



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 120501

(13) C2

(51) МПК

F02K 9/64 (2006.01)

F02K 9/78 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО РОЗВИТКУ  
ЕКОНОМІКИ, ТОРГІВЛІ ТА  
СІЛЬСЬКОГО ГОСПОДАРСТВА  
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

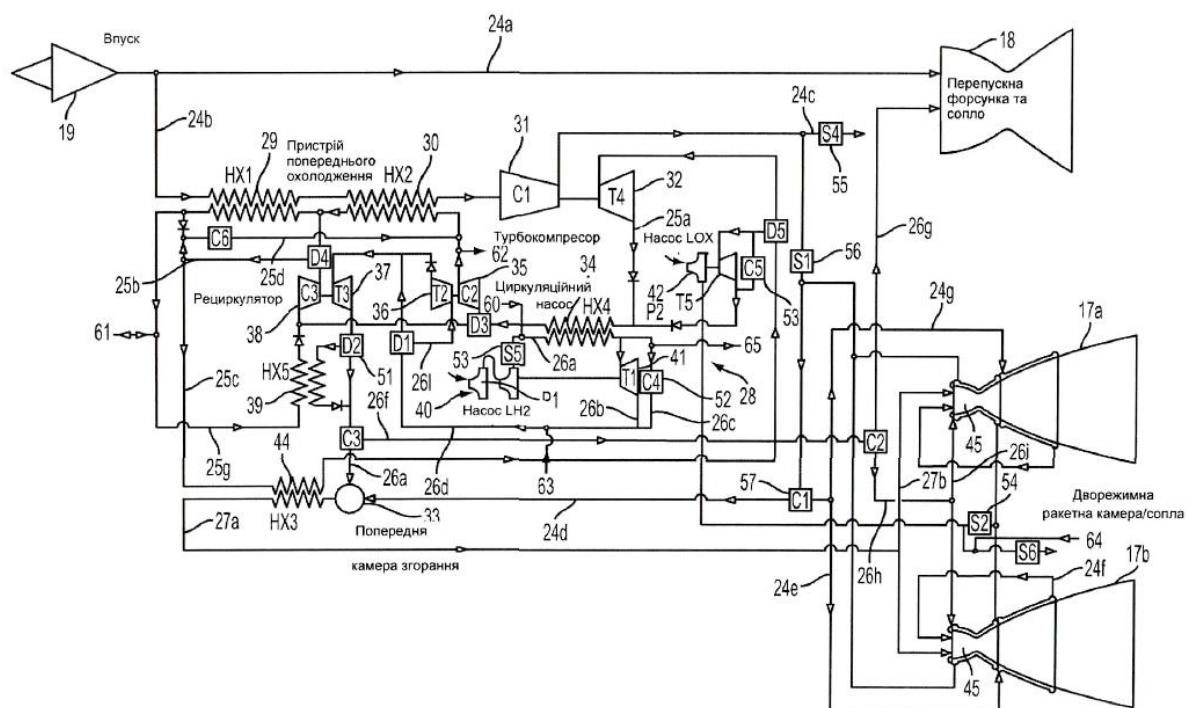
(21) Номер заявки:	а 2016 03350	(72) Винахідник(и):	Бонд Алан (GB), Варвілл Річард (GB)
(22) Дата подання заявки:	10.10.2014	(73) Власник(и):	РІЕКШН ЕНДЖИНС ЛІМІТЕД, Hill House, 1 Little New Street, London, EC4A 3TR, United Kingdom (GB)
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід:	26.12.2019	(74) Представник:	Кістерський Тимофій Арсенійович, реєстр. №457
(31) Номер попередньої заявки відповідно до Паризької конвенції:	1318108.6, 14/296,620	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:	US 5101622 A, 07.04.1992 US 7418814 B1, 02.09.2008 VARVILL R ET AL, "THE SKYLON SPACEPLANE", JOURNAL OF THE BRITISH INTERPLANETARY SOCIETY, BRITISH INTERPLANETARY SOCIETY, LONDON, GB, (20031205), vol. 57, no. 1/02, ISSN 0007- 084X, pages 22 - 32, XP001185315
(32) Дата подання попередньої заявки відповідно до Паризької конвенції:	11.10.2013, 05.06.2014		
(33) Код держави-учасниці Паризької конвенції, до якої подано попередню заявку:	GB, US		
(41) Публікація відомостей про заявку:	25.10.2016, Бюл.№ 20		
(46) Публікація відомостей про видачу патенту:	26.12.2019, Бюл.№ 24		
(86) Номер та дата подання міжнародної заявки, поданої відповідно до Договору РСТ	PCT/GB2014/000409, 10.10.2014		

