



УКРАЇНА

(19) UA (11) 88761 (13) C2
(51) МПК
F02K 9/42 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(54) РІДИННА РАКЕТНА ДВИГУННА УСТАНОВКА ЩІЛЬНОГО КОМПОНУВАННЯ З РЕГУЛЬОВАНИМ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

1

2

(21) а200508030

(22) 15.08.2005

(24) 25.11.2009

(46) 25.11.2009, Бюл.№ 22, 2009 р.

(72) КОВАЛЕНКО МИКОЛА ДМИТРОВИЧ, СТРЕЛЬНИКОВ ГЕННАДІЙ ОПАНАСОВИЧ, КОВАЛЕНКО ГАЛИНА МИКОЛАЇВНА

(73) ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ НАНУ І НАКАУ

(56) UA 71862 A, F02K9/42, 15.12.2004.

US 3134225, F01K8/82, 9/00, публ. 26.05.1964.

GB 2045704 A, F02K9/82, F42K9/00, публ. 05.11.1980.

US 3228188, F02K9/82, 9/00, публ. 11.01.1966.

US 4686824, F02K1/00, 1/28, публ. 18.08.1987.

US 3144752, F02K9/82, 9/00, публ. 18.08.1964.

(57) 1. Рідинна ракетна рушійна установка щільного компонування з регульованим вектором тяги, що містить паливні баки, ракетний двигун з турбонасосною системою подачі палива в камеру згорання, органи регулювання вектора тяги двигуна, розподільні та регулюючі пристрої, яка відрізняється тим, що в ній сукупно застосовані блок основних баків пального і окислюючого компонентів палива циліндричної, сферичної або конусоподібної форми, однокамерний ракетний двигун з турбонасосною системою подачі палива в камеру згорання без допалювання вихлопного турбінного газу, який щільно закомпонований і закріплений по центру під основними паливними баками, система вихлопу відпрацьованого турбінного газу в надзвукову частину сопла, органи регулювання вектора тяги камери двигуна шляхом уприскування окислюючого компонента палива в надзвукову частину

сопла двигуна, блок підвісних тороподібних паливних баків, розташованих у просторі хвостового відсіку рушійної установки навколо нерухомого однокамерного ракетного двигуна, який щільно закомпонований, автоматично роз'ємну гідравлічну систему, що з'єднує основні і відокремлювані паливні баки і має пристрої забору і подачі компонентів палива з баків до двигуна, які розташовані в основних паливних баках, і пристрої забору і подачі компонентів палива із тороподібних паливних баків до основних паливних баків.

2. Рідинна ракетна рушійна установка за п. 1, яка відрізняється тим, що блок підвісних тороподібних паливних баків закріплений на силовому шпангоуті нижнього основного паливного бака і на силовій рамі двигуна автоматично роз'ємними сполученнями, з'єднаними з системою керування польотом розгінного блока.

3. Рідинна ракетна рушійна установка за п. 2, яка відрізняється тим, що роз'ємні сполучення тороподібних баків з рамою двигуна виготовлені з напрямними, розташованими вздовж двигуна і забезпечуючими співвісне, без перекосів, відділення тороподібних баків від розгінного блока впродовж дії двигуна, або після його виключення.

4. Рідинна ракетна рушійна установка за п. 3, яка відрізняється тим, що роз'ємні сполучення тороподібних баків з силовим шпангоутом нижнього основного паливного бака виготовлені з підштовхувачами, які забезпечують відділення тороподібних баків від розгінного блока як в умовах польоту розгінного блока, так і в умовах наземного стендового відпрацювання рушійної установки.

Винахід належить до ракетної техніки і може бути використаний в якості маршової двигунної установки (ДУ) верхніх ступенів ракет та розгінних блоків космічних апаратів (КА).

Особливістю верхніх ступенів ракет та розгінних блоків ракет-носіїв є те, що в переважній більшості вони не мають значних резервів по масі і габаритам. Високі габаритно-масові характеристики двигунних установок забезпечуються щільною компоновкою ДУ з використанням нерухомих дви-

гунів, встановлених в просторі тороподібних баків, або затоплених в паливний бак, та інше [1, 2, 3]. Безсумнівними перевагами володіють ДУ з регульованим вектором тяги, що створюють одночасно з осью тяги бокові зусилля в каналах керування по тангажу та курсу.

Відомі рідинні ракетні двигунні установки (РРДУ) щільного компонування, що забезпечують високі габаритно-масові характеристики, зокрема зазначені в [1, стор. 43, 47, 100]. Відомі ДУ розгін-

(13) C2

(11) 88761

(19) UA

них блоків з регульованим вектором тяги описані, наприклад, у [2 - 5]. Відома також РРДУ щільної компоновки з регульованим вектором тяги [3].

