



УКРАЇНА

(19) UA (11) 69765 (13) C2
(51) МПК

F02K 9/26 (2006.01)

F02K 9/32 (2006.01)

F02K 9/70 (2006.01)

F02K 9/95 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) РАКЕТНА РУШІЙНА УСТАНОВКА НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ

1

(21) 20031210897

(22) 01.12.2003

(24) 15.12.2006

(46) 15.12.2006, Бюл. № 12, 2006 р.

(72) Іванченко Анатолій Миколайович, Кукушкін
Володимир Іванович(73) Іванченко Анатолій Миколайович, Кукушкін
Володимир Іванович

(56) US 3205656, 1963

US 4047382, 1977

UA 48295, 2001

(57) 1. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі, яка містить паливний бак, систему подачі палива, камеру згоряння з регульованою фільтрою для подачі всередину камери палива, кільцева регульована щілина якої утворена сідлом

2

та заслінкою з приводом для її переміщення, а також теплові грати, розміщені всередині камери на виході з фільтри, яка **відрізняється** тим, що сідло фільтри виконане в центрі дна камери згоряння, заслінка фільтри розміщена всередині камери згоряння з можливістю осьового переміщення відносно дна, опирається на виконавчий елемент приводу, регульована щілина фільтри в осьовому перерізі має радіальний вхід, а всередині щілини розміщена пружна діафрагма, закріплена на вході в щілину.

2. Ракетна рушійна установка за п. 1, яка **відрізняється** тим, що теплові грати виконані в вигляді набору зігнутих пластин, розміщених вздовж осі камери, утворюючи криволінійні канали.

Винахід відноситься до ракетної техніки, відповідно до конструкцій регульованих ракетних рушійних установок на пастоподібному (желеподібному) паливі, і може бути використаний в космічній техніці як виконавчий елемент реактивної системи управління ракетних носіїв та космічних апаратів.

Ракетні рушійні установки на пастоподібному паливі при вирішенні деяких задач, завдяки більшій здатності пастоподібних палив, як неньютонівських рідин, до регулювання витрат та більшої їх об'ємної густини, можуть бути ефективнішими за рушійні установки інших типів.

Так, переведення на желеподібне паливо двокомпонентної ракетної рушійної установки з патенту США №3205656, яка була використана на посадочному модулі для м'якої посадки на поверхню Місяця по програмі "Apollo", підвищило її ефективність на 40% в тих випадках, коли обмежуючим фактором є її габарити.

Використання в цій установці двокомпонентного палива виключає проникнення полум'я з камери згоряння в систему подачі палива тому, що кожен

із компонентів палива не може горіти самостійно, а це підвищує надійність роботи рушійної установки. В той же час, використання багатокомпонентного палива ускладнює конструкцію рушійної установки, бо потребує окремого бака та системи подачі для кожного із компонентів.

Більш просту конструкцію має ракетна рушійна установка з примусовою подачею в камеру згоряння пастоподібного палива по патенту США №4047382, бо, завдяки використанню унітарного палива, потребує одного баку та одну систему подачі. Паливо в цій рушійній установці подається з баку всередину камери згоряння через регульовану фільтру, прохідний розтин якої в осьовому перерізі являє собою кільцеву щілину з різними кутами входу та виходу. Щілина утворена сідлом, виконаним на теплозахисній втулці корпусу камери згоряння, та рухомим дном камери, з'єднаним з приводом для його переміщення, яке виконує роль заслінки.

Як показали випробування такої рушійної установки їй властива низька економічність та нестійке згоряння палива, обумовлені тим, що пали-

(13) C2

(11) 69765

(19) UA

во поступає в камеру згоряння в вигляді кільцевої конусної півки, яка горить з обох боків і яка під дією турбулентних потоків газів обривається та незгорівшою виноситься ними з камери.

Найближчим по технічній суті до запропонованої рушійної установки є ракетна рушійна установка по патенту України №48295 від 15.08.2002р.