(54) ДВИГУН, СПОСІБ ЙОГО ЕКСПЛУАТАЦІЇ ТА ПОВІТРЯНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, ЩО МІСТИТЬ ТАКИЙ ДВИГУН

(57) Реферат:

Даний винахід належить до двигуна, який має два режими роботи, повітряно-реактивний і ракетний, які можуть бути використані, наприклад, у повітряному літальному апараті, літальному апараті або повітряно-космічному літаку. Ефективність двигуна може бути доведена до максимуму завдяки використанню пристрою попереднього охолодження для охолодження всмоктуваного повітря у повітряно-реактивному режимі з використанням холодного палива, яке використовується для ракетного режиму. Завдяки впровадженню пристрою попереднього охолодження та деяких інших компонентів циклу двигуна і їхньому розташуванню та роботі відповідно до опису, можуть бути частково усунуті проблеми, наприклад, пов'язані з підвищеними вимогами до палива та ваги і з наростанням інею.

UA 120501 C2



ΦΙΓ. 3

# ПЕРЕХРЕСНЕ ПОСИЛАННЯ НА РОДИННІ ЗАЯВКИ

[0001] Дана заявка претендує на пріоритет відповідно до розділу 35 Кодексу законів США § 119(a) за заявою на патент № GB 1318108.6, яка подана в Об'єднаному Королівстві 11 жовтня 2013 р., і заявки на патент США № 14/296 620, яка подана 5 червня 2014 р., кожна з яких

включена в даний документ за допомогою посилання.

## ОБЛАСТЬ ТЕХНІКИ

[0002] Даний винахід відноситься до двигуна такого типу, що може бути використаний в аерокосмічній області. Даний винахід також відноситься до способу експлуатації такого двигуна, а також до повітряного літального апарата, літального апарата або повітряно-космічного літака, який містить такий двигун.

## РІВЕНЬ ТЕХНІКИ

[0003] Відомі спроби створити одноступінчастий апарат для виводу на орбіту (single stage to orbit (SSTO) vehicle). Щоб бути комерційно рентабельним, такому транспортному засобу, як правило, потрібна висока частка корисного навантаження для можливості адаптації для

відповідності різним експлуатаційним вимогам. Крім того, такий транспортний засіб повинен мати здатність легко маневрувати на опорній поверхні та мати короткий міжремонтний період. [0004] Теоретично можливо реалізувати апарат SSTO з високопродуктивною ракетною тягою. Однак для використання ракети, починаючи від зльоту, буде необхідне високе корисне навантаження окислювача, наприклад рідкого кисню, що буде додавати значну масу транспортному засобу. Одним із варіантів є посилення ракетного двигуна за допомогою альтернативної силової рушійної установки, а потім завершення виведення на орбіту на одній ракетній тязі.

[0005] В GB-A-2240815 описаний дворежимний або гібридний аерокосмічний тяговий двигун. У даному двигуні у першому режимі роботи двигун використовує рідке водневе паливо для попереднього охолодження всмоктуваного повітря турбокомпресора, щоб подавати його під високим тиском як окислювач у вузол камери згорання/сопла ракетного типу. При високих числах Маху, що наприклад перевищують 5М, двигун переходить у другий режим роботи, що діє як звичайний високопродуктивний ракетний двигун, який використовує рідкий кисень, що перевозиться на транспортному засобі, для окислювання рідкого водневого палива.

