

Винахід відноситься 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 двигунів, 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 осьовою тягою бокові зусилля в каналах управління по тангажу та курсу.

Відомі рідинні ракетні двигунні установки (РРДУ) щільного компоновання, що забезпечують високі габаритно-масові характеристики, зокрема зазначені в [1, стор. 43, 47, 100]. Відомі ДУ розгінних 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 блоку в навколишнє середовище в час польоту літального апарату (ЛА), наприклад, в період паузи між включеннями ДУ [7]. Але такі ДУ не забезпечують регулювання вектору тяги ДУ з метою управління 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 ставиться 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 газоводом 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 блоку 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 турбіни в кожній площині стабілізації польоту розгінного блоку ракети-носія по каналах тангажу та курсу і з'єднані з системою управління вектором тяги двигуна.

Суть винаходу пояснюється кресленням (фіг. 2 та 3), де показаний запропонований устрій. 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 блоку. 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 газоводом (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 управління вектором тяги двигуна по каналах тангажу та курсу. Кожний інтерцепторний вузол (13) (фіг. 3), сполучено із паливною високонапорною магістраллю (14) двигуна і з приводом (15), на який надходять командні сигнали від системи управління і стабілізації польоту ЛА по каналах тангажу і курсу.

Устрій працює таким чином. ТНА 8 подає компоненти палива в камеру згоряння (6), продукти згоряння поливають із сопла (7), створюючи осьову реактивну тягу двигуна. Вихлопний газ турбіни (9) із колектора (10) по газоводу (11) надходить до кільцевого колектора вдува (12) і далі через кільцеву щілину вдувається в надзвукову частину сопла. Для створення управляючих 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 управління 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 управляючий момент ЛА.

Після роботи ДУ на перших запусках двигуна, коли частина компонентів палива, що дорівнює заправці відділяємих паливних баків, буде витрачена, ці баки відокремлюються від двигунної установки і віддаляються по направляючій 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 блоку з частиною корпусу розгінного блоку (з корпусом хвостового відсіку розгінного блоку). Це значно зменшує масу розгінного блоку в час його автономного польоту і таким чином набагато підвищується його балістична ефективність. З метою забезпечення такого відділення корпусу хвостового відсіку розгінного блоку разом з відділяємою ступінню ракети-носія відділяемі паливні баки не мають силових зв'язків з корпусом розгінного блоку. Вони закріплені на силовому шпангоуті нижнього основного паливного баку і на силовій рамі двигуна автоматично роз'ємними сполученнями (С на фіг. 2), з'єднаними з системою управління польотом розгінного блоку.

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

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

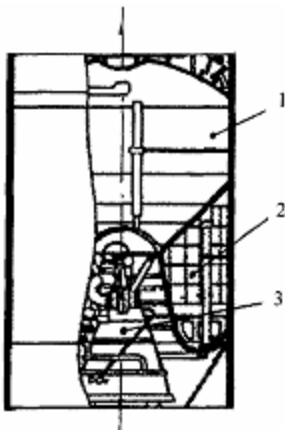
Відповідно до свого призначення основні і відділяемі паливні баки мають надійно забезпечити живлення двигуна компонентами палива. При цьому можуть бути застосовані автономні для кожного паливного баку або сумісні пристрої забору компонентів палива із баків і пневмогідролічні системи їх до насосів ТНА двигуна. Сумісні системи забору і подачі палива до насосів мають переваги перед повністю автономними, тому що до їх складу входить менша кількість вузлів, гідро блоків, підсистем та інше. Враховуючи це, основні і відділяемі баки з'єднані між собою гідролічною 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 відділяемих паливних баках виготовлено систему перекачування компонентів палива, яка діє в термін роботи двигуна, коли на паливні баки діє перевантаження від тяги двигуна.

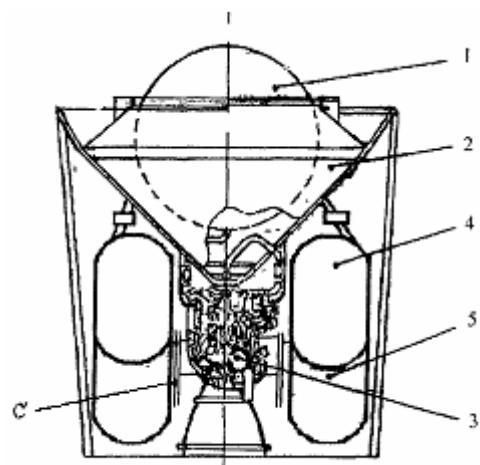
Таким чином, перевагою винаходу перед прототипом є підвищення балістичної ефективності двигунної установки при зберіганні функціональних можливостей двигуна, високих щільності компонування і габаритно-масових характеристик ДУ, яка забезпечує регулювання вектора тяги двигуна на всіх етапах його функціонування.

Список використаних джерел

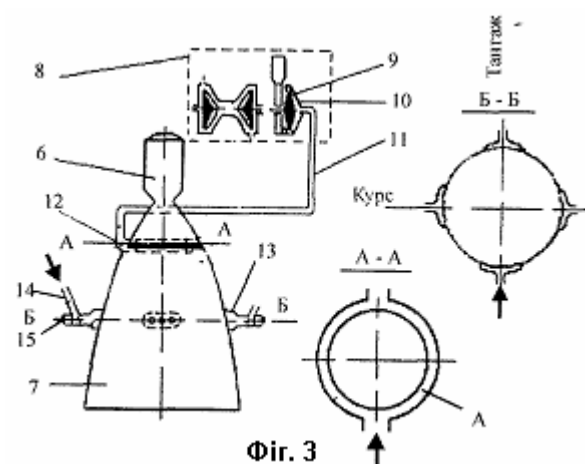
1. Ракети і космічні апарати конструкторського бюро "Південне". Під загальною редакцією С.М. Конюхова. - Дніпропетровськ: ООС "Колор Граф". - 000 РА "Тандем-У", 2001. - 240 с.
2. Назаренко В.Ф. Іванов І.І. - конструктор, вчений, організатор І їж. "Техническая механика". - 2003. - № 2. - С. 6-17.
3. Рідинна ракетна двигунна установка щільної компоновки з регульованим вектором тяги. Патент на винахід №71862 А. Україна. Бюл. №12. 2004 р..
4. Двигун РД861. Буклет ГKBЮ "Південне". - Дніпропетровськ, 1999.-2с.
5. Коваленко М.Д. Управління надзвуковими газовими потоками в реактивних соплах. - Київ: Наук, думка, 1992. - 208 с.
6. Конюхов С.М. Україна космічна. Задача - утриматися на високотехнологічній орбіті // Експо 2003, Індустрія України. - 2003. -№4(29). -С. 38-42.
7. Разгонный блок "Фрегат-СБ". Новости космонавтики. №4, 2000, С 24-29; и №12, 2000, С 58.



Фіг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3