



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 49039

(13) C2

(51) 6 F02K9/28

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) КОМБІНОВАНА РУШІЙНА УСТАНОВКА ДЛЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

1

2

(21) 99042087

(22) 13 04 1999

(24) 16 09 2002

(46) 16 09 2002, Бюл. № 9, 2002 р.

(72) Яшін Александр Евгеньевич, ВУ

(73) Яшін Александр Евгеньевич, ВУ

(56) RU 2168659 10 05 2001

WO 98/25021 11 06 1998

(57) 1 Комбінована двигунова установка для літальних апаратів, що складається із зовнішнього і внутрішнього корпусів з повітрязабірниками і соплами, між якими розташована камера згоряння з паливними форсунками, і повітряно-реактивного двигуна, розташованого у внутрішньому корпусі установки, в якому виконаний повітряний тракт, що має кільцевий вихід в камеру згоряння і забезпечений пристроєм формування повітряного потоку, крім того на внутрішньому корпусі за кільцевим виходом по колу корпусу з можливістю осьового переміщення розміщені паливні форсунки з форкамерами, а повітрязабірники камери згоряння і сопла забезпечені регулюючими пристроями, встановленими з можливістю переміщення вздовж

і/або перпендикулярно осі корпусу, за повітряно-реактивним двигуном встановлений конічний обтічник, основа якого розташована біля задньої кромки камери згоряння установки, і там же виконаний кільцевий регульований вихід продуктів згоряння повітряно-реактивного двигуна, яка **відрізняється** тим, що внутрішній корпус додатково забезпечений вихідним конусом, на якому встановлений аеродинамічний пристрій з можливістю переміщення вздовж подовжньої осі установки і/або зміни площі його поперечного перерізу

2 Комбінована двигунова установка за п. 1, яка **відрізняється** тим, що вона додатково забезпечена регульованим пристроєм розділення повітряного потоку, розташованим за компресором повітряно-реактивного двигуна, і який має виходи в камеру згоряння установки і повітряно-реактивного двигуна

3 Комбінована двигунова установка за п. 1 або 2, яка **відрізняється** тим, що у внутрішньому корпусі виконаний повітряний тракт, розташований між вентилятором і конічним обтічником повітряно-реактивного двигуна

Винахід відноситься до області реактивних двигунів, зокрема, до комбінованих, рушійних установок для літальних апаратів і може бути використаний як шляхом установки на літальних апаратах, так і як носій корисного навантаження

Відома комбінована двигунова установка літального апарата, що має надзвукову камеру згоряння, ракетний блок, газогенератор і яка забезпечена додатковими паливними форсунками [1]

Це відоме технічне рішення має ряд істотних недоліків. На різних режимах польоту по суті працюють окремі агрегати, а інші не несуть корисного навантаження. Крім того потрібно розміщувати на літальному апараті додаткові запаси різного палива для різних силових установок

Відома також комбінована двигунова установка для літальних апаратів, що складається із зовнішнього і внутрішнього корпусів з повітрязабірниками і соплом, між якими розташована камера згоряння з паливними форсунками, а у внутріш-

ньому корпусі розташований повітряно-реактивний двигун [2]

Однак відома двигунова установка вимагає спеціального пперзвукowego літака-носія для підйому апарата і набору швидкості, необхідної для її запуску

Найбільш близькою до заявленого винаходу є комбінована двигунова установка для літальних апаратів, що складається із зовнішнього і внутрішнього корпусів з повітрязабірниками і соплами, між якими розташована камера згоряння з паливними форсунками, і повітряно-реактивного двигуна, розташованого у внутрішньому корпусі установки, в якому виконаний повітряний тракт, що має кільцевий вихід в камеру згоряння і забезпечений пристроєм формування повітряного потоку, крім того на внутрішньому корпусі за кільцевим виходом по колу корпусу з можливістю осьового переміщення розміщені паливні форсунки з форкамерами, а повітрязабірники камери згоряння і сопла забезпе-

(13) C2

(11) 49039

(19) UA

чені регулюючими пристроями, встановленими з можливістю переміщення вздовж і/або перпендикулярно осі корпусу, за повітряно-реактивним двигуном встановлений конічний обтічник, основа якого розташована біля задньої кроМКВ камери згоряння установки, і там же виконаний кільцевий регульований вихід продуктів згоряння повітряно-реактивного двигуна [3]

