УКРАЇНА (19) UA (11) 111996 (13) C2

(51) МПК (2016.01)
F02K 9/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(21) Номер заявки: a 2014 10645
(22) Дата подання заявки: 29.09.2014
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід: 11.07.2016
(41) Публікація відомостей про заявку: 11.04.2016, Бюл.№ 7
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 11.07.2016, Бюл.№ 13

(72) Винахідник(и):
Коваленко Микола Дмитрович (UA),
Василів Степан Степанович (UA)

(73) Власник(и):
ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ І ДЕРЖАВНОГО КОСМІЧНОГО АГЕНТСТВА УКРАЇНИ,
вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпропетровськ, 49005 (UA)

(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:
Shank Jason C. Development and testing of a rotating detonation engine run on hydrogen and air: thesis, presented to the Faculty Department of Aeronautics and Astronautics Graduate School of Engineering and Management Air Force Institute of Technology Air University Air Education and Training Command In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science in Aeronautical Engineering /Jason C Shank. - US AF, 2012. – С.17-21
CN 101776027 A, 14.07.2010
CN 201843701 U, 25.05.2011
GB 1159631 A, 30.07.1969
RU 2443893 C1, 27.02.2012
US 5797260 A, 25.08.1998
US 5901550 A, 11.05.1999

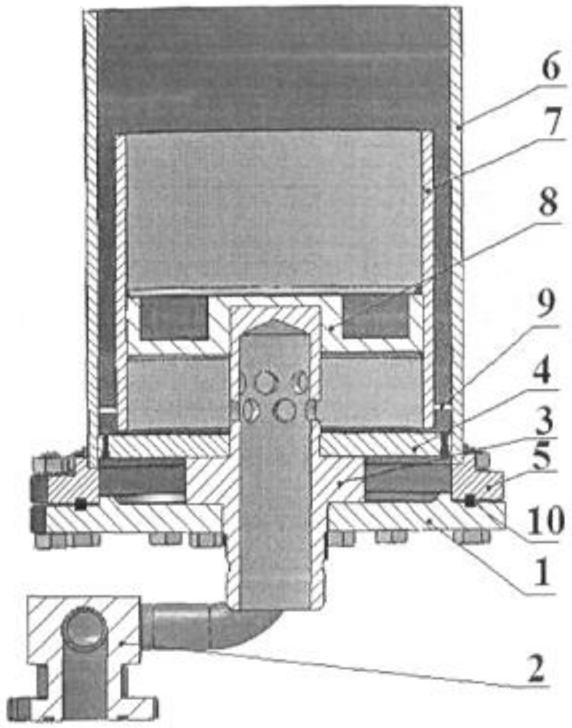
(54) ДЕТОНАЦІЙНИЙ РІДИННИЙ РАКЕТНИЙ ДВИГУН

(57) Реферат:

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, більш конкретно до конструкцій ракетних двигунів з детонаційним горінням палива. Детонаційний рідинний ракетний двигун містить кільцеву камеру детонаційного згорання газифікованих пального і окислюючого компонентів у обертальній (спіновій) детонаційній хвилі, систему ініціювання обертальної детонаційної хвилі, кільцеву форсункову головку подачі газифікованих компонентів палива в камеру згорання через форсункові пристрої, з'єднані з газовими колекторами пального і окислювача з вхідними патрубками, до яких надходять компоненти палива від системи подачі двигуна, кільцеве сопло камери, що створює реактивну тягу. Кільцева детонаційна камера згорання оснащена кільцевою форкамерою із засобами нерозповсюдження детонаційного горіння в порожнину форкамери. Колектори подачі компонентів палива до форсунок розміщені всередині центрального тіла кільцевої детонаційної камери згорання, і виготовлені у вигляді збірної конструкції з надійно розділеними порожнинами. Колектори подачі компонентів палива до форсункової головки виготовлено як зварну конструкцію розподілювача, що має форму тіла обертання з центральним вхідним каналом для окислювача, а бокові поверхні слугують стінкою

UA 111996 C2

порожнини пального. Винахід дозволяє підвищити стабільність робочого процесу спалювання палива.