В цій ракетній рушійній установці в порівнянні з установкою по патенту США №4047382, з метою підвищення економічності та зменшення габаритів, поступаючи в камеру, паливо згоряє в контакт з розміщеними всередині камери тепловими ґратами, виконаними з теплопровідного та теплостійкого матеріалу і відомими як теплопровідний елемент. Теплові ґрати підвищують теплообмін між продуктами згоряння та паливом, що в багато разів збільшує швидкість згоряння, а це не допускає викиди палива з камери, покращує динамічні характеристики рушійної установки, а також дозволяє зменшити розміри камери згоряння.

Суттєвим недоліком цієї ракетної рушійної установки, як і всіх рушійних установок на унітарних паливах, є проникнення полум'я з камери згоряння в систему подачі палива що неминуче приводить до вибуху. Безліч випробувань установки показали, що на постійних режимах роботи при фіксованому положенні заслінки (дна) проникнення полум'я через фільтр повністю виключається тим, що в фільтрі організується такий режим течії палива при якому швидкість руху палива в кожній точці прохідного розтину на виході з регульованої щілини перевершує швидкість його згоряння. Але, як показали ці ж випробування, при зміні режиму роботи, коли заслінка змінює своє положення, полум'я іноді проникає через фільтр в систему подачі палива, що приводить до вибуху установки. Як виявилось, причиною проникнення полум'я через фільтр було те, що переміщувана приводом заслінка спрацьовувала як поршень, який при зачиненні фільтри витискує паливо з регульованої щілини в камеру згоряння та в систему подачі, а при відчиненні всмоктує в щілину з системи подачі паливо, а з камери згоряння полум'я. Більше того, при різкому відчиненні фільтри малоплинне пастоподібне паливо не встигає заповнити щілину і вона заповнюється полум'ям, яке більш плинне, а це призводить до проникнення полум'я в систему подачі і, як наслідок, до вибуху.

Цей недолік особливо підсилюється в разі використання регульованих фільтрів з відцентровою течією палива, так як в цьому разі регульована щілина фільтри являється дивергентною, тобто такою, у якій площа входу менша площі виходу, що гальмує заповнення щілини паливом і сприяє проникненню через неї полум'я в систему подачі.

Крім того, рушійна установка по патенту України №48295 потребує потужного приводу для переміщення рухомого дна навантаженого по всій поверхні перепадом тиску між баком та камерою згоряння.

Проникненню полум'я через фільтр можна запобігти шляхом підтримуванням в щілині тиску палива більшим тиску газів в камері згоряння, що виключить всмоктування полум'я в щілину, для чого необхідно виконати комплекс заходів:

відчиняти фільтр дією тиску палива на заслі-

нку, а зачиняти за допомогою привода;

площу входу в щілину виконати більшою ніж площа виходу з неї, тобто виконати щілину конвентною;

ізолювати паливо від полум'я в щілині в разі проникнення його в щілину.

Для зменшення зусилля переміщення заслінки фільтри, зменшити площу дії на неї тиску палива.

В основу винаходу поставлене завдання підвищити надійність роботи ракетної рушійної установки на унітарному пастоподібному паливі шляхом унеможливлення проникнення полум'я через фільтри; підвищити її динамічні характеристики шляхом покращення заповнення фільтри паливом; зменшити потужність приводу переміщення заслінки фільтри зменшенням площі дії на неї перепаду тиску на фільтрі при простому конструктивному виконанні установки.

В ракетній рушійній установці на пастоподібному паливі, яка містить паливний бак, систему подачі палива, камеру згоряння з регульованою фільтрою для подачі всередину камери палива, кільцева регульована щілина якої утворена сідлом та заслінкою з приводом для її переміщення, а також теплові ґрати, розміщені всередині камери на виході з фільтри, поставлене вище завдання досягається тим, що:

дно камери згоряння виконується нерухомим, а регульована щілина фільтри створюється сідлом, виконаним на дні камери, та заслінкою фільтри, яка розміщена всередині камери з можливістю осьового переміщення відносно її дна, що забезпечує відчинення фільтри дією на неї тиску палива, крім того це обумовлює зменшення площі дії на заслінку перепаду тиску, за рахунок чого зменшується зусилля переміщення заслінки, що дозволяє зменшити потужність приводу;

