



УКРАЇНА

(19) UA (11) 71862 (13) C2
(51) МПК
F02K 9/42 (2006.01)
F02K 9/82 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

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

1

(21) 20031213350
(22) 31.12.2003
(24) 15.05.2006
(46) 15.05.2006, Бюл. № 5, 2006 р.
(73) ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ І НАЦІОНАЛЬНОГО КОСМІЧНОГО АГЕНСТВА УКРАЇНИ
(56) Ракети і космічні апарати конструкторського бюро "Південне", під загальною редакцією С.М.Конюхова. - Дніпропетровськ: ООС "Колор Граф". - ООО РА "Тандем-У", 2001. - с.100
UA 62940, F02K9/00, 9/64, 16.10.2000
UA 56249, F02K1/00, 15.05.2003
US 6116020, F02K9/42, 12.03.2000
(57) Рідинна ракетна двигунна установка щільного компонування з регульованим вектором тяги, що містить два послідовно розташовані паливні баки,

2

при цьому нижній бак виготовлено у формі тора, усередині якого щільно і нерухомо встановлено двигун, верхній бак циліндричної або сфероподібної форми, розташований над торовим баком, двокомпонентний рідинний ракетний двигун, що містить камеру згоряння і сопло, турбонасосну систему подачі компонентів палива в камеру згоряння з турбіною, вихлопний колектор якої сполучено газоводом з кільцевим колектором вузла вдуву, виготовленим в середній частині надзвукового сопла, який відрізняється тим, що за кільцевою щільною вдуву вихлопного газу в кожній чверті сопла встановлені інтерцепторні вузли вприскування компонентів палива в надзвуковий потік сопла, сполучені з паливною високонапірною магістраллю двигуна і приводами.

Винахід відноситься до ракетної техніки і може бути використаний в якості маршової двигунної установки верхніх ступенів ракет та розгінних блоків ракет-носіїв і космічних апаратів.

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 двигунної установки з використанням нерухомих двигунів, встановлених в просторі тороподібних баків, або затоплених в паливний бак, та інше [1, 2, 3].

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

Безсумнівними перевагами володіють двигунні установки з регульованим вектором тяги, що створюють, одночасно з осьовою тягою, бокові та обертальні зусилля в каналах управління по тангажу, курсу і крену. При цьому відомо, що для верхніх ступенів ракет та розгінних блоків великі переваги

мають і застосовуються двигуни без допалювання вихлопного генераторного газу турбонасосного агрегату (ТНА) маршового двигуна.

Відомі двигунні установки РБ із регульованим вектором тяги, описані, наприклад, у [3, 4, 5, 6]. В одних двигунних установках створення управляючих зусиль по каналах тангажу, курсу і крену здійснюються спеціальною системою сопел, що працюють на вихлопному газі турбіни турбонасосного агрегату двигуна. Відомі поворотні і нерухомі управляючі вихлопні сопла [3, 6]. Недоліками двигунів із управляючими вихлопними соплами є те, що розташування вихлопних сопел неминує призводить до різкого збільшення габаритів РРДУ (Фіг.1б). Крім того, для створення потрібних управляючих зусиль у більшості випадків потрібно збільшувати витрату генераторного газу, що істотно знижує економічність (питомий імпульс тяги) двигуна.

Серед можливих систем регулювання вектора тяги РРДУ перевагами володіють системи, засновані на повороті камери маршового двигуна, встановленого в кардановому підвісі. Недоліком зазна-

(13) C2

(11) 71862

(19) UA

чених двигунних установок із регульованим вектором тяги є те, що вони не можуть забезпечити щільне компонування розгінного блоку. Забезпечення поворотів двигуна (або його камери) у кардановому підвісі неминуче спричиняє за собою збільшення габаритів двигуна і потребує вільного простору в хвостовому відсіку двигунної установки. Крім того зберігається необхідність застосування спеціальних кренових сопел або спеціальних кренових двигунів.

Зазначених вище недоліків не мають двигунні установки з газодинамічним регулюванням вектору тяги камери з допалюванням генераторного газу турбіни в основній камері та вдувом генераторного газу високого тиску в надзвукову частину сопла (Фіг.1в), але такі системи використовуються в двигунних установках з допалюванням генераторного газу в основній камері згоряння. В складі цих двигунів є газогенератор великого тиску і великих секундних витрат газу, частину якого можливо використати для вдуву в надзвукову частину сопла з метою регулювання вектору тяги. В двигунних установках без допалювання вихлопного генераторного газу турбіни реалізувати такі системи неможливо.

