

**УКРАЇНА****(19) UA (11) 110148 (13) C2**
(51) МПК**F02K 9/44 (2006.01)****F02K 9/86 (2006.01)****F02K 1/17 (2006.01)****ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ****(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД**

(21) Номер заявки: а 2014 04261	(72) Винахідник(и): Коваленко Микола Дмитрович (UA), Золотько Олександр Євгенович (UA), Золотько Олена Василівна (UA), Стрельников Геннадій Опанасович (UA), Сироткіна Наталія Петрівна (UA)
(22) Дата подання заявки: 22.04.2014	(73) Власник(и): ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ І ДЕРЖАВНОГО КОСМІЧНОГО АГЕНТСТВА УКРАЇНИ, вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпропетровськ, 49005 (UA)
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід: 25.11.2015	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: DE 3427169 A1, 30.01.1986 US 422001 A, 02.09.1980 US 388419 A, 10.06.1975 US 3871173 A, 18.03.1975 US 3523422 A, 11.08.1970 RU 2382227 C1, 20.02.2010 WO 2007022771 A2, 01.03.2007
(41) Публікація відомостей про заявку: 10.07.2015, Бюл.№ 13	
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 25.11.2015, Бюл.№ 22	

(54) СПОСІБ ГЛИБОКОГО РЕГУЛЮВАННЯ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГУНА ТА РАКЕТНИЙ ДВИГУН З ГЛИБОКИМ РЕГУЛЮВАННЯМ ТЯГИ**(57) Реферат:**

Винахід належить до ракетно-космічної техніки і може бути використаний як маршовий двигун верхніх ступенів ракет-носіїв та розгінних блоків космічних апаратів з метою управління їх польотом.

Спосіб глибокого регулювання тяги ракетного двигуна включає зміну витрати продуктів згоряння палива за допомогою зміни площі критичного перерізу сопла переміщенням центрального тіла кільцевого сопла тарілчастого типу, що включає в процес регулювання тяги додаткове дозування витрат газу за рахунок детонаційного спалювання палива: на першому етапі регулювання тяги в межах 1-0,5 її максимального значення здійснюється за допомогою поздовжнього переміщення центрального тіла, а на другому - в межах 0,5-0 - за допомогою дозування витрати палива в детонаційному двигуні; необхідна точність тяги досягається регулюванням частоти періодичного ініціювання детонаційного процесу горіння в детонаційній камері згоряння.

Ракетний двигун з глибоким регулюванням тяги включає зовнішню кільцеву камеру згоряння дефлаграційного горіння палива з кільцевим соплом і центральним тілом тарілчастого типу зі змінюваною за допомогою поздовжнього переміщення центрального тіла площею критичного перерізу, в центральне тіло зовнішньої кільцевої камери вмонтовано детонаційну камеру з соплом Лавалю, зовнішня стінка якого є регулюючою кромкою центрального тіла кільцевого

UA 110148 C2

сопла, а детонаційна камера має паливні електромагнітні клапани, які регулюються, запальник і електронний блок для зміни частоти періодичного ініціювання процесу детонації. Підвищення точності регулювання дозволяє зменшити масу гарантованих запасів палива у баках літального апарата та підвищити точність виведення корисного навантаження на задану орбіту. Також спрощується конструкція і підвищується надійність двигуна.