вхід до регульованої щілини фільтри в осьовому перерізі виконується радіальним, а вихід - під кутом до входу, що дозволяє регульовану щілину виконати з заданою конвентністю і, більше того, дозволяє перетворити дивергентну регульовану щілину відцентрової фільтри в конвентну, а це покращує заповнення щілини паливом, чим підвищується надійність роботи та динамічні характеристики рушійної установки;

всередині регульованої щілини розміщується пружна діафрагма з теплоізоляційного матеріалу, закріплена на вході в щілину, що при відчиненні фільтри завдяки пружності діафрагми регульована щілина спочатку відчиняється на вході і, збільшуючись, сягає виходу з фільтри, а це ізолює паливо від контакту з полум'ям в регульованій щілині, виключає заповнення її полум'ям, чим підвищується надійність роботи установки;

заслінка фільтри опирається на виконавчий елемент приводу для її переміщення, що дозволяє заслінці при різкому переміщенні виконавчого елемента приводу відставати від нього, а це унеможливує роботу заслінки як поршня, всмоктуючого полум'я всередину фільтри, що підвищує надійність роботи установки;

теплові ґрати, виконуються в вигляді набору зігнутих пластин, виконаних теплопровідного та теплостійкого матеріалу, розміщених вздовж осі камери та утворюючих криволінійні щілини, це

дозволяє узгодити напрямок руху палива з фільтром з напрямком його входу в теплові грати, а також спрощує конструкцію теплових ґрат.

На Фіг.1 приведені загальний вигляд рушійної установки на пастоподібному паливі з приводом для переміщення заслінки фільтри, на Фіг.2 - осьовий розтин (А) регульованої щілини фільтри; на Фіг.3 - розтин теплових ґрат (Б-Б) з зображенням каналів; на Фіг.4 - варіант рушійної установки з регульованою фільтрою як виконавчого елементу стабілізатора перепаду тиску прямої дії; на Фіг.5 - варіант рушійної установки з самовитісненням палива.

Запропонована конструкція ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі складається з паливного баку 1, системи подачі палива, камери згоряння 2 з регульованою відцентровою фільтрою, розміщеною всередині камери. В варіанті установки з подачею палива зовнішнім тиском система подачі палива включає в себе ємність 3 з газом під високим тиском та редукційний клапан 4. Прохідний отвір регульованої фільтри являє собою кільцеву щілину 5, утворену сидлом 6, виконаним на нерухомому дні камери згоряння, та рухомою заслінкою 7, яка оперта на виконавчий елемент 8 приводу 9 для її переміщення, а також на пружину 10 для утримання фільтри зачищеною в неробочому стані рушійної установки. Всередині регульованої щілини розміщена пружна діафрагма 11, закріплена на вході в щілину. На камеру згоряння установлений пусковий газогенератор 12, з'єднаний каналами з виходом фільтри. Навколо заслінки фільтри установлені теплові грати 13, виконані в вигляді набору зігнутих пластин 14, які утворюють криволінійні щілини 15 з радіальним входом. Порожнина камери згоряння газопроводом 16 через газорозподільники 17 з приводами їх переміщення 18 газовадами 19 з'єднана з соплами 20.

В варіанті рушійної установки з фільтрою, як виконавчого елементу регулятора прямої дії заслінка оперта тільки на пружину 10, яка в цьому разі виконує роль приводу заслінки.

Варіант рушійної установки з самовитісненням палива включає корпус 21, внутрішня порожнина якого диференційним поршнем 22 ділиться дві частини - паливний бак 23 та камеру згоряння 24. Розвантажувальний шток 25 диференційного поршня, через отвір в передньому дні корпусу виходить назовні.

Всередині камери згоряння розміщена заслінка 7, яка разом з сидлом 6, виконаному на диференційному поршні, створює регульовану кільцеву щілину 5. Заслінка опирається на пружину 10, розміщену в розвантажувальному штоку, і разом з нею створює стабілізатор перепаду тиску прямої дії.

