



УКРАЇНА

(19) UA (11) 57488 (13) U
(51) МПК
F02K 9/26 (2006.01)
F02K 9/32 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під
відповідальність
власника
патенту

(54) РЕГУЛЬОВАНА РАКЕТНА ДВИГУННА УСТАНОВКА НА ПАСТОПОДІБНОМУ УНІТАРНОМУ ПАЛИВІ

1

(21) u2010111025

(22) 13.09.2010

(24) 25.02.2011

(46) 25.02.2011, Бюл.№ 4, 2011 р.

(72) КОВАЛЕНКО МИКОЛА ДМИТРОВИЧ, СТРЕЛЬНИКОВ ГЕННАДІЙ ОПАНАСОВИЧ, СЕРДЮК АНАТОЛІЙ ІВАНОВИЧ, БОНДАРЕНКО СЕРГІЙ ГРИГОРОВИЧ, ХОРОЛЬСЬКИЙ ПЕТРО ГЕОРГІЙОВИЧ

(73) КОВАЛЕНКО МИКОЛА ДМИТРОВИЧ, СТРЕЛЬНИКОВ ГЕННАДІЙ ОПАНАСОВИЧ, СЕРДЮК АНАТОЛІЙ ІВАНОВИЧ, БОНДАРЕНКО СЕРГІЙ ГРИГОРОВИЧ, ХОРОЛЬСЬКИЙ ПЕТРО ГЕОРГІЙОВИЧ

(57) 1. Регульована ракетна двигунна установка на пастоподібному унітарному паливі з регульованим вектором тяги, що містить паливний бак і витискну систему подачі палива в камеру згоряння, яка має фільтрну форсуночну головку і надзвукове сопло, а також містить органи регулювання вектора тяги двигуна, системи запуску та відключення двигуна, регулюючі та контролюючі пристрої, яка **відрізняється** тим, що в ній сукупно застосовано неметалізоване висококалорійне пастоподібне паливо,

2

надзвукове сопло високого ступеня розширення газу та малої конусності вихідної частини з рухомим по осі сопла центральним тілом тарілчатого типу, камеру згоряння пастоподібного палива з прошарком на внутрішніх стінах повільногорючого твердого палива, восьмиклапанну систему нерадіального вдуву камерного газу в надзвукову частину сопла.

2. Регульована ракетна двигунна установка за п. 1, яка **відрізняється** тим, що рухоме центральне тіло з'єднано штоком з газовим поршневым приводом, встановленим в дозвуковій частині сопла на пілонах, підпоршнева порожнина приводу, що має шток, з'єднана трубопроводом з порожниною газогенератора наддуву паливного бака, а надпоршнева порожнина з'єднана з порожниною камери згоряння.

3. Регульована ракетна двигунна установка за п. 1, яка **відрізняється** тим, що повільногорюче паливо прошарку неметалізоване високоентальпійне та щільно скріплене з поверхнею камери і має товщину, пропорційно залежну від сумарного часу роботи двигуна та швидкості горіння палива по поверхні, відкритій до простору камери згоряння.

Корисна модель належить до ракетно-космічної техніки і може бути використана як двигунна установка верхніх ступенів ракет або розгінних блоків космічних апаратів з регулюванням секундних витрат палива й регулюванням вектора тяги.

Відомі ракетні двигунні установки на унітарному пастоподібному паливі (РДУПП) [1-4] у складі яких є одна (або декілька) камер згоряння (КЗ) з сопловими блоками (СБ), паливний бак і витискна система подачі палива в камеру (камери) згоряння, системи регулювання секундних витрат палива та вектора тяги двигуна, системи запуску двигуна та контролю його роботи. В залежності від призначення відомі РДУПП мають суттєво різні схемні і конструктивні рішення; при цьому вони можуть мати ряд переваг перед рідинними та твердопаливними двигунними установками [1, 2, 3], що викли-

кає інтерес і стимулює їх розробку. Водночас вони мають ряд недоліків.

Найбільш близькою (взятою за прототип) до запропонованої нової РДУПП є ракетна двигунна установка, яка описана в [3, 4] Вона містить в собі (див. Фіг.1) одну камеру згоряння з нерухомим або хитаючим сопловим блоком, витискну систему подачі та регулювання витрат палива в камеру згоряння, систему регулювання вектора тяги двигуна, системи багаторазового запуску та відключення двигуна.

