



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 102948

(13) C2

(51) МПК

F02K 9/70 (2006.01)

F02K 9/94 (2006.01)

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ**(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД**

(21) Номер заявки: а 2012 08101

(22) Дата подання заявки: 02.07.2012

(24) Дата, з якої є чинними
права на винахід: 27.08.2013(41) Публікація відомостей
про заявку: 11.03.2013, Бюл.№ 5(46) Публікація відомостей
про видачу патенту: 27.08.2013, Бюл.№ 16

(72) Винахідник(и):

Коваленко Микола Дмитрович (UA),
Кіріченко Олександр Олегович (UA)

(73) Власник(и):

ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ
НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ
І НАЦІОНАЛЬНОГО КОСМІЧНОГО
АГЕНТСТВА УКРАЇНИ,
вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпропетровськ-
5, 49005 (UA)(56) Перелік документів, взятих до уваги
експертизою:

RU 2293866 C2; 20.02.2007

UA 79524 C2; 25.06.2007

UA 94560 C2; 10.05.2011

GB 1005886 A; 29.09.1965

GB 1147659 A; 02.04.1969

UA 57488 U; 25.02.2011

US 3138929 A; 30.06.1964

US 3258917 A; 05.07.1966

(54) РАКЕТНА ДВИГУННА УСТАНОВКА НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ З ДЕТОНАЦІЙНОЮ ШВИДКІСТЮ СПАЛЮВАННЯ ПАЛИВА**(57) Реферат:**

Запропонована ракетна двигунна установка на пастоподібному паливі з детонаційною швидкістю спалювання палива, що містить в собі камеру детонаційного згоряння палива, витисну систему подавання його до камери згоряння через постачально-розподільну головку, яка виготовлена у вигляді стільникової конструкції з системою імпульсного подавання порцій палива, систему послідовного ініціювання детонації порцій палива, надзвукове сопло для організації потоку продуктів згоряння, систему багаторазового запуску та виключення двигуна. У корпусі постачально-розподільної головки виготовлено щонайменше один отвір з щонайменше одним впускним паливним каналом, який відкривається безпосередньо у порожнину отвору, та поступально-зворотний механізм подавання порцій пастоподібного палива до камери згоряння.

UA 102948 C2

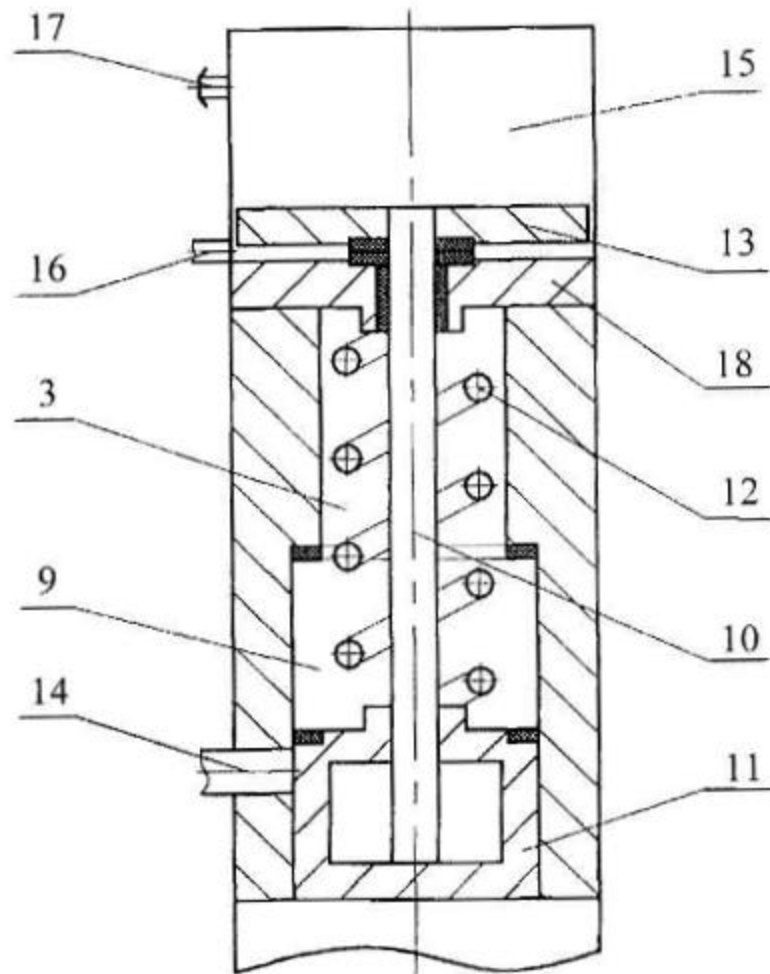


Fig. 2

Винахід належить до ракетно-космічної техніки і може бути використаний як двигунна установка верхніх ступенів ракет, розгінних блоків та космічних апаратів.