Найбільш близьким аналогом (прототипом винаходу) є рідинна ракетна двигунна установка щільного компонування, описана в [1, стор.100] і показана на Фіг.1а.

До загальних істотних ознак прототипу ставиться послідовне розташування двох баків із компонентами ракетного палива (окислювача і пального), при цьому нижній бак виконано у вигляді тору у внутрішній порожнині якого розташовано двигун, другий паливний бак, наприклад, циліндричної або сферичної форми розташовується над торовим баком і в просторі над двигуном. Двигун установлюється нерухомо і щільно компонується в просторі, обмеженому з боків внутрішньою оболонкою тора, а поверх циліндричною або шароподібною оболонкою нижнього днища верхнього паливного бака. Для поліпшення габаритно-компоновочних характеристик двигунної установки зі складу двигуна вилучено вихлопні сопла, що викидають відпрацьований на турбіні турбонасосного агрегату генераторний газ. Вихлопний колектор турбіни, аналогічно як у двигуна, що показаний в [4], сполучений газоводом із колектором вдуву вихлопного газу, встановленому на надзвуковій частині сопла.

Недоліком двигуна-прототипу є те, що він не забезпечує створення управляючих зусиль для управління і стабілізації польоту літального апарату (РБ+КА). У зв'язку з цим у складі розгінного блоку повинні бути додаткові двигуни або двигунні установки, що виконують функції виконавчих органів системи управління польотом, що ускладнює схему і конструкцію двигунної установки і розгінного блоку в цілому. Використання карданного підвісу двигуна для забезпечення його поворотів з метою регулювання вектору тяги становить неможливим забезпечення щільного компонування двигунної установки та високих габаритно-масових характеристик розгінного блоку.

В основу винаходу поставлена задача удосконалення двигунної установки розгінного блоку за

рахунок розширення його функціональних можливостей, шляхом введення нових схемних і конструктивних рішень при забезпеченні щільної компоновки і високих габаритно-масових характеристик.

Поставлена задача вирішується тим, що в двигунній установці з щільним компонуванням сумісно застосовано кільцевий вихлоп генераторного газу турбіни ТНА в надзвукову частину сопла і систему з вузлами несиметричної інжекції рідинних компонентів палива, що хімічно реагують з вихлопними газами. Вузли інжекції встановлені на соплі за кільцевою щільною вдуву вихлопного газу турбіни в кожній площині стабілізації розгінного блоку ракети-носія по каналам тангажу та курсу. Вузли інжекції постачені регуляторами витрати рідини, що подається в надзвукову частину сопла через кожний інжектор.

Суть винаходу пояснюється кресленням (Фіг.1 та 2), де показаний запропонований устрій. Рідинна ракетна двигунна установка (Фіг.1а) містить два послідовно розташовані паливні баки - верхній бак (наприклад, пального) 1 циліндричної або сферичної форми з увігнутим дном і нижній бак (наприклад, окислювача) 2 тороподібною форми. У внутрішній зоні торового баку нерухомо і щільно компонується двигун 3, принципова схема якого показана на Фіг.2. Двигун містить камеру згоряння 4 із соплом 5, турбонасосну систему 6 подачі палива в камеру згоряння без допалювання вихлопного генераторного газу турбіни 7, що містить вихлопний колектор 8, сполучений газоводом 9 із кільцевим колектором 10, розташованим у середній частині сопла. Внутрішня порожнина колектора сполучена кільцевою щільною А с внутрішньою проточною частиною сопла. За щільною А (розріз А-А) вдува вихлопного газу турбіни в кожній чверті сопла (фіг. 2, розріз Б-Б), у площинах стабілізації літального апарату встановлені інтерцепторні вузли 11 управління вектором тяги двигуна по каналах тангажу та курсу. Кожний інтерцепторний вузол 11 (Фіг.2, виноска II), сполучено із паливною високонапорною магістраллю 12 двигуна і з приводом 13, на який надходять командні сигнали від системи управління і стабілізації польоту літального апарату по каналах тангажу і курсу.

Устрій працює таким чином.

