



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 48295

(13) C2

(51) 6

F02K9/26, F02K9/32, F02K9/70, F02K9/95

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

(54) РАКЕТНА РУШІЙНА УСТАНОВКА НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ

1

2

(21) 99074320

(22) 27 07 1999

(24) 15 08 2002

(46) 15 08 2002, Бюл. № 8, 2002 р.

(72) Іванченко Анатолій Миколайович

(73) Державне конструкторське бюро "Південне"
ім. М.К. Янгеля

(56) US 4047382 13 09 1977

US 4836961 06 07 1989

US 4577542 25 03 1986

US 5755401 26 05 1998

(57) 1 Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі, яка включає в себе паливний бак, систему подачі палива, камеру згоряння з регульованою фільтрою для подачі в камеру палива, яка відрізняється тим, що в ній всередині камери згоряння на виході з фільтри установлені

грати, виготовлені з теплопровідного та теплостійкого матеріалу, а на камеру встановлено пусковий газогенератор, з'єднаний одним або декількома каналами з кільцевою порожниною, яка кільцевою щільною з'єднана з виходом фільтри

2 Ракетна рушійна установка по п. 1, яка відрізняється тим, що в ній канали теплових ґрат виконані криволінійними

3 Ракетна рушійна установка по п. 1, яка відрізняється тим, що в її камері згоряння кільцева щільна виконана тепловими ґратами та корпусом камери згоряння

4 Ракетна рушійна установка по п. 1, яка відрізняється тим, що в її камері згоряння канали, які з'єднують пусковий газогенератор з кільцевою порожниною, виконані з тангенціальним виходом

Гаданий винахід відноситься до ракетної техніки, відповідно до конструкцій регульованих ракетних рушійних установок з примусовою подачею в камеру згоряння палива і може бути використаний в космічній техніці для забезпечення маневрування космічних об'єктів

Відомі ракетні рушійні установки з подачею в камеру згоряння рідкого палива, яке являє собою високоплінну ньютонівську рідину, і яке подається в камеру через кавтуючий дросіль та регульовану форсунку, прохідний розтин якої виконаний в вигляді кільцевої щільності (дивіться, наприклад, ракетну рушійну установку посадочного модуля програми "Apollo" - патент США кл. 60-35в N3205656 або патент США кл. 60-35в N 3232049)

Така конструкція рушійної установки дозволяє отримати оперативне та неперервне регулювання тяги в діапазоні 1:19 (дивіться "Астронавтика і ракетодинаміка", 1985, N29, ВНТИ, Москва, стор. 23)

Недоліком таких рушійних установок є обмеженість діапазону регулювання тяги, обумовлена властивостями течії високоплінних ньютонівських рідин, якими являються рідкі палива та їх компоненти, а також складність конструкції, обумовлену застосуванням кавтуючого дроселя. Крім того,

отруйність рідких палив, ускладнює їх експлуатацію та примушує для забезпечення екологічної безпеки використовувати високогерметичні металеві баки, що, в свою чергу, обмежує тиск в камері згоряння при витісній системі подачі палива, а тим самим знижує економічність рушійної установки, або ускладнює її конструкцію в разі застосування насосної системи подачі

Відомий, також, регульований газогенератор по патенту США кл. 60-39 02 N3266247 з подачею набою твердого палива в камеру згоряння, яке згоряє в контакт з торцем теплопровідного елемента (штока), виконаного з теплопровідного та теплостійкого матеріалу, наприклад, молібденового сплаву

Недоліком ракетної рушійної установки на базі такого газогенератора є обмежений діапазон регулювання тяги, який не перевищує 1:10. Це пояснюється тим, що в ньому постійна (сталя) площа перерізу набою і регулювання витрат газу (регулювання тяги) можливе тільки за рахунок зміни швидкості подачі набою, яка не може бути меншою швидкості його згоряння, тоді як в рушійних установках на рідкому паливі регулювання витрат палива йде не тільки за рахунок зміни швидкості подачі палива (перепаду тиску), а ще й за рахунок