[0006] Такий гібридний двигун може служити для збільшення продуктивності ракетного двигуна шляхом надавання йому здатності споживання повітря. Ракетні двигуни вважають найбільш підходящим двигуном для досягнення необхідної швидкості при виході на орбіту, наприклад, при ефективній швидкості витікання у вакуумі ( $V_{ef}$ ) приблизно 4500 м/с.

[0007] Щоб загальну систему згорання та сопла можна було використовувати в обох режимах руху (тобто ракетному і повітряно-реактивному режимах) повітря, що надходить, як правило, повинно бути стисненим до високого тиску, аналогічного, але не обов'язково ідентичного тиску в ракетному режимі (приблизно 150 бар). Для цього повітря, що надходить, спочатку охолоджують, щоб підтримувати температуру в практичних межах (нижче 800 К) і мінімізувати роботу компресора, необхідну для турбокомпресора.

[0008] Імовірно, однак, що таким двигуном буде важко керувати. Даний винахід спрямований на ослаблення щонайменше певною мірою проблем та/або усунення щонайменше до певної межі труднощів, пов'язаних з попереднім рівнем техніки.

## РОЗКРИТТЯ ВІНАХОДУ

[0009] Відповідно до першого аспекту даного винаходу створений двигун, який містить: ракетну камеру згорання для згорання палива й окислювача; компресор для подачі окислювача під тиском у камеру згорання; перший теплообмінник, що має впуск і випуск, виконаний з можливістю охолодження окислювача, призначеного для подачі в компресор, з використанням теплопередавального середовища, перед стисненням зазначеним компресором; контур теплопередавального середовища для теплопередавального середовища; пристрій подачі палива для подачі палива; другий теплообмінник, встановлений для охолодження теплопередавального середовища за допомогою палива, що подається пристроєм подачі палива; перший циркуляційний насос для циркуляції теплопередавального середовища контуром теплопередавального середовища та подачі теплопередавального середовища до впуску першого теплообмінника; другий циркуляційний насос, розташований нижче за потоком від випуску першого теплообмінника; при цьому двигун виконаний з можливістю роботи у першому режимі, в якому другий циркуляційний насос виконаний з можливістю подачі теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника до впуску першого теплообмінника.

[0010] Таким чином, теплопередавальне середовище може направлятися назад у перший теплообмінник без первісного охолодження за допомогою палива, щоб регулювати та

контролювати температуру першого теплообмінника. Це може допомогти регулюванню наростання інею на першому теплообміннику та забезпечити задовільне використання палива.

[0011] Камера згорання може бути з'єднана із соплом для створення тягового зусилля. Камера згорання та/або сопло можуть бути з повітряним охолодженням.

5 [0012] Двигун може бути виконаний як рушійна установка, наприклад, для повітряного літального апарата або іншого подібного транспортного засобу.

[0013] Теплопередавальне середовище або текуче середовище також може з успіхом служити як робоче середовище, тобто воно має можливість розширення та стиснення. Дане текуче середовище може бути використане в силовому контурі двигуна, наприклад, для приводу турбін.

[0014] Хоча в даному описі посилення зроблені на турбіні і компресори, можуть бути використані будь-які підходящі механізми, які можуть бути приведені в дію за допомогою робочих середовищ, або які можуть стискати робоче середовище. Власне кажучи, посилення на турбіні варто розглядати як такі, що включають який-небудь механізм, що може бути

15 приведений у дію за допомогою текучого середовища, наприклад, газу, а посилення на компресори варто розглядати як означаюче який-небудь механізм, що може стискати текуче середовище.

[0015] Компресор може бути частиною осьового турбокомпресора. Компресор може бути

20 виконаний з можливістю забезпечувати ступінь стиснення 150:1. У компресорі може бути стиснене повітря. Тиск повітря на випуску може становити 145 бар.

[0016] Подача палива може здійснюватися з криогенного паливного резервуара.