Більшість ДУ розгінних блоків виконують декілька включень двигунів, при цьому більша частина палива витрачається на створення імпульсу тяги двигуна при перших включеннях ДУ. Подальші включення двигуна і робота ДУ проходять з менш ніж наполовину наповненими паливними баками. Транспортування конструкції мало заповнених паливних баків недоцільне, тому що маємо відносно низьку балістичну ефективність ДУ.

Відомі ДУ з паливними баками, які відділяються від ДУ розгінного блока в навколишнє середовище в час польоту літального апарата (ЛА), наприклад, в період паузи між включеннями ДУ [7]. Але такі ДУ не забезпечують регулювання вектору тяги ДУ з метою керування польотом ЛА, в зв'язку з чим мають обмежені функціональні можливості.

Найбільш близьким аналогом (прототипом винаходу) є РРДУ щільного компоновання з регульованим вектором тяги, яка описана в [1, 3] і показана на Фіг.1. Ця ДУ має бак окислювача (1) і бак пального (2), розташовані над двигуном (3), що має щільну компоновку і систему регулювання вектору тяги.

До загальних істотних ознак прототипу належить послідовне розташування двох баків із компонентами ракетного палива (окислювача і пального) Двигун установлений нерухомо і щільно закомпонований в просторі, обмеженому з боків. Для поліпшення габаритно-компоновочних характеристик ДУ зі складу двигуна вилучено вихлопні сопла, що викидають відпрацьований на турбіні турбонасосного агрегату (ТНА) генераторних газ. Вихлопний колектор турбіни сполучений газопроводом з колектором вдуву вихлопного газу, встановленим на надзвуковій частині сопла.

Недоліком двигуна-прототипу є те, що він має неоптимальні масово-балістичні характеристики при багаторазовому запуску двигуна та обмежені можливості щодо збільшення величини імпульсу тяги двигуна. Для збільшення імпульсу тяги ДУ необхідно збільшувати запаси палива, розміри паливних баків і розгінного блока в цілому, що в більшості випадків недоцільно або неможливо.

В основу винаходу поставлена задача підвищення балістичної ефективності ДУ і розширення її функціональних можливостей шляхом введення нових схемних і конструктивних рішень.

Поставлена задача вирішується тим, що в ДУ сумісно застосовано блок основних невідділяємих паливних баків, розташованих над двигуном, блок відділяємих торових паливних баків, автоматично роз'ємна гідравлічна система, що з'єднує основні і відділяемі паливні баки з пристроями забору і подачі палива з баків, нерухомий двигун щільного компоновання з регульованим вектором тяги по патенту [3], в якому застосовано систему кільцевого вихлопу генераторного газу турбіни ТНА в надзвукову частину сопла і систему з регульованими вузлами несиметричної інжекції рідинних компонентів палива, які встановлені на соплі за кільцевою щілиною вдуву вихлопного газу турбіні в кожній площині стабілізації польоту розгінного блока ра-

кети-носія по каналах тангажу та курсу і з'єднані з системою керування вектором тяги двигуна.

Суть винаходу пояснюється кресленнями (Фіг.2 та 3), де показаний запропонований пристрій. Рідинна ракетна двигунна установка (Фіг.2) містить два послідовно розташовані основні, не відділяемі паливні баки: верхній бак (наприклад, окислювача) (1) і нижній бак (наприклад, пального) (2). Додаткові відділяемі торові паливні баки (один - окислювача (4), другий - пального (5)) розташовані під основними баками у просторі хвостового відсіку розгінного блока. У внутрішній зоні додаткових баків нерухомо і щільно компонується двигун (3) з регульованим вектором тяги (по патенту [3]), принципова схема якого показана на Фіг.3. Двигун містить камеру згоряння (6) із соплом (7), турбонасосну систему (8) подачі палива в камеру згоряння без допалювання вихлопного генераторного газу турбіни (9), що містить вихлопний колектор (10), сполучений газопроводом (11) із кільцевим колектором (12) вдуву в сопла через щілину А (розріз А-А) вихлопного газу, розташованим у середній частині сопла. За щілиною А в кожній чверті сопла (Фіг.3, розріз Б-Б), у площинах стабілізації ЛА встановлені інтерцепторні вузли керування вектором тяги двигуна по каналах тангажу та курсу. Кожний інтерцепторний вузол (13) (Фіг.3), сполучено із паливною високонапірною магістраллю (14) двигуна і з приводом (15), на який надходять командні сигнали від системи керування і стабілізації польоту ЛА по каналах тангажу і курсу.