Ракетна рушійна установка з подачею палива тиском газу від зовнішнього джерела запускається подачею газу з ємності 3 через редукційний клапан 4 в передню порожнину паливного баку 1. Тиск газу через діафрагму передається на розміщене в задній порожнині баку пастоподібне паливо, яке в свою чергу, тисне на заслінку фільтри 7, намагаючись її відчинити. При досягненні тиску палива перед щілиною заданої межі запалюється паливо

в пусковому газогенераторі 12, подається команда на привід для переміщення його виконавчого елементу (штоку) на відчинення фільтри. Під дією тиску палива заслінка 7 притискується до штоку привода і, долаючи зусилля пружини 10, рухається разом з штоком, відкриваючи фільтру. Паливо заповнює кільцеву щілину 5 і поступає до камери де зустрічається з продуктами згоряння пускового газогенератора 12, запалюється ними.

Під час роботи установки заслінка 7 рухається на відчинення фільтри під дією тиску палива в її щілині 5 (перепаду тиску на фільтрі), а на зачинення фільтри заслінка 7 переміщується дією на неї штоку привода. Перепадом тиску палива заслінка притискується до виконавчого елементу приводу і переміщується разом з ним, збільшуючи або зменшуючи ширину щілини 5, чим збільшується або зменшується витрата палива, а тим самим змінюється і тяга. В разі різкого переміщення виконавчого елемента 8 приводу 9 на збільшення тяги, коли швидкість руху заслінки з-за недостатньої швидкості заповнення щілини 5 паливом може відстати від швидкості руху виконавчого елемента приводу, завдяки тому, що заслінка 7 не з'єднана з виконавчим елементом приводу, а тільки опирається на нього, вона відстає від штоку, чим запобігається утворення в регульованій щілині 5 всмоктувального ефекту, а це виключає проникнення в щілину 5 фільтри полум'я, що підвищує надійність роботи рушійної установки.

Виконання входу в щілину радіальним, а виходу під кутом до входу забезпечує перевернення площі входу над площею виходу навіть в відцентровій фільтрі, що покращує заповнення щілини 5 паливом при її збільшенні, а це підвищує швидкість руху заслінки 7, і тим самим підвищує швидкість регулювання рушійної установки, підвищує її динамічні характеристики.

Продукти згоряння палива з камери 2 через газорозподільники по газовадам надходять до сопел і витікають з них, створюючи реактивну тягу. Обертанням виконавчих елементів газорозподільників за допомогою приводів змінюється прохідна площа їх каналів, що змінює витрати та розподіл газу між соплами 20, чим регулюється тяга рушійної установки та створюються управляючі (керуючі) зусилля.

Переміщенням заслінки 7 фільтри за допомогою приводу змінюються витрати палива і в камері згоряння тиск газу підтримується постійним незалежно від величини тяги установки.

В разі виконання фільтри як виконавчого елементу стабілізатора перепаду тиску прямої дії перепад тиску на фільтрі підтримується постійним незалежно від витрат палива, а при постійному тиску в паливному баці 1 тиск в камері згоряння підтримується також постійним незалежно від рівня тяги і кількості ввімкнених сопел 20.

Рушійна установка з самовитісненням палива запускається запаленням палива в пусковому газогенераторі. Продукти згоряння пускового газогенератора по каналу поступають на вхід фільтри і далі через теплові грати 13 надходять всередину камери згоряння 2 і підвищують в ній тиск. Тиск газів в камері згоряння 2 через диференційний поршень передається на паливо в співвідношенні:

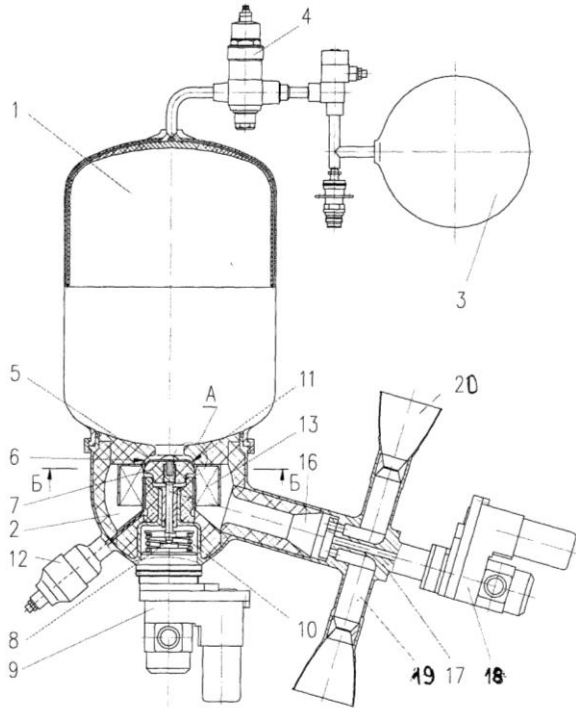
$$P_{\Pi} = P_{\kappa} F_{\Pi} / F_{\text{ш}},$$