Відомі ракетні двигунні установки на пастоподібному паливі (далі -РДУПП), зокрема [1-4], які в залежності від призначення відрізняються між собою складом, конструктивно-

компонувальними схемами, режимами роботи та характером процесу спалювання палива, в тому числі відомі РДУПП з детонаційною швидкістю спалювання палива.

Найбільш близьким аналогом (прототипом винаходу) вибрано ракетну двигунну установку на пастоподібному паливі, описану в [4].

До загальних істотних ознак прототипу та двигунної установки, що заявляється, ставиться те, що вона заправлена пастоподібним паливом і містить в собі камеру детонаційного згоряння палива, витисну систему подавання його до камери згоряння через постачально-розподільну головку, яка виготовлена у вигляді стільникової конструкції з системою імпульсного подавання порцій палива, систему послідовного ініціювання детонації порцій палива, надзвукове сопло для організації потоку продуктів згоряння, систему багаторазового запуску та виключення двигуна.

Недоліком двигунної установки-прототипу є те, що вона має недосконалу конструкцію постачально-розподільної головки з системою імпульсного подавання та послідовного ініціювання детонації порцій пастоподібного палива, що надходять до камери згоряння.

В основу винаходу поставлено задачу удосконалення двигунної установки за рахунок використання нових технічних рішень щодо механізму подавання та ініціювання порцій палива.

Поставлена задача вирішується тим, що використовуються нижче подані варіанти конструкції постачально-розподільної головки:

з метою покращення функціональних можливостей двигуна у корпусі постачально-розподільної головки виготовлено щонайменше один отвір з щонайменше одним впускним паливним каналом, який відкривається безпосередньо у порожнину отвору, та поступально-зворотним механізмом подавання порцій пастоподібного палива до камери згоряння.

Суть винаходу пояснюється кресленнями. На Фіг. 1, 2 зображено ракетну двигунну установку з детонаційною швидкістю спалювання палива, яка має камеру детонаційного згоряння палива 1, постачально-розподільну головку 2 з отворами 3 (розріз А-А), систему послідовного ініціювання детонації порцій палива 4, надзвукове сопло 5, бак з пастоподібним паливом 6, витисну систему подавання пастоподібного палива 7 до камери згоряння та поступально-зворотні механізми 8 (розріз А-А), які розташовані у отворах 3 постачально-розподільної головки 2.

На Фіг. 2 показано конструкцію поступально-зворотного механізму 8, який складається з повздовжнього паза 9, що виконаний в отворі 3 постачально-розподільної головки, штока 10, на якому встановлені основний поршень 11, пружина 12 та додатковий поршень 13, впускного паливного каналу 14, камери запуску 15 з додатковими трубопроводами 16 та 17 та стінкою 18. Трубопровід 16 відбирає частину тиску від витискної системи подавання пастоподібного палива 7 (Фіг. 1) та подає його до камери запуску 15, завдяки чому відбувається запуск двигуна; трубопровід 17 забезпечує вихід надлишкового тиску з камери запуску.

Поступально-зворотний механізм розташовано у постачально-розподільній головці таким чином, що поршні 11 та 13 з'єднані між собою штоком 10, що проходить крізь стінку 18, при цьому основний поршень 11 з пружиною 12 рухається у межах повздовжнього паза 9 з одного боку стінки 18, а додатковий поршень 13 знаходиться з іншого боку стінки 18 безпосередньо в камері запуску 15. У початковому положенні основний поршень 11 розміщений в бік камери згоряння і встановлений урівень з торцем корпусу постачально-розподільної головки, перекриваючи при цьому впускний паливний канал 14, відповідно, з протилежного торця корпусу постачально-розподільної головки знаходиться камера запуску 15.

