перебувати переважно у верхній частині бака. Також стратифікації газу в баку при польоті носія буде сприяти поздовжнє перевантаження, яке досягає на сучасних носіях значень порядку 4.

З метою виявлення небезпечних місць для конденсації водяної пари в баку розглянемо поля температур газу у вільному об'ємі бака з рідким киснем. На рис. 3 наведені температурні поля газу в баку при його наддуванні гелієм (швидкості введення уздовж поздовжньої осі бака $w_6 \approx 10\text{ м/с}$ і $w_5 \approx 80\text{ м/с}$). Експерименти проведено з постійною температурою 570 К на вході у бак

(подовження вільного об'єму приблизно 0.8), час наддування 140 с.

На рис. 4 показано зміну температур верхнього дна бака з рідким киснем ($T_{ВД}$) і газу ($T_{Г}$) біля його верхнього дна (подовження вільного об'єму 5.3) під час натурних випробувань при наддуванні гелієм з середньомасовою температурою 415 К на вході в бак і швидкістю введення $w \geq 100$ м/с.

Аналіз отриманих експериментальних даних показує, що температура газу у вільному об'ємі бака по його висоті може бути різною. Є досить проста можливість впливу на профіль температури газу у баку. При звичайних способах введення гарячого газу у бак температура газу в його верхній частині вища, причому ця відмінність залежить від швидкості введення газу в бак — що менша швидкість (зона поширення — далекобійність), то вища температура газу біля верхнього дна і менша величина зони з високою температурою. Далі, як ми бачимо, температура товстостінного верхнього дна бака окислювача за 140 с польоту підвищилася на 135 К (до 240 К). При цьому температура газу у баку біля верхнього дна за той же час еквідистантно зросла на 170 К (до 283 К) при використанні для наддування гелію з відносно невеликою температурою 415 К.

При введенні окислювального генераторного газу з температурою 770 К всередину бака він в результаті здійснення механічної роботи витіснення палива та теплообміну з граничними поверхнями остигає (як і гелій). Аналіз температурної картини газу в баку показує, що для підвищення температури газу у верхній частині бака доцільно вводити генераторний газ у бак окислювача I ступеня носія з невеликою швидкістю (далекобійністю). Розрахунки внутрішньобакових процесів за методикою [4] показують, що температура газу біля верхнього дна бака і впродовж півтора його калібру в цьому випадку досить швидко досягне температури 420 К. Цю температуру нескладно збільшити до 500 К, наносючи на верхнє дно бака сучасне, наприклад керамічне покриття ($\lambda \approx 0.13$ Вт/(м·К) при 500 °С, $\delta \approx 0.1$ мм).

Таким чином, нескладно уникнути конденсації водяної пари при її мізерній кількості у складі

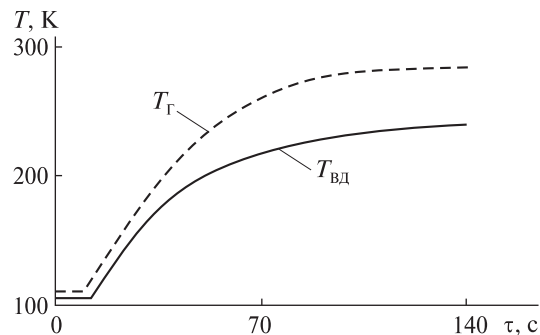


Рис. 4. Температура верхнього дна бака з рідким киснем ($T_{ВД}$) і газу ($T_{Г}$)

генераторного газу у верхній частині бака з наведеною температурою. Ще слід додати, що зі зростанням температури генераторного газу на вході в бак зростає середньомасова температура газу у баку, зменшуються потреби газу на наддування і кількість водяної пари взагалі, зникають умови для конденсації її всередині бака взагалі.

Що до поверхневої конденсації. Нетеплоізовані циліндричні стінки бака знаходяться під впливом аеродинамічного нагрівання. Якщо конденсація тут і відбувається у початковий момент часу роботи системи, то впливу на параметри рухової установки вона не спричиняє. Розглянемо найбільш небезпечну конденсацію водяної пари на дзеркалі кисню.

