



УКРАЇНА

(19) UA (11) 92734 (13) C2
(51) МПК (2009)
F02K 9/00МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) РІДИННИЙ РАКЕТНИЙ ДВИГУН БАГАТОРАЗОВОГО ВКЛЮЧЕННЯ З ТУРБОНАСОСНОЮ СИСТЕМОЮ ПОДАЧІ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА

1

(21) а200709421
(22) 20.08.2007
(24) 10.12.2010
(46) 10.12.2010, Бюл.№ 23, 2010 р.
(72) ШНЯКІН ВОЛОДИМИР МИКОЛАЙОВИЧ, КОНОХ ВОЛОДИМИР ІВАНОВИЧ, КАЛІНІЧЕНКО ІГОР ІВАНОВИЧ, КУКСА ІГОР ЮРІЙОВИЧ
(73) ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО "КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ" ІМ. М.К.ЯНГЕЛЯ
(56) RU, 2299345 C1, 20.05.2007
EP, 1741917 A2, 10.01.2007
RU, 2115009 C1, 10.07.1998
RU, 2135811 C1, 27.08.1999
RU, 2232915 C2, 20.07.2004
US, 4171615 A, 23.010.1979
US, 5267437 A, 07.12.1993

2

Гахун Г.Г., Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей, -М.: Машиностроение, 1989г., С.69, рис.4.2,б, С.73, рис.4.2,а
(57) Рідинний ракетний двигун багаторазового включення з турбонасосною системою подачі компонентів палива, що включає камеру згоряння, турбонасосний агрегат, газогенератор, агрегати автоматики, систему запуску, який відрізняється тим, що система запуску містить жорстко зв'язані між собою об'ємні насоси окислювача та пального з об'ємним пневмоприводом, які своїми вхідними патрубками з'єднані з вхідними патрубками насосів турбо-насосного агрегату, а вихідними - з магістралями живлення газогенератора, при цьому між вихідними магістралями об'ємних насосів та насосами турбонасосного агрегату по лінії живлення газогенератора встановлені зворотні клапани.

Винахід відноситься до галузі ракетобудування, а саме до рідинних ракетних двигунів з турбонасосною системою подачі.

Відомий рідинний ракетний двигун (патент RUN2299345 C1, 2006р., МПК7 F02K 9/48), у якому запуск здійснюється шляхом розкручування турбонасосного агрегату стисненим газом від пневмоблока двигуна. Недоліком цього двигуна є велика витрата газу крізь турбіну. Турбіна під час запуску працює переважно в неоптимальному режимі і має низький коефіцієнт корисної дії, і як наслідок, велику витрату газу. Велика кількість включень двигуна веде до збільшення його ваги.

Відомий рідинний ракетний двигун, у якому для запуску основного газогенератора використовуються спеціальні пускові бачки (Г.Г.Гахун, Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей - М. Машиностроение, 1989г., с.73, рис.4.2,а). Компоненти палива потрапляють в газогенератор з пускових бачків за допомогою витиснюючої системи подачі. Відбувається займання газогенератора, розкручування турбонасосного агрегату і підвищення тиску за основними насосами окислювача та пального. Після досягнення певного рівня тиску за насосами газогенератор пе-

ремикається на живлення від основних трубопроводів, а пускова система вимикається. Недоліком цього двигуна є велика вага системи запуску при багаторазовому включенні, тому що пускові бачки повинні містити достатній запас компонентів палива під високим тиском. Також необхідно застосовувати спеціальні агрегати автоматики, які б забезпечували необхідне співвідношення витрат компонентів палива в газогенератор в процесі запуску.

Відомий рідинний ракетний двигун, у якому для розкручування турбіни турбонасосного агрегату використовується пусковий твердопаливний газогенератор (М.В.Добровольский, Жидкостные ракетные двигатели - М. Машиностроение, 1968г., с.226, рис.6.3). При цьому, для запуску турбонасосного агрегату електричною іскрою підпалюються піропатрони, які запалюють порох. Продукти згоряння порошу спрямовуються на лопатки турбіни, завдяки чому і відбувається розкручування турбонасосного агрегату. Недоліком цього двигуна при багаторазовому включенні є велика вага та складність конструкції системи запуску, що пов'язано з необхідністю встановлення для кожного спрацювання піроагрегату окремого порохового заряду,

(13) C2
(11) 92734
(19) UA

при цьому ті заряди, які будуть задіяні при наступних спрацюваннях, потрібно захищати від впливу гарячих порохових газів піроелементів, які спрацьовують раніше.

Найбільш близьким, за сукупністю суттєвих ознак, до запропонованого пристрою є рідинний ракетний двигун з системою запуску, до складу якої входять пускові циліндри окислювача та пального та відповідна автоматика (Прототип - Г.Г.Гахун, Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей, М. Машиностроение, 1989г., с.69, рис.4.2,6). В процесі запуску тиск газів діє на поршень кожного з циліндрів і витісняє пускові витрати компонентів в газогенератор. В газогенераторі компоненти палива займаються та утворюються продукти згоряння, які починають розкручувати турбіну. Після розкручування турбонасосного агрегату газогенератор перемикається на живлення від основних трубопроводів, а автоматика забезпечує заповнення циліндрів пускових насосів новою порцією компонентів палива.

Недоліком цього двигуна є велика вага, що пов'язано з високими робочими тисками і великими об'ємами внутрішніх порожнин пускових насосів, необхідність застосовувати спеціальні агрегати автоматики, які б забезпечували потрібне співвідношення витрат компонентів палива в газогенератор в процесі запуску та можлива негерметичність системи запуску, так як в паузах між включеннями двигуна циліндри повинні бути заповнені компонентами палива і знаходитися під тиском.