Фіг. 1

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, більш конкретно до конструкцій ракетних двигунів з детонаційним горінням палива і може бути використаний в об'єктах ракетно-космічної та іншої техніки.

В [1] висвітлено ідею використання детонаційного горіння з метою підвищення енергетичних, масово-габаритних та експлуатаційних характеристик теплових двигунів. Особливістю такого горіння є виділення енергії палива при надзвичайно високому тиску, температурі і швидкості, що здійснюється в детонаційній хвилі [2]. Це дозволяє підвищити термодинамічні характеристики процесів двигуна, відкриває перспективи зменшення маси і габаритів конструкції. Розробка двигунів з таким процесом горіння палива інтенсивно розвивається в авіаційній та інших галузях техніки. Більшість результатів отримано в останні роки по проблемах створення імпульсних авіаційних і ракетних двигунів [3]. Американські вчені розробляли імпульсні детонаційні двигуни для роботи в щільних атмосферах планет гігантів і Венери, а також для точних керуючих імпульсів для космічних маневрів літальних апаратів [4, 5]. Однак більш цікавим є отримання горіння в безперервній спіновій (обертальній) детонаційній хвилі.

Відомі зразки експериментальних двигунів на газифікованих компонентах палива, в яких вдалося отримати процес горіння в детонаційній спіновій (обертальній) хвилі [6-8].

Недоліком відомих детонаційних двигунів-аналогів є недосконалість їх конструктивних і режимних параметрів, а тому виникають значні труднощі в отриманні стабільного детонаційного горіння, у відновлюванні цього режиму в кожному наступному запуску. Це обумовлено тим, що власна (внутрішня) стійкість робочого процесу має місце у вузькому діапазоні конструктивних і режимних параметрів системи паливоподачі і сумішоутворення в камері.

Задачею винаходу є забезпечення більш стійкого робочого процесу детонаційного горіння палива, вдосконалення конструкції кільцевої детонаційної камери і таким чином підвищення надійності роботи, масово-габаритних характеристик, технологічності відпрацювання детонаційного двигуна.

Найбільш близьким аналогом, який вибрано за прототип, є експериментальний двигун, описаний в [8].

Конструкція двигуна містить циліндричну кільцеву детонаційну камеру згорання (КДКЗ) і кільцеве сопло (КС); кільцеву форсункову головку (КФГ), розташовану перед КДКЗ, яка має у своєму складі вприскувальні пристрої (ВП) окислюючого і пального компонентів палива. ВП містять щілинну форсунку окислювача та струменеві форсунки пального. Також конструкція КФГ містить колектор окислювача (КО) і колектор пального (КП), з'єднані з системою подачі компонентів палива у КФГ КДКЗ. Для ініціювання спінової (обертальної) детонаційної хвилі в отвір, виготовлений тангенціально в зовнішній стінці КДКЗ, вводиться ініціатор детонаційної хвилі.

До загальних істотних ознак прототипу і нового двигуна належить те, що детонаційний рідинний ракетний двигун містить КДКЗ газифікованих пального і окислюючого компонентів палива у обертальній (спіновій) детонаційній хвилі, систему ініціювання обертальної детонаційної хвилі, КФГ подачі газифікованих компонентів палива в камеру згорання через ВП, з'єднані з газовими КП і КО з вхідними патрубками, до яких надходять компоненти палива від системи подачі, кільцеве сопло камери, що створює реактивну тягу.

Недоліками конструкції прототипу є недосконалість пристроїв подачі компонентів палива і сумішоутворення в КДКЗ; окрім цього, КДКЗ має недостатньо надійні елементи конструкції та не оптимальні габаритні параметри. Зокрема, КО і КП утворені зовнішнім кільцем окислювача, прокладкою окислювача, нижнім днищем, форсунковою головкою пального, верхнім кільцем, та з'єднані за допомогою болтів з герметизуючими прокладками.

