



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **106685** (13) **C2**
(51) МПК (2014.01)
F02K 9/00
F02K 9/50 (2006.01)
B64D 37/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(21) Номер заявки: а 2013 07739	(72) Винахідник(и): Мітіков Юрій Олексійович (UA)
(22) Дата подання заявки: 18.06.2013	(73) Власник(и): Мітіков Юрій Олексійович, вул. Чкалова, 31, кв. 27, м. Дніпропетровськ, 49000 (UA)
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід: 25.09.2014	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: GB 2272488 A; 18.05.1994 JP 2000248994 A; 12.09.2000 RU 2341675 C2; 20.12.2008 SU 1740253 A1; 15.06.1992 US 3417563 A; 24.12.1968 US 6658863 B2; 09.12.2003 WO 2011/007107 A1; 20.01.2011 Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет/ Н.М.Беляев. - М.: Машиностроение, 1976. - С. 11-14
(41) Публікація відомостей про заявку: 10.12.2013, Бюл.№ 23	
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 25.09.2014, Бюл.№ 18	

(54) СПОСІБ НАДДУВАННЯ ПАЛИВНИХ БАКІВ РУШІЙНИХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСІЇВ

(57) Реферат:

Винахід належить до галузі ракетно-космічної техніки і може бути використаний для наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв. Спосіб наддування паливного бака рушійних установок ракет-носіїв включає зберігання робочого тіла наддування на борту ракети, підігрів його в польоті в теплообміннику рушійної установки і подання у вільний об'єм паливного бака по магістралі наддування. При цьому перед запуском рушійної установки здійснюють нагрівання теплообмінника рушійної установки і магістралі наддування до їх допустимих за міцністю температур. Використання винаходу дозволить знизити потрібну масу робочого тіла наддування.

UA 106685 C2

Винахід належить до галузі ракетно-космічної техніки і може бути використаний для наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв.

В даний час як паливо рушійних установок (РУ) сучасних ракет-носіїв (РН), особливо їх перших ступенів, поширення знаходять (і плануються до застосування) низькокиплячий окислювач - рідкий кисень, і висококипляче пальне типу газ (РГ-1, Т-1, Т-6, метан, сінтін, далі - газ). Достатньо перелічити РН "Зеніт" (Україна); Antares (США, Україна); численне сімейство РН "Союз-2", "Русь-М", "Ангара" (Росія); Atlas-V, Falcon 9 (США); KSLV-1 (Південна Корея, Росія) та інші.

Системи наддування (СН) паливних баків РУ є складними технічними системами і займають важливе місце у складі ракетного комплексу. Наприклад, кінцева маса СН може досягати до 7 % кінцевої маси ступеня [Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. - М.: Машиностроение, 1976. - С. 10-35].

На теперішній час відомі різні способи наддування паливних баків РУ. Так, для наддування паливних баків ракети Р-11 використовувався твердопаливний газогенератор. На міжконтинентальній балістичній ракеті Р-9 як робоче тіло наддування застосовували генераторний газ, який одержували з основних компонентів палива. Бак окислювача І ступені РН "Сатурн-V" наддували випареним в теплообміннику РУ окислювачем (киснем). Такий же спосіб наддування баків з окислювачем використовувався і на всіх ступенях носія Н-1. На І ступені РН "Союз-2" використовують як робоче тіло наддування баків азот. Його заправляють на борт РН у зрідженому стані, в польоті подають у теплообмінник двигуна, де його випаровують і нагрівають до потрібної температури, після чого подають у вільні об'єми паливних баків.

Для наддування паливних баків рушійних установок найбільше поширення знайшов гелій. Відомий спосіб наддування паливного бака І ступені РН "Сатурн-V" [Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет - М.: Машиностроение, 1976. - С. 11-14], який є найбільш близьким з числа відомих до технічного рішення, що заявляється, за технічною суттю. Спосіб включає в себе зберігання робочого тіла наддування (гелію) на борту ракети, підігрів його в польоті в теплообміннику рушійної установки і подання у вільний об'єм паливного бака по магістралі наддування.