Технічною задачею винаходу є вдосконалення системи запуску рідинного ракетного двигуна з турбонасосною системою подачі компонентів палива з забезпеченням високої надійності запуску, точності підтримання співвідношення об'ємних витрат компонентів палива в газогенератор під час запуску, зменшення ваги двигуна.

Вирішення технічної задачі досягається за рахунок використання наступних відомих суттєвих ознак: камера згоряння, газогенератор, турбонасосний агрегат, система запуску, агрегати автоматики; а також наступних відмінних суттєвих ознак: пневмонасос в системі запуску двигуна по лінії живлення газогенератора, який виконано у вигляді механічно зв'язаних між собою об'ємних насосів окислювача та пального з об'ємним пневмоприводом, які своїми вхідними патрубками з'єднані з вхідними патрубками насосів турбонасосного агрегату, а вихідними - з магістралями живлення газогенератора і відокремлені від вихідних магістралей турбонасосного агрегату зворотними клапанами.

Досягнутий технічний результат виражається в забезпеченні надійного багаторазового запуску рідинного ракетного двигуна з турбонасосною системою подачі компонентів палива, зменшенні ваги двигуна, забезпеченні під час запуску двигуна високої точності підтримання співвідношення об'ємних витрат компонентів палива в газогенератор.

Виконання системи запуску у вигляді механічно зв'язаних між собою об'ємних насосів окислювача та пального з об'ємним пневмоприводом, які своїми вхідними патрубками з'єднані з вхідними патрубками насосів турбонасосного агрегату, а

вихідними - з магістралями живлення газогенератора і відокремлені від вихідних магістралей турбонасосного агрегату зворотними клапанами, дозволить забезпечити надійний багаторазовий запуск рідинного ракетного двигуна з турбонасосною системою подачі компонентів палива, зменшити його вагу, забезпечити під час запуску двигуна високу точність підтримання співвідношення об'ємних витрат компонентів палива в газогенератор.

Для пояснення роботи рідинного ракетного двигуна додається фрагмент пневмогідравлічної схеми двигуна.

Рідинний ракетний двигун багаторазового включення з турбонасосною системою подачі компонентів палива у своєму складі містить камеру згоряння 5, турбонасосний агрегат 1, газогенератор 10, пневмонасос 7, який входить до складу системи запуску і встановлений по лінії живлення газогенератора 10, агрегати автоматики. Клапани 3, 4, 8, 9, 11 забезпечують керування роботою двигуна. Для відокремлення під час запуску двигуна вихідних магістралей пневмонасоса від вихідних магістралей турбонасосного агрегату встановлено зворотні клапани 2, 6.

Запропонований рідинний ракетний двигун працює наступним чином.

По команді "Запуск" подаються компоненти палива на входи насосів турбонасосного агрегату 1 та пневмонасоса 7. Відбувається заповнення магістралей до клапанів 3, 4, 8, 9, заповнюються внутрішні порожнини пневмонасоса 7. Подаються команди на відкриття клапанів 8 і 9, та команда на включення пневмонасоса 7 - клапан 11. Зворотні клапани 2 та 6 від'єднують газогенератор 10 від паливних магістралей турбонасосного агрегату 1. Пневмонасос 7 подає компоненти палива в газогенератор 10 з потрібними витратами та напорами, забезпечує високу точність підтримання співвідношення об'ємних витрат компонентів палива, що досягається завдяки використанню механічно зв'язаних між собою об'ємних насосів окислювача та пального. Газогенератор 10 займається, продукти згоряння поступають на турбіну та починають розкручувати турбонасосний агрегат 1. Після досягнення певного рівня тиску за насосами турбонасосного агрегату 1 відкриваються зворотні клапани 2, 6 та газогенератор 10 перемикається на живлення від насосів турбонасосного агрегату 1, пневмонасос 7 при цьому автоматично вимикається. Відкриваються клапани 3, 4 та починає працювати камера згоряння 5. Подається команда на вимкнення газу для живлення пневмонасоса 7 - закриття клапана 11. Запуск двигуна завершено. В паузах між включеннями та перед першим включенням двигуна тиск в агрегатах системи запуску відсутній, що виключає можливість виникнення негерметичності і забезпечує надійний запуск. Виконання системи запуску у вигляді пневмонасоса, насоси якого своїми вхідними патрубками з'єднані з вхідними патрубками насосів турбонасосного агрегату, а вихідними - з магістралями живлення газогенератора і відокремлені від вихідних магістралей турбонасосного агрегату

зворотними клапанами дозволяє зменшити вагу двигуна.

Повторні запуски двигуна здійснюються аналогічно першому. Кількість включень двигуна лімітується запасом газу для роботи пневмонасосу та агрегатів автоматики.

Таким чином, здійснення запропонованого рішення дозволить забезпечити надійний багаторазовий запуск рідинного ракетного двигуна з турбо-насосною системою подачі компонентів палива, зменшити вагу двигуна, забезпечити під час запуску двигуна високу точність підтримання співвідношення об'ємних витрат компонентів палива в газогенератор.

завдяки багаторазовому запуску рідинного ракетного двигуна з турбо-насосною системою подачі компонентів палива, зменшити вагу двигуна, забезпечити під час запуску двигуна високу точність підтримання співвідношення об'ємних витрат компонентів палива в газогенератор.