Турбонасосна система 6 подає компоненти палива в камеру згоряння 4, продукти згоряння палива витікають із сопла, створюючи осьову реактивну тягу двигуна. Вихлопний газ турбіни 7 із колектора 8 по газоводу 9 надходить до кільцевого колектора вдува 10 і далі через кільцеву щільну вдувається в надзвукову частину сопла. Для створення управляючих зусиль по каналах тангажу і курсу включаються в роботу один або два діаметрально протилежних вузли інжекції. При цьому привід 13 вузла вприску 11 по командах від системи управління подає в сопло робочу рідину, при цьому в соплі виникає, відоме з багатьох джерел, наприклад [6], взаємодія потоків, у результаті чого виникає бокова сила, що створює управляючий момент.

Таким чином, перевагою винаходу перед прототипом є розширення функціональних можливостей двигуна при зберіганні високих щільності ком-

понування і габаритно-масових характеристик двигунної установки.

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 Полетаев Б.І., Сапожников В.І., Кислицький М.І. Малі космічні розгінні блоки // Російський космос. - М: РАКА, 2002. - №2.-С.35-38.

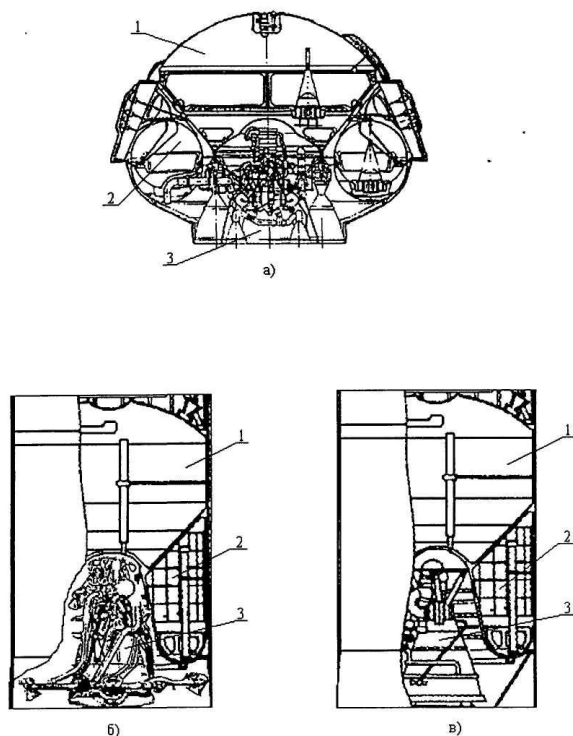
3 Назаренко В.Ф. Іванов І.І. - конструктор, вче-

ний, організатор // Техническая механика. - 2003. - №2. -С.6-17.

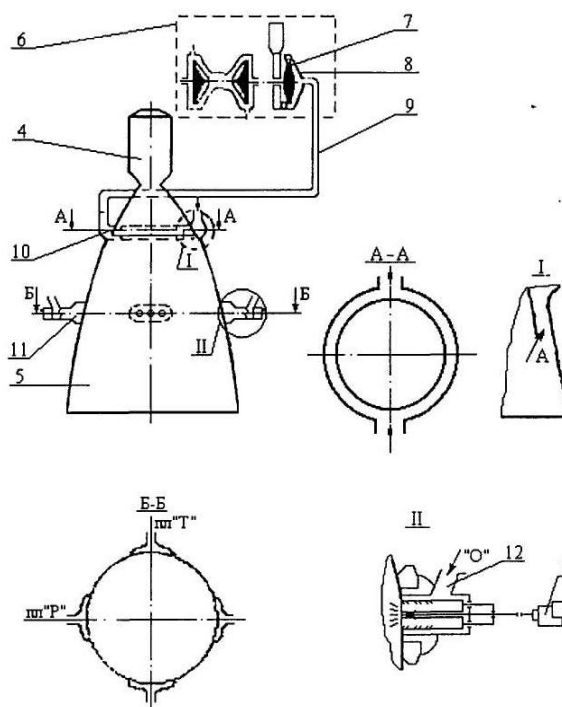
4 Конюхов С.М. Україна космічна. Задача - утриматися на високотехнологічній орбіті // Експо 2003, Індустрія України. - 2003. -№4(29).- С.38-42.

5 Двигун РД861Г. Буклет ГКБЮ «Південне». - Дніпропетровськ, 1999.-2с.

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



Фіг.1



Фіг.2