[0017] При необхідності двигун додатково містить третій теплообмінник, виконаний з

25 можливістю охолодження теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника з використанням зазначеного палива; при цьому двигун виконаний з можливістю роботи у другому режимі, в якому другий циркуляційний насос виконаний з

30 можливістю подачі теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника у проміжну точку між впуском і випуском першого теплообмінника після охолодження третім теплообмінником.

[0018] При необхідності двигун додатково містить перепускний канал, який може бути

35 використаний для перепуску палива повз зазначений третій теплообмінник у першому режимі роботи.

[0019] Для керування перепускним каналом можуть бути передбачені клапани. Частина теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника може бути

40 регульованою для керування розподілом температури у першому теплообміннику.

[0020] Перший теплообмінник може мати множину ступенів. Теплообмінник може містити множину тонкостінних трубок. Трубки можуть бути вставлені одна в одну.

[0021] Двигун може бути оснащений одним або більшою кількістю перепускних форсунок або пристроїв для допалювання палива в другому контурі (bypass burner). При низьких потоках окислювача, що надходить, наприклад, коли транспортний засіб, який містить такий двигун,

45 рухається на малих швидкостях, подається більше окислювача, ніж необхідно. Перепускні форсунки можуть бути виключені, наприклад, паливо не подається до перепускних форсунок. Перепускні форсунки можуть бути регульованими на зменшення або збільшення для відповідності кількості окислювача, наприклад, подачі повітря у двигун. Перепускні форсунки

50 можуть забезпечувати додаткове тягове зусилля.

[0022] При необхідності двигун додатково містить турбіну, виконану з можливістю приведення її в дію з використанням частини теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника для приводу зазначеного компресора.

[0023] При необхідності двигун додатково містить четвертий теплообмінник, виконаний з

55 можливістю нагрівання зазначеного теплопередавального середовища перед подачею в зазначену турбіну.

[0024] При необхідності двигун містить попередню камеру згорання (pre-burner), виконану з

60 можливістю попереднього нагрівання палива перед подачею в ракетну камеру згорання, при цьому випуск із зазначеної попередньої камери згорання з'єднаний з четвертим теплообмінником для нагрівання зазначеного теплопередавального середовища.

[0025] Подача палива й окислювача у попередню камеру згорання може бути виконана з

можливістю підтримувати по суті постійну температуру теплопередавального середовища після виходу з четвертого теплообмінника, коли двигун працює у першому та другому режимах.

[0026] При необхідності двигун додатково містить резервуар окислювача, при цьому

зазначений двигун виконаний з можливістю роботи у третьому режимі, в якому окислювач

подається із зазначеного резервуара окислювача.

[0027] У зазначеному третьому режимі окислювач може винятково подаватися з резервуара окислювача. Компресор може бути обійдений.

[0028] У зазначеному третьому режимі теплопередавальне середовище може бути використане для приводу турбіни, з'єднаної з насосом подачі окислювача.

5 [0029] Перший та другий циркуляційні насоси можуть бути виконані як компресори, при необхідності з радіальними лопатками. Максимальна потужність на виході першого циркуляційного насоса може бути більша, ніж максимальна потужність на виході другого циркуляційного насоса. Перший та другий циркуляційні насоси можуть приводитись в дію за допомогою турбін, що приводять у дію подачею палива.

10 [0030] Пристрій подачі палива може містити паливний насос із приводом від турбіни.

[0031] При необхідності двигун виконаний так, щоб теплопередавальне середовище обходило перший теплообмінник.

[0032] При необхідності двигун виконаний так, щоб теплопередавальне середовище обходило перший циркуляційний насос і приводилось в рух у контурі теплопередавального середовища за допомогою зазначеного другого циркуляційного насоса.

15 [0033] При необхідності двигун додатково містить повітрязабірник для подачі повітря в якості зазначеного окислювача.

[0034] При необхідності теплопередавальне середовище виконане у вигляді замкнутого контуру потоку.

20 [0035] При необхідності двигун містить гелій в якості теплопередавального середовища в контурі теплопередавального середовища. В якості теплопередавального середовища може використовуватись неон або яке-небудь інше підходяще текуче середовище.

[0036] При необхідності пристрій подачі палива виконаний з можливістю подачі водню в якості зазначеного палива.