Одним з недоліків (1) РДУПП, що взята за прототип є низькі надійність і економічність запуску двигуна в умовах космічного простору. Це пояснюється тим, що при відсутності тиску в камері згоряння пастоподібне паливо не запалюється. Процес запалювання починається після наповнення камери згоряння продуктами запалювання до

U
(13)

57488
(11)

UA
(19)

відповідного рівня тиску, при якому настає стабільний процес горіння основного пастоподібного палива. При відкритій камері згоряння маємо великі витрати спеціального пускового пального для наповнення камери до потрібного тиску продуктів згоряння пускового палива. При цьому, як показав досвід [5, 6], процес запалювання при низькому тиску газу в камері нестійкий, параметри запуску двигуна реалізуються в великому діапазоні, що в більшості випадків недопустимо. Відомо, що надійний запуск здійснюється з використанням заглушки, що ізолює порожнину камери згоряння від зовнішнього середовища, і забезпечує необхідний для запуску тиск продуктів згоряння (пускового газогенератора) у камері, але такі рішення придатні для двигунів одноразового запуску.

Використання спеціальних пристроїв (наприклад, форкамери), у яких виконується локальне запалювання пастоподібного палива, а потім яке розповсюджується на всю поверхню горіння, пов'язано з різким ускладненням конструкції двигуна. При цьому запуск двигуна проходить занадто повільно і неекономно.

Істотним недоліком (2) двигуна-прототипу є також те, що на режимах глибокого дроселювання витрати палива в камеру згоряння зростають похибки й розкидання тягової характеристики двигуна внаслідок невідповідності критичного перетину камери витраті продуктів згоряння, що ускладнює рішення завдання керування польотом літального апарата.

Недоліком (3) двигуна-прототипу є використання недосконалої системи регулювання вектора тяги (СРВТ). При використанні СРВТ, заснованої на хитанні соплового блока (СБ) двигуна, маємо практично непереборні труднощі у відпрацюванні СРВТ висотного сопла в земних умовах. Системи з хитанням соплового блока в двох площинах управління польотом ракети (по тангажу і курсу) мають широке застосування на перших або других ступенях ракети. Двигуни для цих ступенів ракет мають СБ з відносно невеликим ступенем розширення газового потоку, мають відносно невелику довжину і можуть бути повністю відпрацьовані при вогневих стендових випробуваннях. Двигуни верхніх (третьіх і вище) ступенів ракет мають сопла багатого більшої ступені розширення, велику довжину і значно меншу жорсткість оболонки. Як показує практика, відпрацювання подібних двигунів [4, 7] вимушено проводять з укороченим соплом (невеликого ступеня розширення), що знижує показники надійності відпрацьованого двигуна.

При використанні в якості СРВТ системи вдуву в сопло генераторного газу, який виробляється в газогенераторі наддуву паливного бака [4], вирішуються проблеми надійного відпрацювання СРВТ в наземних умовах при вогневих стендових випробуваннях. Але при цьому маємо відносно неекономічну СРВТ в зв'язку з використанням для вдуву в сопло низькотемпературного генераторного газу. Крім того, суттєво ускладнюється газогенераторна система двигуна.

Недоліком (4) двигуна прототипу є також те, що його камера виготовлена із сучасного матеріа-

лу і забезпечує високу працездатність, підтверджену при одноразовому запуску двигуна. Така класична конструкція камери може втратити працездатність при багаторазовому включенні двигуна та при великому часі його роботи, особливо при використанні металізованого палива.

Необхідно відзначити, що при використанні металізованого палива зменшується газодинамічна ефективність і зростають проблеми забезпечення працездатності сопла і СРВТ.

В основу корисної моделі поставлена задача удосконалення схеми і конструкції двигунної установки і забезпечення її високої надійності та економічності функціонування згідно з призначенням при багаторазовому включенні та регулюванні вектора тяги.

Поставлена задача вирішується тим, що в РДУПП сукупно застосовано неметалізоване високо калорійне пастоподібне паливо, надзвукове сопло високого ступеня розширення газу та малої конусності вихідної частини з рухомим по осі сопла центральним тілом тарілчатого типу, камеру згоряння пастоподібного палива з прошарком на внутрішніх стінах повільногорючого твердого палива, восьмиклапанну систему нерадіального вдуву камерного газу в надзвукову частину сопла.

Зазначені недоліки (1-3) у пропонованій корисній моделі усуваються застосуванням сопла, яке адаптовано до умов РДУПП, із внутрішнім розширенням продуктів згоряння (тарілчатого типу) і рухливим центральним тілом, що регулює площину критичного перетину камери згоряння при зміні витрати продуктів згоряння палива через камеру згоряння (Фіг.2). Це відомий тип сопла [6, 9] успішно застосований на ряді ракетних двигунів. Переваги такого соплового блока наступні:

1 Сопло має авторегульовану висотність, в зв'язку з цим двигуна установка може працювати в наземних і космічних умовах на розрахункових режимах;

2 Центральне тіло такого сопла має відносно малі габарити і масу, що дозволяє без суттєвих ускладнень виконати його рухомим і керованим;

3 Надзвукова частина такого сопла в (1,5-1,7) разів менша ніж у класичному соплі Лавалля, яке використано у двигуні-прототипі.