При дефектах прокладок чи поверхонь деталей, на яких вони розміщуються, або недотриманні технології складання КДКЗ виникає ймовірність змішування компонентів палива в колекторі окислювача або в колекторі пального, що може призвести до вибуху і руйнування двигуна. Розміщення КП за межами габаритного розміру КДКЗ знижує габаритно-масові характеристики камери і двигуна в цілому.

Для досягнення мети поставлена задача вдосконалення схеми і конструкції камери та форсункової головки стосовно сумішоутворення і подачі компонентів палива.

Поставлена задача вирішується застосуванням наступних технічних рішень.

З метою покращення сумішоутворення КДКЗ дооснащена кільцевою форкамерою із засобами нерозповсюдження детонаційного горіння в порожнину форкамери.

Колектори подачі компонентів палива до форсунок розміщені всередині центрального тіла КДКЗ, і виготовлені у вигляді збірної конструкції з надійно розділеними порожнинами. Зокрема, колектори подачі компонентів палива КО і КП до КФГ виготовлено як зварну конструкцію

розподілювача, що має форму тіла обертання з центральним вхідним каналом для окислювача, а бокові поверхні слугують стінкою порожнини пального (утвореної переднім днищем, колектором окислювача, форсунковою головкою пального і фланцем).

З метою підвищення якості робочого процесу в детонаційній камері двигуна кільцева форкамера виготовлена з внутрішнього боку КДКЗ, а ВП виготовлено у формі щілинної двокомпонентної форсунки з внутрішнім частковим перемішуванням компонентів палива.

З метою подальшого підвищення якості робочого процесу, двокомпонентна кільцева щілинна форсунка виготовлена із турбулізаторами струменів, виготовленими, наприклад, з хвильовими поверхнями форсунки, що утворюють зустрічні потоки компонентів.

З метою підвищення економічності двигуна (його питомого імпульсу), КС КДКЗ виготовлено профільованим з розширеним вихідним перетином при незмінній циліндричній формі зовнішньої стінки.

З метою підвищення технологічності дослідження і відпрацювання робочого процесу в камері згорання, КФГ КДКЗ виготовлена з можливістю регулювання висоти щілинних каналів газових форсунок, а колектори подачі компонентів палива до форсунок мають низький гідродинамічний опір.

Суть винаходу пояснюється на фіг. 1 і фіг. 2.

Вибухобезпечне виконання конструкції двигуна показано на фіг. 1.

Двигун складається з переднього днища (1), з КП (2), КО (3), з привареною форсунковою головкою пального (4), з фланця (5), зовнішньої стінки (6), центрального тіла (7), панелі (8), засобів нерозповсюдження детонаційного горіння (9), герметизуючої прокладки (10). КФГ утворена форсунковою головкою пального (4), і щілинною форсункою окислювача, що отримується зазором між торцем центрального тіла (7) та форсунковою головкою пального (4). Форкамера утворена форсунковою головкою пального (4), зовнішньою стінкою (6), центральним тілом (7), і відділена від КДКЗ засобами нерозповсюдження детонаційного горіння (9).

Варіант конструкції двигуна, із вдосконаленою системою подачі, підвищеними масово-габаритними характеристиками і зниженим гідродинамічним опором показаний на фіг. 2.

Двигун складається з переднього днища (1), з КП (2), КО (3), з фланця (5) зовнішньої стінки (6), центрального тіла (7), панелі (8), засобів нерозповсюдження детонаційного горіння (9), герметизуючої прокладки (10), турбулізатора пального (11), турбулізатора окислювача (12), дистанційної прокладки (13). КФГ утворена колектором окислювача (3), турбулізатором пального (11) і турбулізатором окислювача (12). Форкамера утворена колектором окислювача (3), турбулізатором пального (11), турбулізатором окислювача (12) і відмежована від КДКЗ засобами нерозповсюдження детонаційного горіння (9).

Пристрій працює таким чином.