25 [0037] Відповідно до другого аспекту даного винаходу створений спосіб експлуатації двигуна, який містить: ракетну камеру згорання для згорання палива й окислювача; компресор для подачі окислювача під тиском у камеру згорання;

[0038] перший теплообмінник, який має впуск і випуск для охолодження окислювача, що подається в зазначений компресор з використанням теплопередавального середовища перед

30 стисненням зазначеним компресором;  
[0039] контур теплопередавального середовища для зазначеного охолоджуючого середовища; при цьому в першому режимі роботи спосіб включає подачу теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника на впуск першого теплообмінника для регулювання розподілу температури у першому теплообміннику.

35 [0040] Перший теплообмінник може працювати з порівняно високою та низькою температурами. Частина теплопередавального середовища, що подається від випуску першого теплообмінника на впуск першого теплообмінника, може бути регульованою, щоб підтримувати температуру у відсіку холодильної установки вище заздалегідь заданої температури. У роботі для запобігання наростання інею на першому теплообміннику може бути вибрана заздалегідь

40 задана температура.  
[0041] Теплопередавальне середовище, що подається від випуску першого теплообмінника, може бути змішана спочатку з теплопередавальним середовищем, яке було охолоджене паливом, перед подачею на впуск першого теплообмінника.

45 [0042] При необхідності, у другому режимі роботи спосіб містить в собі охолодження теплопередавального середовища, що подається від випуску першого теплообмінника перед подачею теплопередавального середовища у проміжну точку між впуском і випуском першого теплообмінника.

[0043] При необхідності, у другому режимі роботи витрата теплопередавального середовища у першому теплообміннику нижче за потоком від проміжної точки вдвічі більше витрати теплопередавального середовища вище за потоком від проміжної точки. Це служить для обмеження температури матеріалу, що може знижувати коефіцієнт корисної дії циклу

50 двигуна, але може більш ефективно регулювати температуру в першому теплообміннику.  
[0044] При необхідності перший циркуляційний насос експлуатують для подачі теплопередавального середовища на впуск першого теплообмінника, а другий циркуляційний насос експлуатують для подачі теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника на впуск або у проміжну точку між впуском і випуском першого теплообмінника.

55 [0045] При необхідності використовують паливо для охолодження теплопередавального середовища в другому теплообміннику перед подачею у перший теплообмінник.

[0046] При необхідності теплопередавальне середовище охолоджують за допомогою палива в третьому теплообміннику перед подачею у проміжну точку між впуском і випуском зазначеного першого теплообмінника.

[0047] При необхідності окислювачем служить повітря, а паливом служить водень.

5 [0048] При необхідності теплопередавальним середовищем служить гелій.

[0049] При необхідності паливо використовують для приводу турбін, зв'язаних із зазначеними першим і другим циркуляційними насосами. Це дозволяє двигуну мати можливість запуску з використанням палива, наприклад, водню.

10 [0050] При необхідності, у третьому режимі роботи теплопередавальне середовище обходить перший теплообмінник і другий циркуляційний насос.

[0051] При необхідності, у третьому режимі роботи окислювач подають у вигляді рідкого кисню.

[0052] При необхідності паливо подають у камеру попереднього згорання для попередньої підготовки палива перед подачею в ракетну камеру згорання.

15 [0053] При необхідності випуск із камери попереднього згорання використовують для підігріву теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника перед подачею теплопередавального середовища в турбіну для приводу компресора.

[0054] При необхідності, у третьому режимі роботи перший циркуляційний насос використовують винятково для приводу в рух теплопередавального середовища.

20 [0055] Завдяки вибірному використанню одного із циркуляційних насосів, можна краще керувати потребами в енергії двигуна.

[0056] При необхідності, у першому режимі роботи до 25 % теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника подають на впуск зазначеного першого теплообмінника.

25 [0057] Відповідно до третього аспекту даного винаходу створений транспортний засіб, який містить двигун відповідно до першого аспекту з якими-небудь додатковими характеристиками або без них.