Надійність та економічність запуску підвищується (усувається недолік 1) шляхом забезпечення закритого положення критичного перетину сопла перед запуском двигуна.

Відпрацювання сопла будь-якого ступеню розширення забезпечується в земних умовах (усувається недолік 3) за рахунок використання особливості, яка властива тарілчатому соплу - "авторегульованості висотності".

Суть корисної моделі продемонстрована на кресленнях.

На Фіг.1 представлено вигляд ракетної рушійної установки найбільш близького аналогу; на Фіг.2 представлено вигляд ракетної двигунної установки, що заявляється; на Фіг.3 показано принципову схему СРВТ.

Пропонована ракетна двигунна установка (Фіг.2) містить бак (1), витіскну систему палива (2) із бака, фільтрну форсуночну голівку (3), камеру

згоряння (4), пусковий газогенератор (5), надзвукове тарілчасте сопло (6).

З метою забезпечення закритого критичного перетину сопла камери згоряння під час запуску двигуна у трансзвуковій області сопла - за критичним перетином ("горлом") (униз по потоку газу з камери згоряння) - установлюється тарілчасте центральне тіло (7), зв'язане штоком (8) з поршнем (9), який встановлено в корпусі (10), який закріплено на корпусі камери (4) за допомогою пілонів (11) в докритичній частині сопла. Запоршнева порожнина (12) газового приводу зв'язана каналом (13) з газовою порожниною витискної системи (2). Надпоршнева порожнина (14) газового привода зв'язана жиклером (15) з порожниною камери згоряння (4).

Застосовано відому газодинамічну восьмиклапанну систему нерадіального вдуву в надзвуків частину сопла камерного газу двигуна. Така система вдуву відпрацьована і успішно використовується на одному із серійних ракетних двигунів твердого палива (РДТП) [1, 9, 10]. На цей час відпрацьовані безгазоводні і з газоведами системи вдуву в сопло газу, який відбирають із основної камери згоряння з застосуванням клапанних і шторкових регулюючих витрати газу пристроїв. Найбільший інтерес має восьмиклапанна система вдуву, що забезпечує керування по трьох каналах стабілізації польоту ракети (тангажу, курсу і крену).

Принципова схема пристрою СРВТ показана на Фіг.2 і 3. В площинах стабілізації у надзвуків частині сопла камери згоряння (4) за центральним тілом (7) у поперечній площині сопла (6) у площинах стабілізації (тангаж, курс) установлені вузли вдуву (16) по два в кожній площині. Кожний вузол вдуву має сопло вдуву (17) і заслінку (18). Осі сопл вдуву в одній поперечній площині сопла камери згоряння розташовані попарно в площинах стабілізації з міжцентровою відстанню пари сопл вдуву (по периметру сопла камери), рівним 30°, і кутом 60° між осями сопл (пари сопл одного вузла вдуву в площині стабілізації) (Фіг.3). Кожен вузол вдуву (16) з'єднаний газоводом (19) з порожниною камери згоряння (4).

З метою підвищення надійності камери згоряння її внутрішня стінка покрита прошарком (20) повільно горючого твердого палива, яке щільно скріплено з поверхнею стінок камери згоряння.

Пристрій працює таким чином.

При запуску витискної системи (2) продукти згоряння пускового газогенератора витісняють із бака (1) за допомогою поршня (2) пастоподібне паливо (Фіг.2) через фільтрну форсуючу голівку (3) камери згоряння (4). При цьому генераторний газ надходить по каналу (13) у підпоршневу порожнину (12). Поршень (9) переміщує центральне тіло (7) уліво й закриває "горло" сопла (6). У камері згоряння (4) паливо підпалюється факелом продуктів згоряння пускового газогенератора (5). Витискна система (2) запускається раніше пускового газогенератора (5), який, таким чином, починає працювати при закритому центральним тілом (7) "горлі" сопла (6). Після запалення палива в камері згоряння (4) і підвищення тиску в ній до потрібного для надійного запуску двигуна відкривається "гор-

ло" сопла за допомогою переміщення центрального тіла (7) вправо з рахунок зміни балансу сил на центральному тілі (7) і поршні (9). Камера згоряння виходить на робочий режим.