Де P_{Π} , P_{κ} - тиски палива в баку та газів к камері згоряння відповідно;

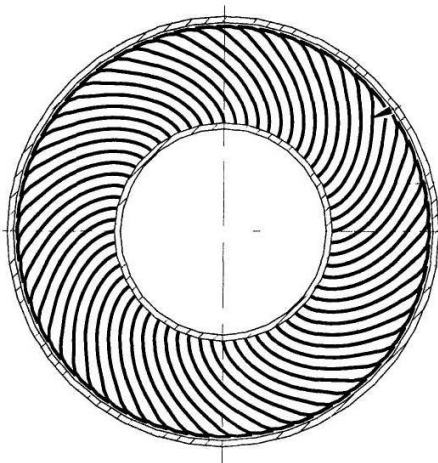
F_{Π} , $F_{\text{ш}}$ - площі поршня та штока відповідно.

Завдяки цьому тиск палива перевершує тиск газів в камері згоряння і паливо через фільтр надходить в камеру згоряння 2. На виході з філь-

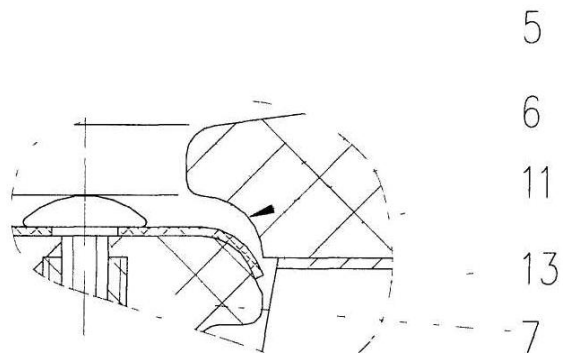
ери паливо зустрічається з продуктами згоряння пускового газогенератора і запалюється ними. При досягненні тиску в камері згоряння заданої величини він також підтримується постійним за допомогою стабілізатора перепаду тиску прямої дії не залежно від витрат палива.



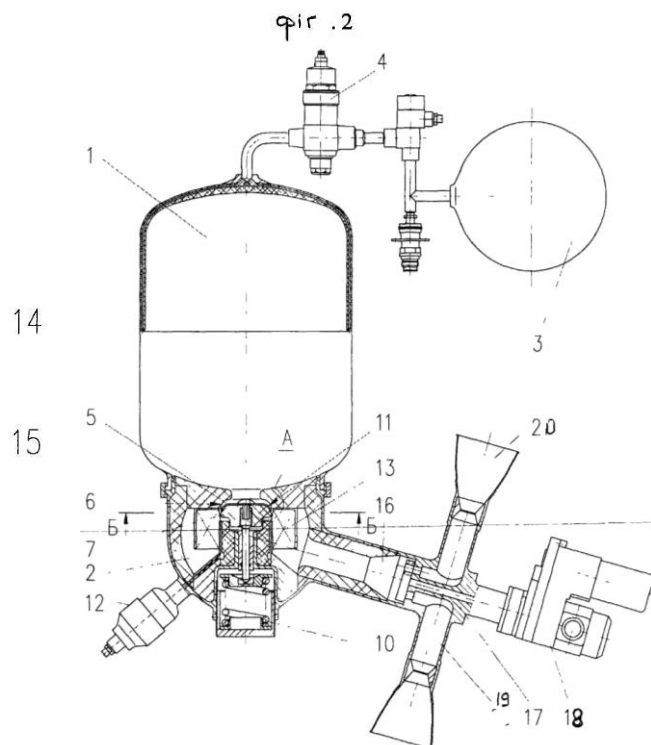
фиг. 1



фиг. 3



фиг. 2



фиг. 4