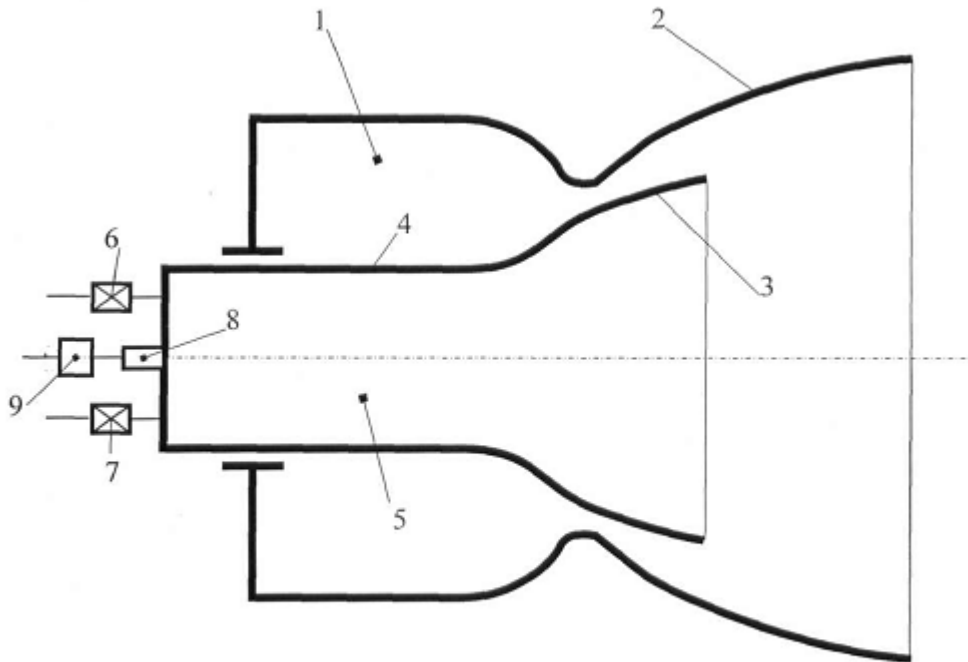


Fig. 1

Винахід належить до ракетно-космічної техніки і може бути використаний як маршовий двигун верхніх ступенів ракет-носіїв та розгінних блоків космічних апаратів з метою управління їх польотом.

В [1] на основі аналізу тенденцій розвитку двигунобудування в ракетно-космічній техніці показана перспективність застосування сопел з центральним тілом для двигунів з регульованим вектором тяги. В [2] розглянуті переваги й недоліки різних схем регульованих сопел і обґрунтована перевага так званого тарілчастого сопла з внутрішнім розширенням потоку, що витікає з камери згоряння (КЗ) двигуна.

Відомі з багатьох джерел, зокрема [3-7], способи і пристрої регулювання тяги двигуна в основному базуються на регулюванні площі критичного перерізу сопла двигуна. Так, в [3] представлені результати робіт фірми "Aerojet Space Propulsion" (США) по створенню ракетного двигуна твердого палива (РДТП) з регульованою тягою за допомогою голки (центрального тіла) в критичному перерізі сопла, при переміщенні якої змінюється площа критичного перерізу сопла. В [4] розглядаються різні способи регулювання тяги, у тому числі зміною площі критичного перерізу сопла. Фірмою "Thiokol Chemical" (США) розроблений РДТП з регулюванням тяги й вимиканням двигуна за допомогою рухливої голки, що регулює величину критичного перерізу сопла. У роботах співробітників фірми "Morton Thiokol" (США) розглядаються різні способи регулювання тяги РДТП і вказується, що найбільшу гнучкість забезпечує введення в сопло голки для зміни критичного перерізу й регулювання тим самим тиску в КЗ. В [5] представлена конструкція сопла ракетного двигуна з центральним тілом у критичному перерізі, положення якого регулюється чотирма гідроприводами. В [6] представлена конструкція сопла ракетного двигуна, у якій регулювання тяги здійснюється центральним тілом, що переміщається у поздовжньому напрямку.

Забезпечення високих характеристик ступенів ракет-носіїв є однією з важливих задач подальшого вдосконалення ракетно-космічної техніки. При цьому важливе значення має підвищення точності, ефективності і надійності системи управління величиною тяги двигуна, яка забезпечує кінцеві параметри активної траєкторії руху ракети. Підвищення ступеня й точності регулювання величини тяги двигуна дозволяє підвищити габаритно-масові характеристики керованих ступенів ракети [1]. Підвищення надійності системи управління величиною тяги підвищує надійність двигуна в цілому.