Однак і цей винахід має недолік - відносно низьку енергетичну забезпеченість в діапазоні швидкостей від 8М і більш

Задачею, на вирішення якої направлений винахід, що заявляється, є підвищення енергетичної забезпеченості комбінованої двигунової установки для літальних апаратів

Задача вирішена тим, що в комбінованій двигуновій установці для літальних апаратів, що складається із зовнішнього і внутрішнього корпусів з повітрязабірниками і соплами, між якими розташована камера згоряння з паливними форсунками, і повітряно-реактивного двигуна, розташованого у внутрішньому корпусі установки, в якому виконаний повітряний тракт, що має кільцевий вихід в камеру згоряння і забезпечений пристроєм формування повітряного потоку, крім того на внутрішньому корпусі за кільцевим виходом по колу корпусу з можливістю осьового переміщення розміщені паливні форсунки з форкамерами, а повітрязабірники камери згоряння і сопла забезпечені регулюючими пристроями, встановленими з можливістю переміщення вздовж і/або перпендикулярно осі корпусу, за повітряно-реактивним двигуном встановлений конічний обтічник, основа якого розташована біля задньої кроМКВ камери згоряння установки, і там же виконаний кільцевий регульований вихід продуктів згоряння повітряно-реактивного двигуна, внутрішній корпус додатково забезпечений вихідним конусом, на якому встановлений аеродинамічний пристрій з можливістю переміщення вздовж подовжньої осі установки і/або зміни площі його поперечного перерізу Крім того, комбінована двигунова установка для літальних апаратів додатково забезпечена регульованим пристроєм розділення повітряного потоку, розташованим за компресором повітряно-реактивного двигуна, і що має виходи в камери згоряння установки і повітряно-реактивного двигуна У внутрішньому корпусі може бути виконаний повітряний тракт, розташований між вентилятором і конічним обтічником повітряно-реактивного двигуна Суть винаходу пояснюється графічними матеріалами На фіг показаний загальний вигляд комбінованої двигунової установки для літальних апаратів з розрізом

Комбінована двигунова установка для літальних апаратів складається із зовнішнього 1 і внутрішнього 2 корпусів з повітрязабірниками 3 і соплом 4 Між корпусами 1 і 2 розташована камера згоряння 5 з паливними форсунками 6 У внутрішньому корпусі 2 розташований повітряно-реактивний двигун 7 і виконаний повітряний тракт 8 повітряно-реактивного двигуна 7, що має кільцевий вихід 9 в камеру згоряння 5 і забезпечений пристроєм формування повітряного потоку 10 На внутрішньому корпусі 2 за кільцевим виходом 9 по колу корпусу 2 з можливістю осьового переміщен-

ня розміщені паливні форсунки 6 з форкамерами 11 Повтрязабірник 3 камери згоряння 5 і сопло 4 забезпечені регулюючими пристроями 12, встановленими з можливістю переміщення вздовж і/або перпендикулярно осі корпусу 2 Камера згоряння 5 забезпечена форсунками окиснювача 13 Повтрязабірники 3 і сопло 4 виконані регульованими У внутрішньому корпусі 2, за повітряно-реактивним двигуном 7 встановлений конічний обтічник 14, основа якого розташована біля задньої кроМКВ камери згоряння 5 Там же виконаний кільцевий регульований вихід 15 продуктів згоряння повітряно-реактивного двигуна 7 На внутрішньому корпусі 2 виконаний вихідний конус 16, забезпечений аеродинамічним пристроєм 17 з можливістю переміщення вздовж подовжньої осі установки і/або зміни площі його поперечного перерізу У внутрішньому корпусі 2 виконано регульований пристрій розділення повітряного потоку 18, розташований за компресором 19 повітряно-реактивного двигуна 7 і що має вихід в камеру згоряння 5 через кільцевий вихід 9 і вихід 20 в камеру згоряння 21 повітряно-реактивного двигуна 7 У внутрішньому корпусі 2 також виконаний повітряний тракт 22, розташований між вентилятором 23 і конічним обтічником 14 повітряно-реактивного двигуна 7 Крім того, задня кромка камери згоряння 5 виконана регульованою