Запуск двигунної установки відбувається наступним чином. Вмикається витискна система подавання пастоподібного палива 7 (Фіг. 1), по трубопроводу 16 подається тиск до камери запуску 15 (Фіг. 2), додатковий поршень 13 починає переміщуватись в бік камери запуску разом зі штоком 10 та основним поршнем 11. Основний поршень 11 рухається у межах повздовжнього паза 9 з початкового положення в бік камери запуску, стискає пружину 12 та відкриває впускний паливний канал 14, через який в цей час під тиском витискної системи подавання палива 7 у вільну зону, що утворюється під час його відсутності, потрапляє пастоподібне паливо. Як тільки додатковий поршень 13 пройде отвір трубопроводу 17, подавання тиску через трубопровід 16 автоматично припиняється, надлишковий тиск виходить через трубопровід 17. Після падіння тиску в камері запуску 15 пружина 12, випрямляючись, повертає основний поршень 11 в початкове положення, завдяки чому він виштовхує собою з вільної зони до камери згоряння порцію палива, що встигла утворитися, та перекриває впускний паливний канал 14, перериваючи подальше потрапляння палива до камери згоряння. Вмикається система

послідовного ініціювання детонації порцій палива 4, відбувається запуск двигуна. Після ініціювання першої порції пастоподібного палива двигунна установка починає працювати в автоматичному режимі: під дією сил тиску від детонаційної хвилі з камери згоряння (тиск у камеру запуску при цьому не подається) основний поршень рухається у межах повздовжнього паза з початкового положення в бік камери запуску, стискає пружину та відкриває впускний паливний канал, у вільну зону потрапляє пастоподібне паливо. Після спаду тиску в камері згоряння (за детонаційною хвилею) пружина випрямляється і основний поршень рухається у бік камери згоряння, виштовхуючи собою з вільної зони наступну порцію палива, та перекриває впускний паливний канал, займаючи своє початкове положення. В цей момент часу відбувається ініціювання детонації порції палива та процес повторюється знову.

Для виключення двигуна достатньо вимкнути витисну систему подавання пастоподібного палива 7 до камери згоряння, завдяки чому припиняється подавання палива через впускний паливний канал 14.

Таким чином, перевагами приведенного винаходу є підвищення конструктивних та функціональних характеристик двигунної установки.

Список використаних джерел:

1. Кукушкин В.И. Состояние и перспективы разработки РДТТ/ В.И. Кукушкин// AIAA Pap.-1992. - № 3872. - С. 9.

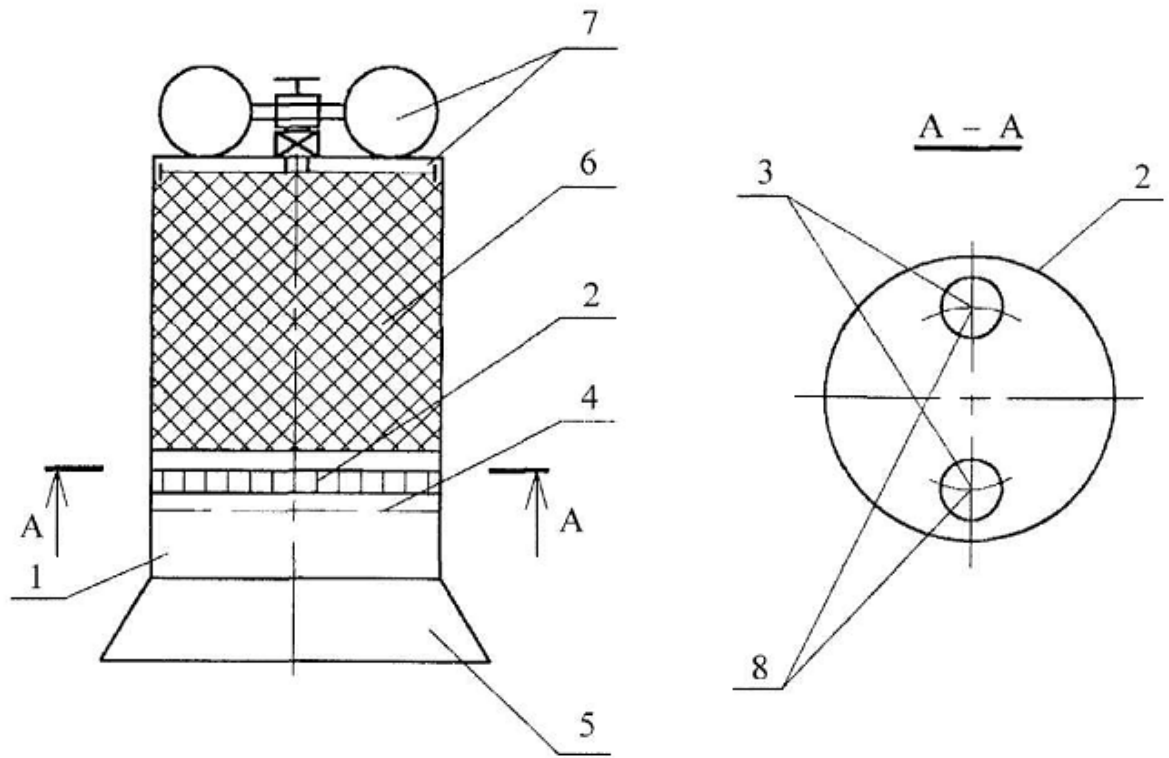
2. Бондаренко С.Г. Особенности отработки высотных ракетных двигательных установок пастообразного топлива с регулируемым вектором тяги/ С.Е. Бондаренко, Н.Д. Коваленко// Авиационно-космическая техника и технология. - Харьков: ХАИ, 2010. - С. 84-90.