[0058] Відповідно до четвертого аспекту даного винаходу створений повітряний літальний апарат, літальний апарат або повітряно-космічний літак, який містить двигун відповідно до першого аспекту з якими-небудь додатковими характеристиками або без них.

#### КОРОТКИЙ ОПИС КРЕСЛЕНЬ

[0059] Даний винахід може бути здійснений різними способами, і різні варіанти здійснення винаходу тепер будуть описані як приклад з посиланнями на прикладені креслення, на яких:

35 [0060] На фіг. 1А, 1В і 1С показані вигляди збоку, у плані та ззаду, відповідно, одноступінчастого повітряного літального апарата для виводу на орбіту (single stage to orbit (SSTO) aircraft);

[0061] На фіг. 2 показаний частковий поперечний розріз через гондолу, що містить модуль гібридного повітряно-реактивного ракетного двигуна попереднього рівня техніки;

40 [0062] На фіг. 3 показана схема циклу гібридного повітряно-реактивного ракетного двигуна у повітряно-реактивному режимі при низькому числі Маху, наприклад, на швидкості, як правило, меншій 4 М;

[0063] На фіг. 4 показана схема циклу гібридного повітряно-реактивного ракетного двигуна за фіг. 3 у повітряно-реактивному режимі при швидкості, як правило, більшій 4 М;

45 [0064] На фіг. 5 показана схема циклу гібридного повітряно-реактивного ракетного двигуна за фіг. 3 і 4, що діє у повному ракетному режимі.

#### ЗДІЙСНЕННЯ ВИНАХОДУ

50 [0065] На фіг. 1А, 1В і 1С показаний одноступінчастий повітряний літальний апарат (single stage to orbit (SSTO) aircraft) 1 із шасі 2, 3, 4, що забирається, який має фюзеляж 5 з резервуарами 6, 7 палива й окислювача, і область 8 корисного навантаження. Пристрій 9 хвостового оперення та пристрій 10 переднього горизонтального оперення ("качка") з відповідними площинами керування керма напрямку 11 і носового керма 12 прикріплені до фюзеляжу 5. Основні крила 13 з елевонами 14 прикріплені з обох сторін фюзеляжу 5, і кожне крило 13 оснащено модулем 15 двигуна, прикріпленим до кінця 16 крила. Як показано на фіг. 1С і 2, задня частина кожного модуля 15 двигуна оснащена чотирма ракетними соплами 17, оточеними різними перепускними форсунками 18.

60 [0066] На фіг. 2 показаний відомий модуль 15 двигуна. Відомий модуль 15 двигуна містить повітреприймач 19а, теплообмінник 21, що містить чотири вузли, турбокомпресор 22 і циркуляційні проточні трубопроводи або канали 23. Модуль 15 двигуна поміщений у гондолу 20, що може бути прикріплена до крила повітряного літального апарата, такого як крило повітряного літального апарата, як показано на фіг. 1А, 1В, 1С.

[0067] У повітряно-реактивному режимі роботи модуля 15 двигуна в межах земної атмосфери частина поступаючого повітря, що проходить через повітреприймач 19а, проходить через теплообмінник 21 у турбокомпресор 22, а інша частина обходить за перепускним каналом 19b до перепускних форсунок 18.

5 [0068] У переважному варіанті здійснення модуль двигуна попереднього рівня техніки замінений модулем двигуна, виконаним і керованим, як описано нижче.

[0069] Схема модуля двигуна або рушійної системи показана на фіг. 3. Модуль двигуна містить повітрозабірник 19. Повітрозабірник 19 може бути осесиметричним, так що, коли повітряний літальний апарат рухається на надзвукових швидкостях, повітрозабірник 19 служить для сповільнення захопленого повітряного потоку до дозвукової швидкості за допомогою косих і нормальних ударних хвиль. При високих числах Маху, наприклад, 5 М і вище, таке вповільнення може викликати збільшення температури повітреприймача, звичайно вище 1250 К. З метою ясності не передбачені посилальні номери для кожної деталі на фіг. 3, 4 і 5. Однак повинно бути зрозуміло, що на кожній з фіг. 3, 4 і 5 показаний той самий двигун у різних режимах роботи, і

10

15 кожен двигун містить однакові вузли.