(13) C2

(11) 48295

(19) UA

зміни площі перерізу прохідного каналу регулятора витрат

Останнім часом увагу фахівців стали привертати рушійні установки з подачею в камеру згоряння пастоподібного палива. Ці рушійні установки мають більш просту конструкцію в порівнянні з рушійними установками на рідкому паливі, завдяки використанню монопалива, потребуючого один паливний бак та одну систему подачі на відміну від багатокomпонентного палива, яке потребує не менше двох баків та систем подачі для кожного компонента

Рушійні установки на пастоподібному паливі мають більший діапазон регулювання тяги, за рахунок більшої здатності пастоподібних палив до регулювання витрат. Крім того, завдяки малій плинності палива, в них можуть використовуватись пластикові баки, які витримують великий тиск при малій вазі. При використуванні на верхніх ступенях ракет ці рушійні установки можуть мати більш високі масовогабаритні характеристики ніж рушійні установки на рідких та твердих паливах

Витрати палива в рушійних установках на пастоподібному паливі при постійному перепаді на регулюючому елементі знаходиться в такій залежності від ходу регулюючого елемента

$$Q \approx Kh_x^{2+\frac{1}{n}}$$

в той час як в рушіїв на рідкому паливі - таку

$$Q = Kh_x$$

де Kh - стала,

h_x - хід регулюючого елемента,

n - індекс течії в реологічному законі Оствардта де Вілла (Для розроблених пастоподібних палив $n \approx 0,4$)

З відомих ракетних рушійних установок на пастоподібному паливі найбільш близьким згідно технічній суті до запропонованого рушія є ракетна рушійна установка з витісною подачею в камеру згоряння пастоподібного палива по патенту США №4047382, 1977р., в якому паливо подається з баку в камеру згоряння під тиском витісного твердопаливного газогенератора через регульовану фільтр-еру з кільцевою регульованою щільною, утвореною теплозахисною втулкою корпусу, розміщенню всередині камери, та рухомим дном, з'єднаним з кільцевим гідравлічним приводом для його переміщення. Крім того, в цій рушійній установці для першого та повторних запусків використовується гарячий газ витісного газогенератора, для чого останній з'єднаний з камерою згоряння через боковий отвір в корпусі камери

Як показали випробування дослідної рушійної установки такої конструкції, недоліком її є

ненадійний запуск в наслідок того, що під час запуску рушійної установки полум'я від газогенератора, поступаючи в камеру через боковий отвір, охоплює тільки частину поверхні, поступаючого в камеру палива,

обмежений діапазон регулювання тяги, обмежений тим, що на режимі максимальної тяги паливо поступає в середину камери згоряння з фільтр-ери в вигляді кільцевої конусної плівки, яка

горить з обох боків і яка, при збільшенні тяги (витрат палива), витягуючись в довжину, під дією турбулентних потоків газів обривається та незгорілою виноситься з камери, що приводить до неекономічного та нестійкого горіння,

з'єднання витісного газогенератора з камерою згоряння для запуску рушійної установки призводить до зайвих витрат витісного газу після запуску, або до ускладнення конструкції в разі установки між газогенератором та камерою клапана

В основу винаходу поставлене завдання розширити діапазон регулювання тяги ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі, покращити її динамічні характеристики, підвищенням швидкості згоряння палива шляхом розміщенням всередині камери згоряння теплових ґрат (теплопровідного елемента), та підвищити надійність запуску спрямуванням полум'я пускового газогенератора на всю поверхню, поступаючого з фільтр-ери всередину камери згоряння палива, при простому конструктивному виконанні

В ракетній рушійній установці з витісною подачею пастоподібного палива, яка включає в себе паливний бак з системою подачі палива, камеру згоряння з регульованою фільтр-ерою для подачі в камеру палива, та приводом переміщення регулюючого елемента фільтр-ери, поставлене вище завдання досягається тим, що

всередині камери згоряння на виході з фільтр-ери установлюються теплові ґрати (теплопровідний елемент), в вигляді фільтр-ерного блоку, виконаного з теплопровідного та теплостійкого матеріалу, що збільшує швидкість згоряння палива, чим підвищується верхня межа діапазону регулювання та покращуються динамічні характеристики рушійної установки, а також забезпечується повторний запуск її без додаткових засобів запалення,