Недоліком відомого способу є його низька ефективність, яка полягає в наступному. Робочим тілом для теплообмінника рушійної установки є, як правило, газ після турбіни. Теплообмінники виходять на режим по температурі за ~ 30 с, далі 5-10 с прогрівається до номінальної температури довга "гаряча" магістраль наддування. Сучасні РУ (РД-170/171М, РД-180, РД-191М), що працюють за схемою з допалюванням окисного газу, під час польоту безперервно дроселюються - для зниження піку швидкісного напору, для обмеження осьового перевантаження, завчасно перед вимиканням РУ. Дроселювання таких РУ досягається зниженням і так невисокої температури окисного генераторного газу маршового двигуна ($t_{\text{ном}} \approx 580$ °С, після турбіни $t_{\text{ном}} \approx 380$ °С).

Враховуючи, що час роботи, наприклад, перших ступенів РН складає всього 130÷150 с, стає зрозумілим, що в таких динамічних умовах підігрів гелію (його питома теплоємність $c_v=3,16$ кДж/(кг·К) - суттєва величина) малоефективний. Для прикладу, середньомасова температура гелію на вході в бак окислювача по часу польоту І ступені РН "Зеніт" і РН "Енергія" становить ~ 140 °С при $t_{\text{ном}} \approx 270 \pm 70$ °С [Митиков Ю.А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения // Космическая техника. Ракетное вооружение. - 2012. - Вып. 1. - С. 179-185].

Задачею, на вирішення якої спрямовано технічне рішення, що заявляється, є зниження потрібної маси робочого тіла наддування шляхом підвищення його середньомасової температури на вході в паливний бак в польоті без використання додаткових ресурсів з борту РН.

Поставлена задача вирішується тим, що в способі наддування паливного бака рушійних установок ракет-носіїв, що включає зберігання робочого тіла наддування на борту ракети, підігрів його в польоті в теплообміннику рушійної установки і подання у вільний об'єм паливного бака по магістралі наддування, відповідно до винаходу, перед запуском рушійної установки здійснюють нагрівання теплообмінника рушійної установки і магістралі наддування до їх допустимих за міцністю температур.

Завдяки нагріву теплообмінника рушійної установки і магістралі наддування помітно підвищується температура робочого тіла (гелію) на вході в паливний бак і його середньомасова температура в баку, що при тому ж необхідному тиску газу в баку призводить, згідно з рівнянням Клапейрона-Менделєєва, до зменшення потрібної маси газу наддування.

Найбільш просто запропонований спосіб можна реалізувати, прогріваючи теплообмінник рушійної установки і магістраль наддування зі старту чистими газами (повітря, азот), наприклад, до 600 °С.

- 5 Наводимо приклад ефективності запропонованого технічного рішення. Теплообмінник рушійної установки РД-171М важить 65 кг, магістраль наддування бака окислювача (довжина з компенсаторами 50 м) важить 45 кг. Приймаючи питому теплоємність нержавіючої сталі 0,48 кДж/(кг·К), температуру теплообмінника рушійної установки і магістралі наддування 600 °С перед стартом, номінальну температуру тракту в польоті 270 °С, можна отримати з теплового балансу, що запасене зі старту тепло становить до 25 % отриманого гелієм від теплообмінника
- 10 рушійної установки в польоті. Враховуючи подальші втрати тепла робочого тіла наддування в паливному баку в результаті теплообміну більш гарячого газу з граничними поверхнями, потрібну кількість гелію на наддування можна скоротити на 15 % при інших рівних умовах.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

- 15 Спосіб наддування паливного бака рушійних установок ракет-носіїв, що включає зберігання робочого тіла наддування на борту ракети, підігрів його в польоті в теплообміннику рушійної установки і подання у вільний об'єм паливного бака по магістралі наддування, який
- 20 **відрізняється** тим, що перед запуском рушійної установки здійснюють нагрівання теплообмінника рушійної установки і магістралі наддування до їх допустимих за міцністю температур.

Комп'ютерна верстка Г. Паяльніков

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601