[0070] Повітря, що проходить через повітрозабірник, розділяється на два проточних канали. Один із цих проточних каналів 24а подає повітря у перепускні форсунки 18, яка містить сопло. При малих потоках поступаючого окислювача, наприклад, коли повітряний літальний апарат рухається на малих швидкостях, на впуск подається більше повітря, ніж необхідно. Перепускні форсунки потім можуть бути виключені, наприклад, паливо не подається до перепускних форсунок. Перепускні форсунки можуть бути регульованими на зменшення або збільшення, щоб відповідати кількості окислювача, наприклад, подачі повітря у двигун. Перепускні форсунки можуть забезпечувати додаткове тягове зусилля та поліпшувати робочі характеристики двигуна.

20

[0071] Інша частина повітря з повітрозабірника 19 проходить через інший проточний канал 24b у пристрій попереднього охолодження, який необхідний для охолодження стисненого поступаючого повітря. У даному варіанті здійснення пристрій попереднього охолодження містить першу ступінь 29 теплообмінника та другий ступінь 30 теплообмінника, хоча передбачений пристрій попереднього охолодження з будь-якою кількістю ступенів теплообмінника.

25

30

[0072] Після охолодження повітря через ступені 29, 30 теплообмінника, повітря проходить через компресор 31, що приводиться в дію від турбіни 32, як докладно описано нижче. Компресор вибирають для забезпечення заздалегідь заданого ступеня стиснення, залежно від вимог до робочих характеристик двигуна. У даному варіанті здійснення компресор може, як правило, мати ступінь стиснення 150:1, так що всмоктуване повітря стискується приблизно до 145 бар.

35

[0073] Частину стисненого повітря пропускають у камеру 33 попереднього згорання за проточним каналом 24. Ще одна частина стисненого повітря проходить через проточний канал 24g у камеру згорання 45 ракетного двигуна з соплом 17а. Це повітря також може бути використане для охолодження камери 45 згорання та/або сопла 17а. Частина повітря, що подається в камеру 33 попереднього згорання та камеру 45 згорання, може бути регульованою та керованою, щоб відповідати вимогам до робочих характеристик двигуна.

40

[0074] Як правило, такий двигун повинен бути оснащений множиною камер 45 згорання та зв'язаними з ними ракетними соплами 17а, 17b. У схемі показані дві ракетні камери 45 зі зв'язаними з ними соплами 17а, 17b.

45

[0075] Типовий повітряний літальний апарат або звичайний транспортний засіб може містити чотири вузли камер згорання/сопел, розташованих у гондолі. Однак, щоб забезпечити необхідне тягове зусилля для транспортного засобу, може бути передбачене будь-яке число вузлів камер/сопел.

[0076] Хоча при описі роботи даного двигуна буде виділена тільки одна ракетна камера 45 і вузли 17а, 17b сопел, повинно бути зрозуміло, що будь-який інший передбачений вузол ракетної камери/сопла може діяти в аналогічному або ідентичному режимі, і що кожен вузол ракетної камери/сопла буде одержувати частину палива й окислювача, щоб працювати та створювати тягове зусилля для транспортного засобу.

50

[0077] У літальному апараті з двома гондолами, кожна з яких містить чотири вузли камер згорання/сопел, вузли камер згорання/сопел можуть бути виконані з можливістю діяти як один двигун під час виведення на орбіту в повітряно-реактивному режимі, і як два ракетних двигуни із спареною камерою під час виведення на орбіту ракети. Це може служити для збільшення надійності виконання завдання та мінімізації об'єму установки двигуна.