Пристрій працює таким чином. ТНА 8 подає компоненти палива в камеру згоряння (6), продукти згоряння поливають витікають із сопла (7), створюючи осьову реактивну тягу двигуна. Вихлопний газ турбіни (9) із колектора (10) по газопроводу (11) надходить до кільцевого колектора вдуву (12) і далі через кільцеву щілину вдувається в надзвукову частину сопла. Для створення керуючих зусиль по каналах тангажу і курсу включаються в роботу один або два діаметрально протилежних вузли інжекції (13). При цьому привід (15) вузла вприску (13) по командах від системи керування подає в сопло робочу рідину; при цьому в соплі виникає, відоме з багатьох джерел, наприклад [5], взаємодія потоків, у результаті чого виникає бокова сила, що створює керуючий момент ЛА.

Після роботи ДУ на перших запусках двигуна, коли частина компонентів палива, що дорівнює заправці відділяємих повних баків, буде витрачена, ці баки відокремлюються від двигунної установки і віддаляються по напрямним від ДУ в напрямку, протилежному руху ЛА.

Таке відділення додаткових паливних баків від двигунної установки з регульованим вектором тяги можливе тільки в тому разі, коли сумісно застосовані усі указані вище ознаки, що складає новину винаходу перед його прототипом, а також забезпечує умови для підвищення балістичної ефективності двигунної установки в цілому.

Відомо, що у переважній більшості ступені ракет-носіїв відділяються від розгінного блока з частиною корпусу розгінного блока (з корпусом хвостового відсіку розгінного блока). Це значно зменшує масу розгінного блока в час його автоно-

много польоту і таким чином набагато підвищується його балістична ефективність. З метою забезпечення такого відділення корпусу хвостового відсіку розгінного блока разом з відділяємою ступінню ракети-носія відділяємі паливні баки не мають силових зв'язків з корпусом розгінного блока. Вони закріплені на силовому шпангоуті нижнього основного паливного бака і на силовій рамі двигуна автоматично роз'ємними сполученнями (С на Фіг.2), з'єднаними з системою керування польотом розгінного блока.

При цьому з метою забезпечення соосного віддалення блока паливних баків від розгінного блока в термін дії двигуна, або після його виключення, роз'ємні сполучення блока баків з рамою двигуна виготовлено з напрямними, розташованими вдовж двигуна.

З метою більш швидкого відділення цих баків від розгінного блока, а також з метою забезпечення наземного стендового відпрацювання системи їх відділення від розгінного блока, роз'ємні сполучення блока баків з силовим шпангоутом нижнього паливного бака виготовлено з підштовхувачами.

Відповідно до свого призначення основні і відділяємі паливні баки мають надійно забезпечити живлення двигуна компонентами палива. При цьому можуть бути застосовані автономні для кожного паливного бака або сумісні пристрої забору компонентів палива із баків і пневмогідролічні системи їх до насосів ТНА двигуна. Сумісні системи забору і подачі палива до насосів мають переваги перед повністю автономними, тому що до їх складу входить менша кількість вузлів, гідроблоків, підсистем та інше. Враховуючи це, основні і відділяємі баки з'єднані між собою гідравлічною системою паливного живлення, яка герметично роз'єднується при відділенні додаткових баків.

З метою забезпечення більшої простоти схеми і надійності двигунної установки пристрої забору компонентів палива і подачі їх до насосів двигуна виготовлено тільки в основних паливних баках, а у відділяємих паливних баках виготовлено систему перекачування компонентів палива, яка діє в термін роботи двигуна, коли на паливні баки діє переваження від тяги двигуна.

Таким чином, перевагою винаходу перед прототипом є підвищення балістичної ефективності двигунної установки при зберіганні функціональних можливостей двигуна, високих щільності компонування і габаритно-масових характеристик ДУ, яка забезпечує регулювання вектора тяги двигуна на всіх етапах його функціонування.

Список використаних джерел

1. Ракети і космічні апарати конструкторського бюро "Південне". Під загальною редакцією СМ. Конюхова. - Дніпропетровськ: ООС "Колор Граф". - ООО РА "Тандем-У", 2001. - 240с.

2. Назаренко В.Ф. Іванов І.І. - конструктор, вчений, організатор //ж. "Техническая механика". - 2003. - №2. - С. 6-17.