Комбінована двигунова установка для літальних апаратів працює таким чином

Переміщенням повітрязабірника 3 внутрішнього корпусу 2 у відкрите положення відкриває доступ повітря в повітряний тракт 8 Пристрій розділення повітряного потоку 18 встановлюють в крайнє верхнє положення, створюючи тим самим умови для входу повітря через повітряний тракт 20 в камеру згоряння 21 повітряно-реактивного двигуна 7, після чого проводять його запуск Продукти згоряння повітряно-реактивного двигуна 7 через кільцевий регульований вихід 15 направляють в сопло 4 камери згоряння 5 Форсунки 6 з форкамерами 11 переміщують в крайнє переднє положення, відкривають пристрій формування повітряного потоку 10 і переміщують пристрій розділення повітряного потоку 18 в середнє положення, забезпечуючи при цьому надходження додаткового потоку повітря в камеру згоряння 5 Після чого розпилюють паливо за допомогою форсунок 6 назустріч повітряному потоку, що поступає з кільцевого виходу 9 в камеру згоряння 5 При необхідності, для створення оптимальних умов згоряння паливно-повітряної суміші, в камеру згоряння 5 подають окиснювач через форсунки 13 Після запалення паливно-повітряної суміші і формування зони горіння в камері згоряння 5, у повітрязабірнику 3 зовнішнього корпусу 1 утвориться розрядження, що викликає додатковий вхід повітря в камеру згоряння 5 Таким чином, відбувається примусове включення в роботу прямооточного контура при швидкості літального апарата, яка дорівнює нулю Крім того, через різницю швидкостей і тисків продуктів згоряння у задній кроМКВ камери згоряння і кільцевого регульованого виходу 15 виникає ефект струминної помпи, що дозволяє зменшити кількість палива, що витрачається в камері згоряння 21 повітряно-реактивного двигуна

7, не знижуючи робочих характеристик вентилятора 23 і компресора 19. Далі, за допомогою пристрою 12 і задньої регульованої кроМКВ 24 камери згоряння 5 формують сопло 4, забезпечуючи тим самим злітний режим літального апарата.

У режимі набору швидкості літальним апаратом здійснюється кількісний і швидкісний приріст повітряного потоку, що проходить через повітрязабірник 3 камери згоряння 5, що дозволяє збільшити ефективність дії струминної помпи, кількість палива, що згоряє в камері згоряння 5 і, отже, тягу комбінованої установки і швидкість літального апарата до чисел М 4-5.

За допомогою пристрою 12, регульованого повітрязабірника 3 зовнішнього корпусу 1 формують вхідне надзвукове сопло камери згоряння 5, а регулюванням пристрою формування повітряного потоку 10 збільшують швидкість повітряного потоку, що проходить крізь повітряний тракт 8 і кільцевий вихід 9, що підвищує швидкість виходу продуктів згоряння через сопло 4. При необхідності додають незначну кількість окиснювача в камеру згоряння 5 через форсунки 13. При цьому режимі роботи комбінованої літальної установки швидкість літального апарата досягає 8М.

Для подальшого збільшення швидкості відключають повітряно-реактивний двигун 7, закривають повітрязабірник 3 внутрішнього корпусу 2, кільцевий регульований вихід продуктів згоряння 15 повітряно-реактивного двигуна 7 і пристрій формування повітряного потоку 10. Форсунки 6 з форкамерами 11 встановлюють в крайнє заднє положення. За допомогою пристроїв 12 регульованого повітрязабірника 3 зменшують сечення вхідного сопла і розформовують сопло 4. Розпиленням окиснювача через форсунки 13 в

камеру згоряння 5 знижують температуру повітряного потоку, що проходить через повітрязабірник 3 зовнішнього корпусу 1. За допомогою переміщення вздовж подовжньої осі установки і/або зміною площі поперечного сечення аеродинамічного пристрою 17 на вихідному конусі 16 формують ударну хвилю. Паливо, за допомогою розпилення через форсунки 6 назустріч охолоджену і збагаченому окиснювачем повітряному потоку, подається за рахунок швидкісного натиску на вихідний конус 16, де запалюється за рахунок чергового факела форкамери 11 і температурного фронту ударної хвилі, сформованої аеродинамічним пристроєм 17, чим забезпечується прийнятний тепловперепад і повнота згоряння палива на пперзвуківому режимі роботи. Продукти згоряння утримуються і виходять між стрибком ущільнення, прилеглим до граничного шару на зовнішньому корпусі 1, і ударною хвилею, сформованою аеродинамічним пристроєм 17.