прохідні канали теплових ґрат виконуються криволінійними, в наслідок чого паливо при течії через канал відцентровими силами притискується до стінок каналу, чим підвищується теплопідвід від ґрат до палива, а від того підвищується швидкість згоряння палива та верхній діапазон регулювання,

на камеру згоряння установлюється пусковий газогенератор для першого запуску, що спрощує конструкцію та підвищує економічність рушійної установки,

всередині камери біля виходу з фільтр-ери виконується кільцева порожнина, яка кільцевою щільною з'єднана з виходом з регульованої щільної фільтр-ери, а також одним або декількома каналами з тангенціальним виходом в згадану порожнину з'єднується з пусковим газогенератором, що забезпечує підпалювання палива по всій його поверхні при першому запуску, чим підвищується надійність першого запуску,

кільцева щільна, яка з'єднує кільцеву порожнину з виходом з фільтр-ери, утворюється тепловими ґратами та корпусом камери згоряння, що прискорює вихід рушійної установки на режим завдяки прогріву теплових ґрат газами пускового газогенератора. Запропонована конструкція ракетної рушійної установки відрізняється від прототипу ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі по патенту США №4047382, 1977р наявністю таких

суттєвих ознак

всередині камери згоряння між філь'єрою та виходом з камери установлені теплові ґрати виконані з теплопровідного та теплостійкого матеріалу, канали теплових ґрат виконані криволінійними, на камеру згоряння установлений пусковий газогенератор,

всередині камери згоряння виконана кільцева порожнина, яка кільцевою щільною з'єднана з виходом з регульованої щілини філь'єри, а також одним або декількома каналами з тангенціальним виходом в згадану порожнину з'єднується з пусковим газогенератором,

кільцева щілина, яка з'єднує кільцеву порожнину з виходом з філь'єри, утворюється тепловими ґратами та корпусом камери згоряння,

наявність цих відмінних ознак обумовлює відповідність запропонованого технічного рішення критерію "новизна"

Додаткова класифікація відмінних ознак запропонованого технічного рішення неможливе, так ж теплові ґрати, як теплообмінний пристрій, передаючий тепло від розпечених газів в реакційну зону горіння палива з метою збільшення його швидкості згоряння, відповідає класу МКВ F02K і поза межами цього класу не має технічного сенсу

На фіг 1 приведений загальний вигляд рушійної установки, та на фіг 2 - його розтин (А-А) по теплозахисній втулці, по тепловим ґратам, а також по каналам, які з'єднують кільцеву порожнину з газогенератором

Запропонована конструкція ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі складається з паливного баку 1, системи подачі палива, яка включає в себе витісний газогенератор 2 та регулятор тиску 3, камери згоряння 4 з регульованою філь'єрою, прохідний отвір якої являє собою кільцеву щілину 5, створену теплозахисною втулкою 6 корпусу камери та рухомим її дном 7, з'єднаним з приводом його переміщення 8

Всередині камери, між філь'єрою та виходом з камери установлені теплові ґрати 9 з теплопровідного та теплозахисного матеріалу, наприклад, молібденового сплаву з криволінійними каналами. Між тепловими ґратами та корпусом біля виходу з щілини філь'єри виконана порожнина 11,

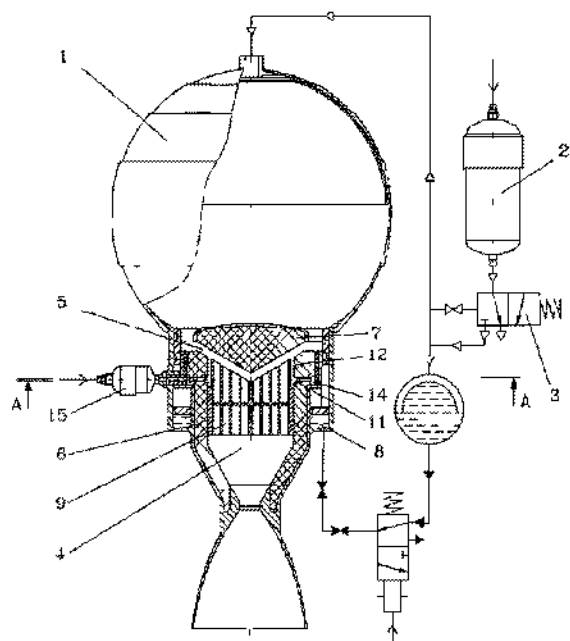
з'єднана кільцевою щільною 12 з виходом філь'єри, а тангенціальними каналами 13 через кільцевий колектор 14 з пусковим газогенератором 15