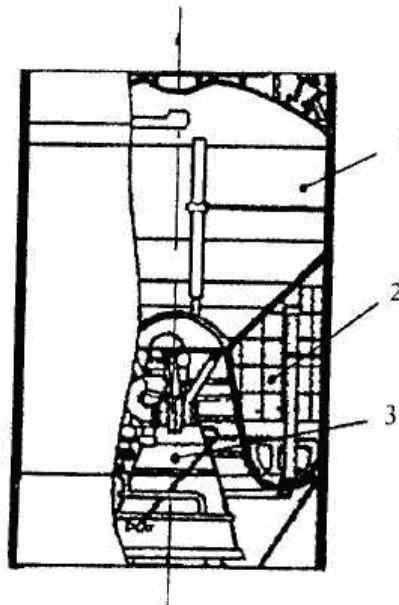
3. Рідинна ракетна двигунна установка щільної компоновки з регульованим вектором тяги. Патент на винахід №71862 А. Україна. Бюл. №12. 2004р..

4. Двигун РД861. Буклет ГКБЮ "Південне". - Дніпропетровськ, 1999.-2с.

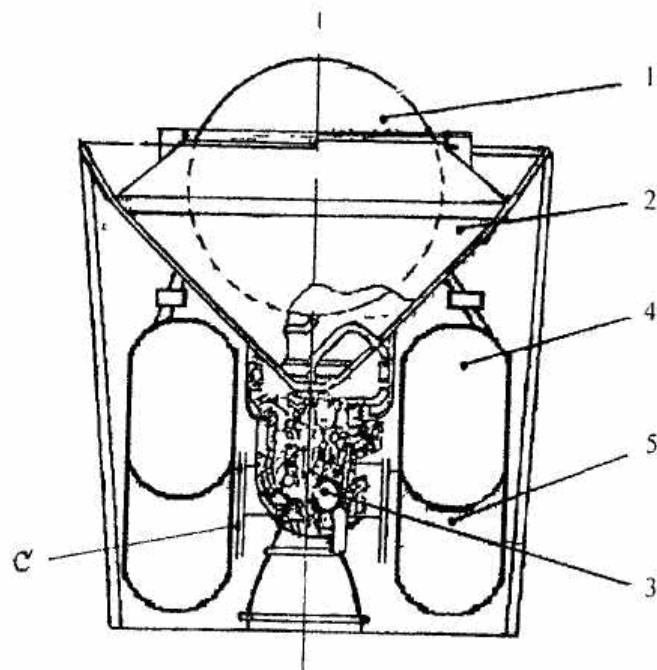
5. Коваленко М.Д. Керування надзвуковими газовими потоками в реактивних соплах. - Київ: Наук, думка, 1992. - 208с.

6. Конюхов СМ. Україна космічна. Задача - утриматися на високотехнологічній орбіті // Експо 2003, Індустрія України. - 2003. -№4(29).-С. 38-42.

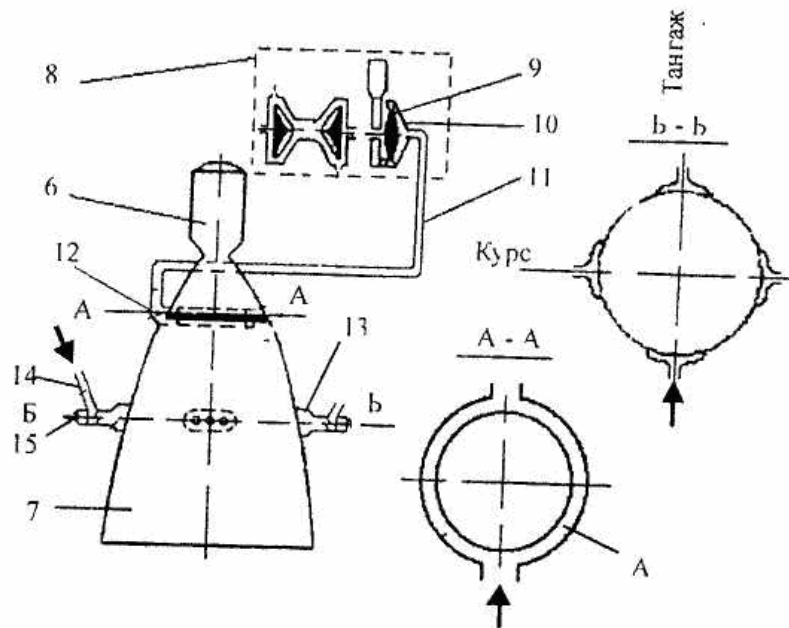
7. Разгінний блок "Фрегат-СБ". Новости космонавтики. №4, 2000, С. 24-29; и №12, 2000, С. 58.



Фіг.1



Фиг. 2



Фиг. 3