Комбінована двигунова установка для літальних апаратів, відмінною особливістю якою є те, що вона дозволяє використати один двигун на всіх режимах польоту, а також при зльотанні і посадці літального апарата. При необхідності, вона дозволяє створити різноманітні прив'язки літак - двигунова установка. Установка може бути використана як на літальних апаратах, так і як самостійний носій корисного навантаження.

Література прийнята до уваги при складанні формули і опису винаходу.

1 Патент США N5224344, МКВ F 02 До 9/28

2 Нестеренко Г.Н., Космическая авиация, Воениздат, 1969, стор 58 - 59

3 Заявка PCT/BY97/00004, МКВ F 02 К 7/16, опубл 11.06.98

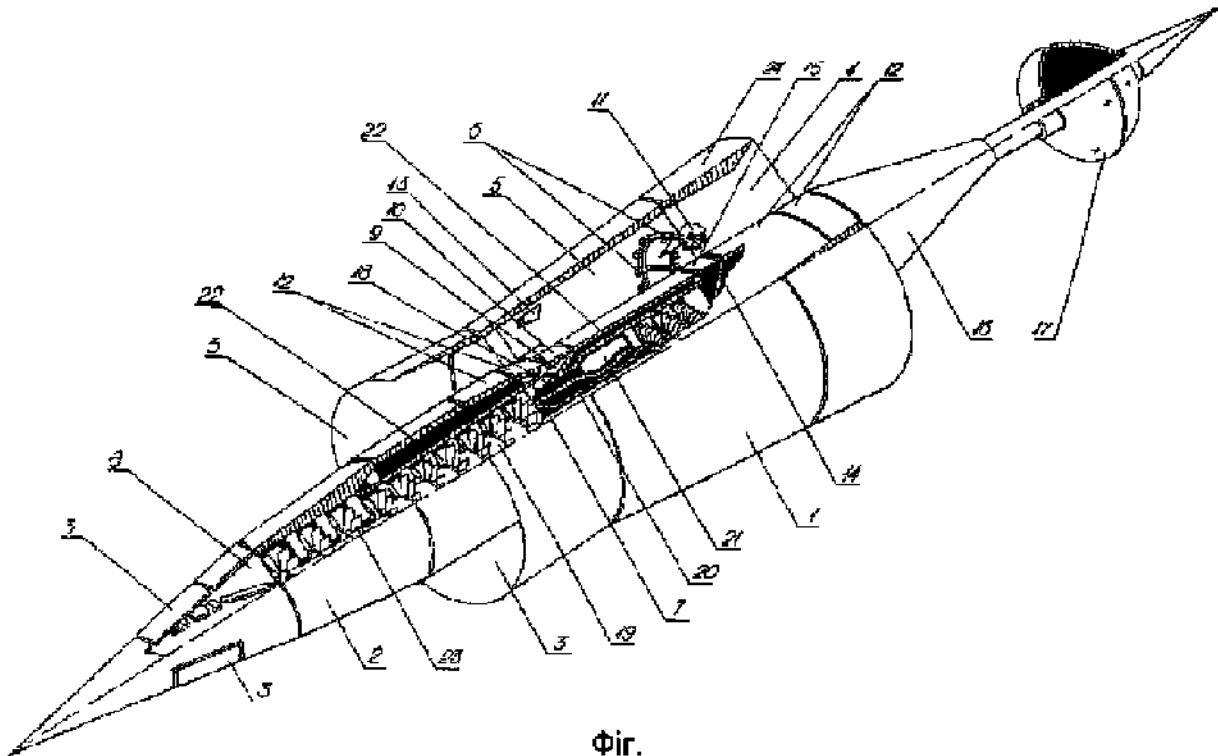


Fig.

ДП «Український інститут промислової власності» (Укрпатент)
вул. Сим'ї Хохлових, 15, м. Київ, 04119, Україна
(044) 456 – 20 – 90

ТОВ «Міжнародний науковий комітет»
вул. Артема, 77, м. Київ, 04050, Україна
(044) 216 – 32 – 71