Загальним недоліком перелічених аналогів регульованого ракетного двигуна, зазначених в [3-6], є малий ступінь дроселювання тяги й низька точність її регулювання при малих значеннях тяги.

Найбільш близьким аналогом способу, що заявляється, вибраним за прототип, є спосіб глибокого регулювання тяги ракетного двигуна, описаний в патенті на винахід № 3871173 [7].

В зазначеному двигуні зміна витрати компонентів палива відбувається одночасно зі зміною площі критичного перерізу сопла. Зменшення витрати палива здійснюється переміщенням дроселюючого поршня, а зменшення площі критичного перерізу сопла відбувається за рахунок ходу тарілчастого центрального тіла. Тяга двигуна може змінюватися від нуля до максимального значення. Відсічення двигуна відбувається при повному закритті дозуючих щілин форсункової головки. Переміщення центрального тіла підбирається так, щоб при зменшенні витрати палива пропорційно зменшувався прохідний критичний переріз сопла, чим підтримується постійним тиск у КЗ.

До загальних істотних ознак прототипу і нового способу, що заявляється, відноситься зміна витрати продуктів згоряння палива за допомогою зміни площі критичного перерізу сопла переміщенням центрального тіла кільцевого сопла тарілчастого типу.

Недоліком способу прототипу є низька точність регулювання при малих значеннях тяги.

В основу винаходу поставлена задача підвищення точності регулювання тяги практично без обмеження її нижнього рівня.

Поставлена задача досягається включенням в процес регулювання тяги додаткового дозування витрат газу за рахунок детонаційного спалювання палива. При цьому на першому етапі регулювання тяги в межах 1-0,5 її максимального значення здійснюється за допомогою поздовжнього переміщення центрального тіла, а на другому (в межах 0,5-0) - за допомогою дозування витрати палива в детонаційному двигуні. Необхідна точність тяги досягається регулюванням частоти періодичного ініціювання детонаційного процесу горіння в детонаційній камері згоряння.

Працюючи, камери згоряння забезпечують тягу ракетного двигуна. Дроселювання тяги здійснюється спочатку (в діапазоні 1-0,5 від максимальної тяги) поздовжнім переміщенням вліво (креслення) штока з центральним тілом до повного перекриття критичного перерізу між соплом і центральним тілом. В діапазоні 0,5-0 регулювання тяги здійснюється зміною витрати палива в

детонаційному двигуні (який розміщено в штоку) за допомогою регульованих електромагнітних клапанів (пального і окислювача).

Найбільш близьким аналогом пристрою, що заявляється, є відомий ракетний двигун [7] з дросельованою форсунковою головкою КЗ, у якому використовується рухливе центральне тіло тарілчастого типу.

До загальних істотних ознак двигуна-прототипу та двигуна, що заявляється, з застосуванням новим способом глибокого регулювання тяги відноситься зовнішня кільцева КЗ дефлаграційного горіння палива з кільцевим соплом і центральним тілом тарілчастого типу зі змінюваною за допомогою позовжнього переміщення центрального тіла площею критичного перерізу.

Недоліками пристрою прототипу є складність системи регулювання подачі палива, недостатня надійність КЗ.

В основу винаходу поставлена задача спрощення конструкції й підвищення надійності двигуна у всьому діапазоні регулювання тяги.

Поставлена задача досягається тим, що в центральне тіло зовнішньої кільцевої камери вмонтовано детонаційну камеру з соплом Лавалю, зовнішня стінка якого є регулюючою кромкою центрального тіла кільцевого сопла, а детонаційна камера має паливні електромагнітні клапани, які регулюються, запальник і електронний блок для зміни частоти періодичного ініціювання процесу детонації.