Низькотемпературне паливо (20) вигорає по внутрішній поверхні, захищаючи внутрішню стінку камери згоряння (4) за рахунок низької теплопровідності палива, яке має товщину прошарку достатню для захисту стінки від продуктів згоряння пастоподібного палива на протязі всього часу роботи двигуна при всіх його запусках. Таки чином товщина прошарку виконана пропорційною сумарному часу роботи двигуна і швидкості горіння палива на поверхні, відкритої до простору камери згоряння.

З метою підвищення надійності роботи конструкції соплового блока та економічності двигуна паливо прошарку виготовлено не металізованим, високоентальпійним і еластичним.

Таки чином, саме сукупність відмітних ознак РДУПП, що заявляється, дозволяє підвищити надійність і економічність РДУПП, забезпечити надійний запуск двигуна в умовах відкритого космосу, забезпечити ефективне керування вектором тяги двигуна у всіх площинах стабілізації (літального апарата), спростити відпрацьовування двигуна в неземних умовах.

Джерела інформації:

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

2. Иванченко А.Н. Особенности ракетной двигательной установки на пастообразном топливе / А.Н. Иванченко // Космическая наука и технология. - 1999. - Т.5. - №4. - С.1-10.

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

4. Бондаренко С.Г. Особенности отработки высотных РДУПТ с регулируемым вектором тяги / С.Г. Бондаренко, Н.Д. Коваленко, Г.А. Стрельников // Авиационно-космическая техника и технологии. - Харьков: НАУ "ХАИ", 2010.

5. Бондаренко С. Г. Отчет по отработке РДУПТ.

6. Шевченко К.М., Курочкин А.Ф. Пастообразные топлива.

7. Коваленко Н.Д. Особенности отработки высотных ЖРД с регулируемым вектором тяги / Н.Д. Коваленко, Г.А. Стрельников, А.Д. Игнатьев, Г.Н. Коваленко // Сб. науч. статей Современная наука. - 2009. - №2 (2). - С.21 -22.

8. Коваленко Н.Д. Управление газовыми потоками в реактивных соплах. - Киев: Наукова думка, 1992. - 205с.

9. Коваленко Н.Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет / Н.Д. Коваленко. - Днепропетровск: Институт технической механики НАН и НКА Украины, 2003. - 412с.

10. Голубенко С.Г., Беляев Н.П., Кукушкин В. И., Макаров А.А. Органы управления вектором тяги РДТТ. М.: Машиностроение. - 1973. - 360с.

11. Санін Ф.П., Джур Е.А., Кучма Л.Д., Хутор-
ний В.В. Развитие ракетно-космической техники в

Украине. Днепропетровск: Узд-во ДНУ, 2001. -
391с.

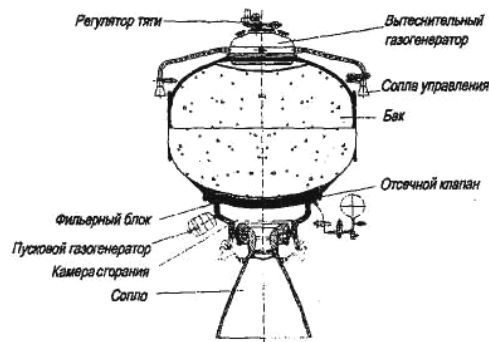


Fig. 1

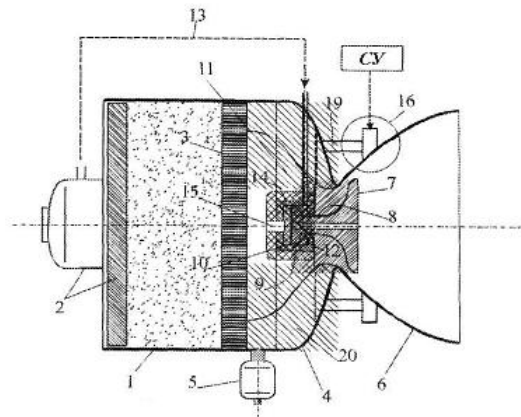


Fig. 2

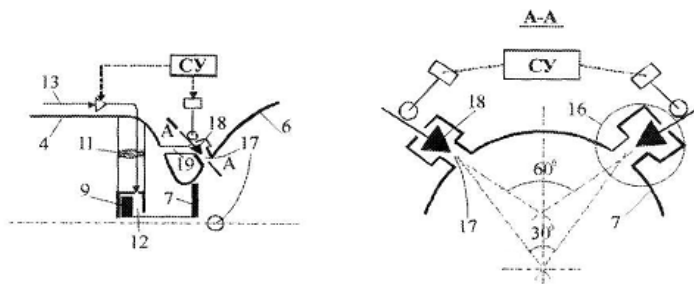


Fig. 3