3. Иванченко А.Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе/ А.Н. Иванченко, С.Е. Бондаренко// Проблемы высокотемпературной техники. - Днепропетровск: РИО ДНУ, 2008. - С. 40-50.

4. Пат. на винахід 94560 Україна, МПК E02K 7/00, E02K 9/70, F02K 9/94. Ракетна двигунна установка на пастоподібному паливі з детонаційною швидкістю спалювання палива/ Коваленко М.Д., Кіріченко О.О.; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ.- 201010868; заявл. 09.09.2010, опубл. 10.05.2011.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

Ракетна двигунна установка на пастоподібному паливі з детонаційною швидкістю спалювання палива, що містить в собі камеру детонаційного згоряння палива, витисну систему подавання його до камери згоряння через постачально-розподільну головку, яка виготовлена у вигляді стільникової конструкції з системою імпульсного подавання порцій палива, систему послідовного ініціювання детонації порцій палива, надзвукове сопло для організації потоку продуктів згоряння, систему багаторазового запуску та виключення двигуна, яка **відрізняється** тим, що у корпусі постачально-розподільної головки виготовлено щонайменше один отвір з щонайменше одним впускним паливним каналом, який відкривається безпосередньо у порожнину отвору, та поступально-зворотний механізм подавання порцій пастоподібного палива до камери згоряння.



Фиг. 1

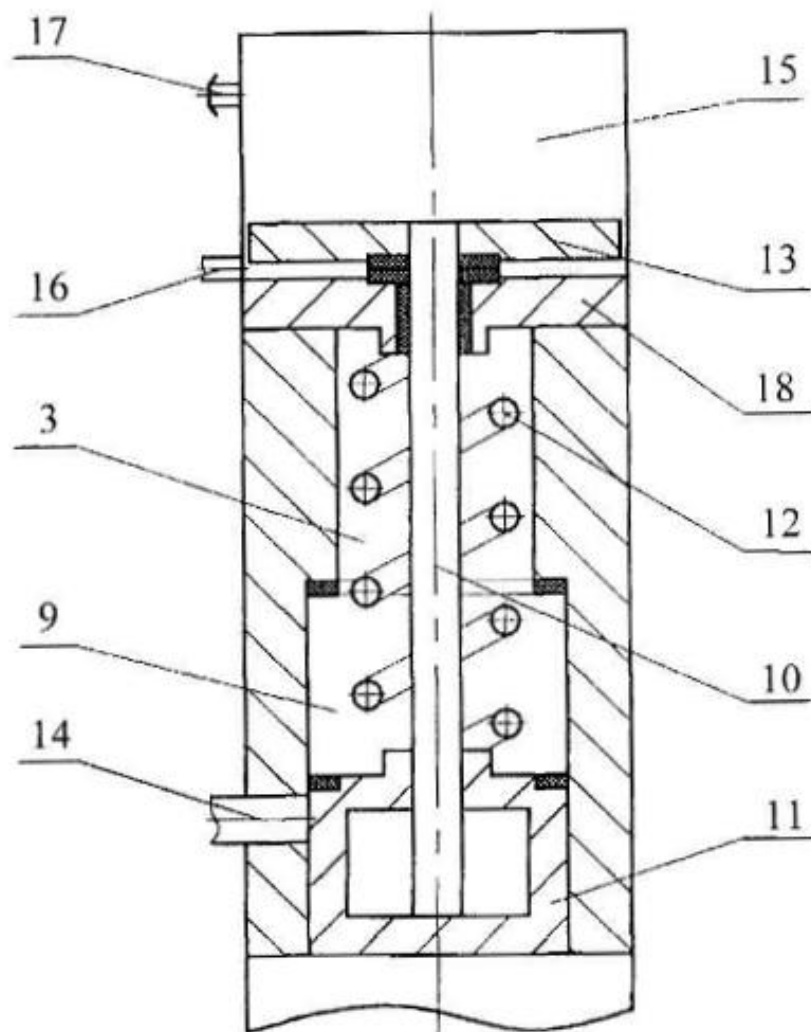


Fig. 2

Комп'ютерна верстка Л. Литвиненко

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

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