Ракетна рушійна установка запускається запаленням палива в витісному газогенераторі 2. Згенерований газ поступає в паливний бак 1 і через діафрагму тисне на пастоподібне паливо, яке в свою чергу тисне на дно камери згоряння 7. Тримає щілину філь'єри зачищеною. При досягненні тиску палива перед щілиною заданої межі запалюється паливо в пусковому газогенераторі 15 і подається команда на привід 8 переміщення регулюючого елемента філь'єри (дна камери згоряння) на її відкриття. Під дією тиску пастоподібне паливо починає поступати на теплові ґрати де зустрічається з газами пускового газогенератора. Гарячі гази пускового газогенератора, поступаючи через тангенціальні отвори в кільцеву щілину, розкручуються і рівномірно розподіляються по ній, що забезпечує рівномірне та повне омивання газами поверхні поступаючого в камеру згоряння через філь'єру пастоподібного палива, чим підвищується стабільність та надійність запуску рушійної установки. Запалене паливо поступає в канали теплових ґрат і горить в контакт з ними. Поверхня теплових ґрат, омиваючись гарячими газами, нагрівається ними і тепло по тепловим ґратам передається в зону контакту їх з пастоподібним паливом, чим прискорюються передполум'яні реакції в паливі, а тим самим і швидкість його згоряння.

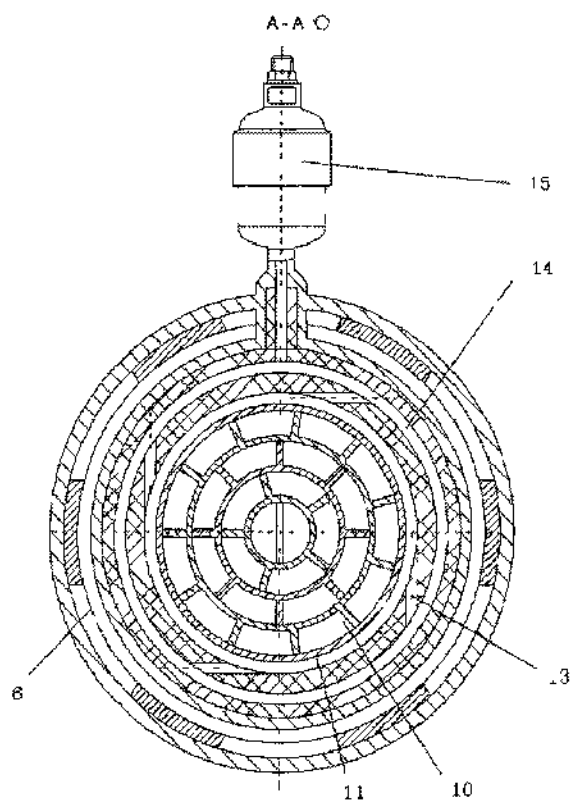
Криволінійність каналів теплових ґрат приводить до обертання палива, що відцентровими силами притискує його до стінок каналу, чим підвищується ефективність теплообміну, а тим самим збільшується швидкість згоряння палива.

При переміщенні регулюючого елемента філь'єри, змінюється прохідна площа кільцевої щілини, змінюється характер течії палива в щілині, що приводить до зміни витрат палива, а тим самим і до зміни тяги рушії. Істотно, при збільшенні прохідної площі філь'єри збільшується тяга рушійної установки і навпаки при зменшенні площі тяга зменшується.

Проведені випробування дослідної рушійної установки підтвердили ефективність запропонованих вище технічних рішень.



Фиг 1



Фиг 2

ДП «Український інститут промислової власності» (Укрпатент)
 вул. Сим'ї Хохлових, 15, м. Київ, 04119, Україна
 (044) 456 – 20 – 90

ТОВ «Міжнародний науковий комітет»
 вул. Артема, 77, м. Київ, 04050, Україна
 (044) 216 – 32 – 71