Від системи подачі компоненти палива потрапляють в КО і КП, де вирівнюються їх тиски і витрати. Проходячи крізь КФГ, компоненти змішуються у вихрових потоках, утворених зустрічними струменями в порожнині форкамери. Через пристрої нерозповсюдження детонаційного горіння в порожнину форкамери, змішані компоненти потрапляють в КДКЗ, де ініціюється обертальна (спінова) детонаційна хвиля. Конструкція пристроїв нерозповсюдження детонаційного горіння в порожнину форкамери знижує дію параметрів ударної детонаційної хвилі на виході з форкамери, до рівня нижче необхідного для виникнення детонаційного горіння, і таким чином запобігає передчасній реакції компонентів палива.

Нові ознаки в сукупності з відомими ознаками дозволяють підвищити стійкість робочого процесу детонаційного горіння палива, вдосконалити конструкцію і підвищити технологічність відпрацювання камери.

Таким чином підвищується стійкість роботи, надійність конструкції, масово-габаритні характеристики та технологічність відпрацювання детонаційного двигуна.

Список використаних джерел

1 Nicholls, J.A. Feasibility studies of rotating detonation wave rocket motor / J.A. Nicholls, R.E. Cullen, K.W. Ragland // Journal of spacecraft and rockets. - Vol. 3. - № 6. - 1960. - P. 893-898.

2 Adamson, T.C Performance analysis of rotating detonation wave rocket engine. / T.C Adamson, G.R. Olson // Astronautica acta. - 1967. - Vol. 13 - № 4. - P. 405-415.

3 Shen, P.I. Theoretical analysis of a rotating two-phase detonation in liquid rocket motors / P.I. Shen, T.C. Adamson // Astronautica acta-1972. - Vol. 17. - № 4. - P. 715-728.

4 Hoffman, N. Reaction propulsion by intermittent detonative combustion // Jet propulsion-1957. - Vol. 27. - № 1. - P. 534-541.

5 Бэк Р.В. Двигатели на взрывном топливе для сред с высоким давлением / Р.В. Бэк, Л.Х. Варзи // Ракетная техника и космонавтика. - 1974. - Т. 12. - № 8. - С. 21-23.

6 Импульсные детонационные двигатели / под редакцией С.М. Фролова. - М.: ТОРУС ПРЕСС - 2006. - 592 с.

7 Коваленко Н.Д. О состоянии разработок и перспективах применения реактивных двигателей с детонационной газификацией топлива / Н.Д. Коваленко, А.Е. Золотько А.О. Кириченко // Техническая механика - 2011. - № 2. - с. 30-48.

8 Shank Jason C. Development and testing of a rotating detonation engine run on hydrogen and air: thesis, presented to the Faculty Department of Aeronautics and Astronautics Graduate School of Engineering and Management Air Force Institute of Technology Air University Air Education and Training Command In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Master of Science in Aeronautical Engineering /Jason C Shank. - US AF, 2012. - 70 p.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

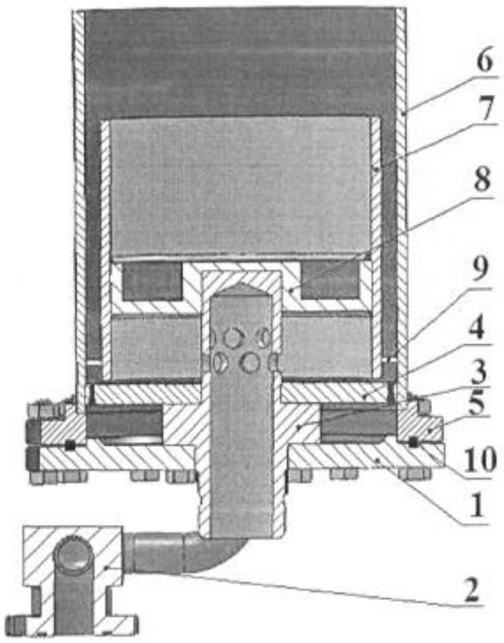
1. Детонаційний рідинний ракетний двигун, що містить кільцеву камеру детонаційного згорання газифікованих пального і окислюючого компонентів у обертальній (спіновій) детонаційній хвилі, систему ініціювання обертальної детонаційної хвилі, кільцеву форсункову головку подачі газифікованих компонентів палива в камеру згорання через вприскувальні пристрої, з'єднані з газовими колекторами пального і окислювача з вхідними патрубками, до яких надходять компоненти палива від системи подачі двигуна, кільцеве сопло камери, що створює реактивну тягу, який **відрізняється** тим, що кільцева детонаційна камера згорання дооснащена кільцевою форкамерою із засобами нерозповсюдження детонаційного горіння в порожнину форкамери; колектори подачі компонентів палива до форсунок розміщені всередині центрального тіла кільцевої детонаційної камери згорання і виготовлені у вигляді збірної конструкції з надійно розділеними порожнинами; колектори подачі компонентів палива до форсункової головки виготовлено як зварну конструкцію розподілювача, що має форму тіла обертання з центральним вхідним каналом для окислювача, а бокові поверхні слугують стінкою порожнини пального.