Найбільш небезпечною в цьому сенсі ділянкою є первинний момент часу наддування паливного бака. Як відомо, початкові газові обсяги паливних баків сучасних носіїв складають близько 1 % від їхніх повних обсягів. Тому вихідний перетин газопроводу розташовано практично біля самого дзеркала палива. При впровадженні струменя газу в рідкий кисень водяна пара і вуглекислий газ конденсуються. Тому доцільно у початковий момент наддування застосовувати конструктивні заходи, відповідні конструкції газопроводів, які перешкоджають вказаному вище впровадженню. Наприклад, можна вводити газ наддування до бака з невеликою швидкістю уздовж дзеркала палива по найбільшому із можливих шляху. Далі, в міру витрат палива змінювати напрямок введення на осьовий. Таким чином, ще раз підтверджується необхідність створення

багаторежимних газовводів для баків великого подовження РН [6].

Як відомо, одним з основних факторів, що зменшує конденсацію пари, є наявність у ньому домішок [5]. У цьому сенсі склад окисного генераторного газу повинен, безумовно, додавати оптимізму, тому що він спочатку їх містить. Цим, мабуть, великою мірою і пояснюється відсутність небажаних наслідків при наддуванні кисневих баків окислювальним генераторним газом на ракеті Р-9, яка використовувала переохолоджений рідкий кисень.

Друге, розвиваючи цю тезу, дзеркало кисню є сенс захистити від прямого контакту з водяною парою, провівши частково передпускове наддування важчим, порівняно з нею, газом, наприклад, азотом або аргоном. При польоті ракети під дією подовжнього перевантаження і при введенні генераторного газу з невеликою швидкістю розшарування газів буде посилюватися. Вводити генераторний газ, на нашу думку, доцільно розшаровуючи його на складові, наприклад, за допомогою відцентрових сил. При цьому більш важкі гази CO_2 і O_2 вводити в напрямку стінок бака з подальшим їхнім стіканням на дзеркало кисню. А більш легкі пари води направляти з меншою швидкістю у верхню і центральну частини бака.

Можна використовувати для фільтрації генераторного газу від конденсованої фази і сучасні проникні тільки для парів кисню мембрани, аналогічні тим, які використовуються в останньому поколінні винищувачів Російської Федерації для дихання пілотів чистим киснем з компресора двигуна. При цьому CO_2 і H_2O можна і зовсім не вводити в бак окислювача, а застосовувати їх для наддування бака пального.

Висновки та перспективи подальших робіт в даному напрямі. Проведено аналіз проблемних питань впровадження генераторного наддування баків ДУ з рідким киснем. Розглянуто можливості об'ємної та поверхневої конденсації парів води і вуглекислого газу, наявних у складі генераторного газу, у вільному обсязі паливного бака при його польотному наддуванні. Доведено, що зі збільшенням температури генераторного газу на вході в бак збільшується середньомасова тем-

пература газу в баку, зменшується потреб газу на наддування, зникають умови для конденсації пари усередині бака взагалі. Показані найбільш ймовірні місця конденсації парів води, запропоновані режими і конструктивні заходи із запобігання конденсації зазначених складових.

Враховуючи перспективність генераторного наддування бака з рідким киснем, доцільно провести модельні експериментальні дослідження з різною температурою і відбором проб з різних місць бака і верхнього шару палива.

1. *Беляев Н. М.* Системы наддува топливных баков ракет. — М.: Машиностроение, 1976. — 336 с.
2. *Митиков Ю. А.* Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения // Космическая техника. Ракетное вооружение. — 2012. — № 1. — С. 179—185.
3. *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.
4. *Митиков Ю. А., Иваницкий Г. М.* Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива // Холодильная техника и технология. — 2012. — № 3 (137). — С. 46—50.
5. *Михеев М. А., Михеева И. М.* Основы теплопередачи. — М.: Энергия, 1977. — 374 с.
6. *Мітiков Ю. О., Поляков М. В.* Рекомендації по проектуванню газовводів баків великого подовження ракет-носіїв // 36. наук. праць ХУПС. — 2012. — № 2 (31). — С. 118—121.
7. *Призваны временем.* Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / Под общей ред. С. Н. Конюхова. — Днепропетровск: Арт-пресс, 2004. — 230 с.

Надійшла до редакції 18.06.12

Yu. O. Mitikov, M. V. Tykha

AN INCREASE OF THE PERFORMANCE OF THE GENERATOR SYSTEM OF A PRESSURIZATION TANK WITH LIQUID OXYGEN

We consider some problem questions of the implementation of a perspective autonomous generator system of the pressurization tank with liquid oxygen for a launch vehicle. The conditions for avoiding condensation of water vapor and carbon dioxide are determined. We propose some measures to improve the design parameters of the generator system and some ways for its implementation.