Суть запропонованого винаходу пояснюється кресленням. Новий ракетний двигун з глибоким регулюванням тяги складається з зовнішньої кільцевої камери згорання (1) з дефлаграційним горінням палива, кільцевого сопла (2) з центральним тілом (3) у вигляді сопла Лавалю, в штоку (4) якого розміщено КЗ (5) з детонаційним горінням палива; зовнішня стінка сопла Лавалю (3) є регулюючою кромкою центрального тіла кільцевого сопла (2), а детонаційна камера згорання (5) має регульовані паливні електромагнітні клапани (6, 7), запальник (8) і електронний блок (9) для зміни частоти періодичного ініціювання процесу детонації.

Пристрій працює таким чином.

Після запуску на номінальному (середньому) режимі працюють зовнішня кільцева КЗ (1) і детонаційна КЗ (5). При цьому центральне тіло (3) знаходиться відносно кільцевого сопла (2) в такому положенні, що критичний переріз між ними забезпечує номінальне значення тяги. Збільшення тяги забезпечується переміщенням вправо (креслення) штоку (4) з одночасним збільшенням витрат палива в зовнішній кільцевій КЗ (1) і детонаційній КЗ (5) регульованими клапанами (6) і (7). Зменшення тяги здійснюється переміщенням вліво штоку (4) з одночасним зменшенням витрат палива в зовнішній кільцевій КЗ (1) і детонаційній КЗ (5). Зміна частоти детонаційного процесу в детонаційній КЗ (5) здійснюється зміною частоти імпульсів в електронному блоці (9). Застосування центрального тіла (3) у вигляді сопла Лавалю, з'єднаного з детонаційною КЗ (5), у поєднанні з кільцевим соплом великої витрати (2), призводить до виникнення ефекту синергізму, який полягає в тому, що потік продуктів детонації з сопла Лавалю (центрального тіла (3)) прискорює потік продуктів згорання через кільцеве сопло (2). Це збільшує питомий імпульс тяги двигуна, а також дозволяє підвищувати частоту періодичного ініціювання процесу детонації в детонаційній КЗ (5) за рахунок скорочення часу її звільнення від залишків продуктів детонації перед початком наступного циклу в результаті ежекції потоком з кільцевого сопла (2), що додатково підвищує точність регулювання тяги двигуна при малих значеннях тяги.

Таким чином, перевагою даного винаходу перед прототипом є підвищення точності регулювання тяги двигуна за рахунок застосування додаткового регулюючого фактору. Якщо у прототипі для регулювання тяги двигуна використовується тільки один регулюючий фактор - геометричний, то у запропонованому пристрої додатково застосовано ще один фактор - частотний, пов'язаний зі зміною частоти пульсацій тиску у КЗ. Причому частотне регулювання порівняно з геометричним має цифрову точність. Підвищення точності регулювання дозволяє зменшити масу гарантованих запасів палива у баках літального апарата та підвищити точність виведення корисного навантаження на задану орбіту. Також спрощується конструкція і підвищується надійність двигуна.

Джерела інформації:

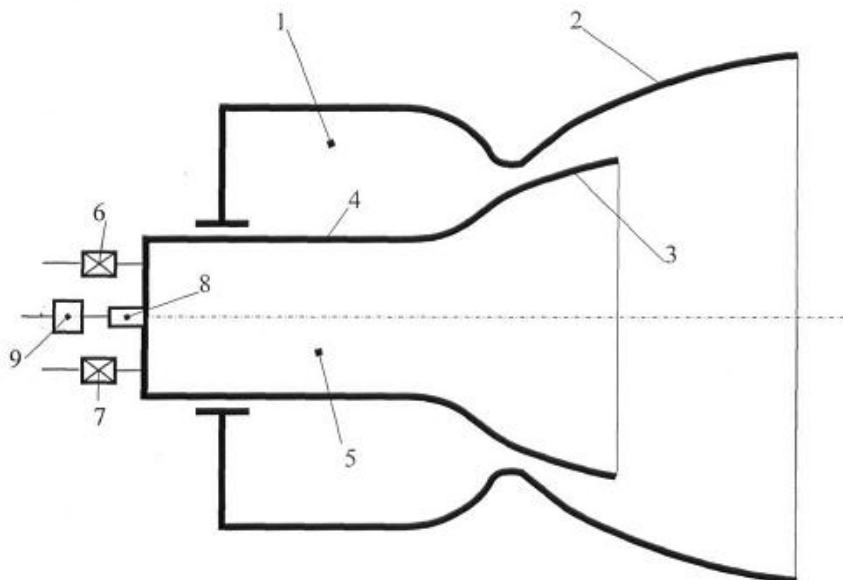
1 Коваленко Н.Д. Некоторые тенденции развития двигателестроения в ракетно-космической технике / Н.Д. Коваленко, Г.А. Стрельников // Материали XII міжнародного конгресса двигателестроїтелів: Авіаційно-космічна техніка. - Харків: ХАІ, 2007. - № 7 (43). - С. 67-71.

2 Газодинаміка сверхзвуковых укороченных сопел / Н.Д. Коваленко, Г.А. Стрельников, Ю.В. Гора, Л.З. Гребенюк. - Київ: Наукова думка, 1993. - 224 с.

- 3 РДТТ с перулируемой тяги / S.Sato, A. Matsuo // Aviation Week and Space Technology. - 1972. - Vol. 97. - P. 39.
- 4 Controlling the thrust of rocket engines / Zarin Neil A. // Space World. - 1971. - Vol. 11. - P. 30.
- 5 Патент на винахід 3888419 США, МПК В63Н 11/10. Spike nozzle for rockets / Mc Cullough Edward E, Anderson E Eugene; заявник THIOKOL CORP. - 19710179790; заявл. 13.09.71; опубл. 10.06.75.
- 6 Saylis D.C. РДТТ с управляемым по модулю и направлению вектором тяги / D.C. Saylis, C.T. Levinsky // ВРТ. - 1972. - № 10. - С. 27-31.
- 7 Патент на винахід 3871173 США, МПК F02К 9/02. Constant chamber pressure throttling injector / Mc Kenna Ronald F; заявник US NAVY. - 19700024897; заявл. 24.03.70; опубл. 18.03.75.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Спосіб глибокого регулювання тяги ракетного двигуна, який включає зміну витрати продуктів згоряння палива за допомогою зміни площі критичного перерізу сопла переміщенням центрального тіла кільцевого сопла тарілчастого типу, який **відрізняється** тим, що включає додаткове дозування витрат газу за рахунок детонаційного спалювання палива: на першому етапі регулювання тяги в межах 1-0,5 її максимального значення здійснюють за допомогою поздовжнього переміщення центрального тіла, а на другому - в межах 0,5-0 - за допомогою дозування витрати палива в детонаційному двигуні, а необхідну точність тяги досягають регулюванням частоти періодичного ініціювання детонаційного процесу горіння в детонаційній камері згоряння.
2. Ракетний двигун з глибоким регулюванням тяги, що включає зовнішню кільцеву камеру згоряння дефлаграційного горіння палива з кільцевим соплом і центральним тілом тарілчастого типу зі змінюваною за допомогою поздовжнього переміщення центрального тіла площею критичного перерізу, який **відрізняється** тим, що в центральне тіло зовнішньої кільцевої камери вмонтовано детонаційну камеру з соплом Лавалю, зовнішня стінка якого є регулюючою кромкою центрального тіла кільцевого сопла, а детонаційна камера має паливні електромагнітні клапани, які регулюються, запальник і електронний блок для зміни частоти періодичного ініціювання процесу детонації.



Комп'ютерна верстка Д. Шеверун

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Василя Липківського, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут інтелектуальної власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601