2. Детонаційний рідинний ракетний двигун за п. 1, який **відрізняється** тим, що кільцева форкамера виготовлена з внутрішнього боку кільцевої детонаційної камери згорання, а вприскувальні пристрої виготовлено у формі щілинної двокомпонентної форсунки з внутрішнім частковим перемішуванням компонентів палива.

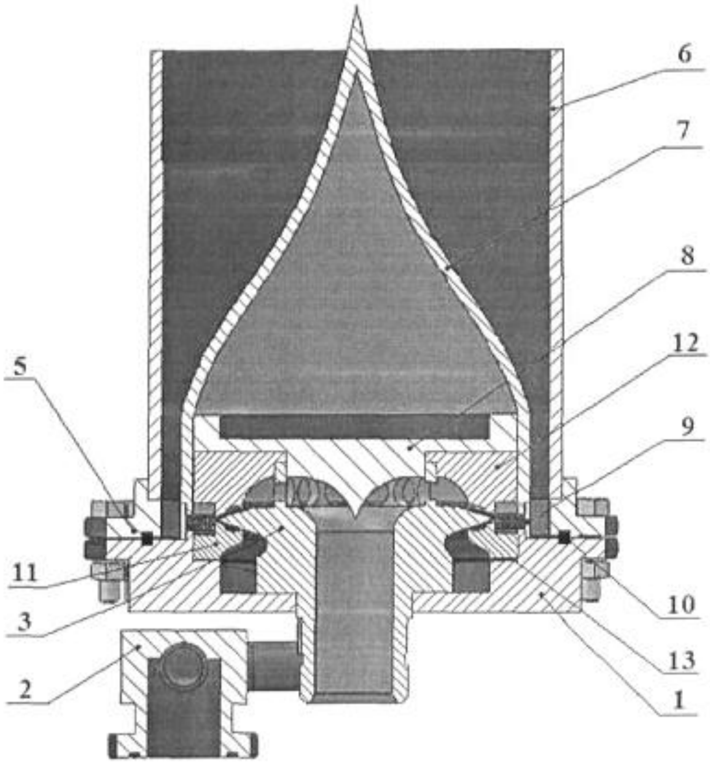
3. Детонаційний рідинний ракетний двигун за п. 2, який **відрізняється** тим, що двокомпонентна кільцева щілинна форсунка виготовлена із турбулізаторами струменів.

4. Детонаційний рідинний ракетний двигун за пп. 2, 3, який **відрізняється** тим, що кільцеве сопло кільцевої детонаційної камери згорання виготовлено профільованим з розширеним вихідним перерізом при незмінній циліндричній формі зовнішньої стінки.

5. Детонаційний рідинний ракетний двигун за пп. 2-4, який **відрізняється** тим, що форсункова головка кільцевої детонаційної камери згорання виготовлена з можливістю регулювання висоти щілинних каналів газових форсунок, а колектори подачі компонентів палива до форсунок мають низький гідродинамічний опір.



Фіг. 1



Фіг. 2

Комп'ютерна верстка А. Крижанівський

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