55

[0078] В одному з варіантів здійснення камери 45 згорання можуть бути облицьовані з використанням облицювань, що містять, наприклад, дисперсно-зміцнений окисом алюмінію матеріал на основі міді, такий як GLIDCOP AL-20, або інший підходящий теплопровідний матеріал. Це може знизити термічні напруги в камерах згорання. Такий матеріал облицювання може бути використаний у зв'язку з високою температурою стінки, що може бути досягнута в камері 45 згорання в ході роботи у повітряно-реактивному режимі. У даному режимі роботи камера 45 згорання може бути з плівковим охолодженням із застосуванням водню, з використанням окремого впуску в камеру 45 згорання. Стиснене повітря або рідина, або газоподібний кисень низької температури може подаватися в охолоджуючі канали камери згорання або соплову юбку. Як правило, повітря або рідкий кисень подають у напрямку перетинання між камерою згорання й юбкою, де повітря або кисень рухається нагору за потоком в каналах у камері згорання та вниз за потоком в каналах юбки.

[0079] Камеру 45 згорання використовують для згорання стисненого повітря та водневого палива у повітряно-реактивному режимі, і кисню з бортових резервуарів рідкого кисню та водню у повному ракетному режимі.

[0080] У ході повного реактивного режиму, тобто, коли як окислювач використовують рідкий кисень, камера 45 згорання може охолоджуватись рідким киснем, так що вона працює при 800 K або менше. Кисень зазвичай виходить від облицювання при температурі приблизно 210 K. Така температура корисна тим, що дозволяє використовувати ті самі форсунки камери згорання в обох режимах двигуна, тобто повітряно-реактивному і ракетному режимах. Перепад тиску кисню в облицюванні становить приблизно 220 бар.

[0081] У даному варіанті здійснення сопло містить трубчасту охолоджувану юбку з кінцевою надставкою, охолоджувану випромінюванням, наприклад, з матеріалу SEP-CARBINOX. До цього прибігають, щоб забезпечити соплом можливість витримувати зовнішнє нагрівання потоку повітря під час повторного входу в атмосферу, коли відсутній холодоагент для охолодження двигуна. У даному варіанті здійснення охолоджувана трубчаста юбка виконана з жароміцних сплавів, таких як інконель, що може містити множинну трубок.

[0082] Під час повторного входу контур водню приводиться в дію вхолосту, на впуску 63, від резервуара водню. Це служить для проведення гелію за контуром гелію для запобігання перегріву пристрою попереднього охолодження.

[0083] У даному варіанті здійснення в ході повітряно-реактивного режиму юбка 50 охолоджується повітрям високого тиску, призначеним для камери згорання. У ракетному режимі рідкий кисень з проточних каналів 28a і 28b спочатку проходить через облицювання камери згорання, а потім частина випаруваного кисню, призначена для камери 45 згорання, проходить через трубчасту юбку перед надходженням у форсунку через проточний канал 28.

[0084] Пристрій 29, 30 попереднього охолодження використовують для охолодження поступаючого повітря. Перша ступінь 29 теплообмінника та друга ступінь 30 теплообмінника відповідають частинам з більш високою та порівняно низькою температурою, відповідно.

[0085] У даному варіанті здійснення пристрій 29, 30 попереднього охолодження являє собою високопродуктивний теплообмінник, у якому як охолоджуюче середовище використовують газоподібний гелій високого тиску в замкнутому контурі. Контур гелію докладно описаний нижче.

[0086] Підходящий теплообмінник може бути виконаний як протиточний теплообмінник з матрицею охолоджуючих каналів або трубок діаметром менше, ніж 1 мм, з тонкими стінками, товщиною, як правило, 20-30 мікрон. Щоб забезпечити необхідну продуктивність, велике число, наприклад, від 300000 до 600000 таких трубок вставлені одна в одну та виконані у вигляді складних спіралей у кожному теплообміннику. Трубки можуть іти за спіральними каналами від впуску до випуску, із трубками, що проходять або в осьовому, або в радіальному напрямку. У даному варіанті здійснення пристрій попереднього охолодження виконаний з можливістю охолодження поступаючого повітря від температури 1250 K до температури приблизно 125 K.

[0087] Двигун виконаний з можливістю дії з використанням повітря для зльоту. Двигун запускають за допомогою допоміжних турбонасосів, що приводять у дію від внутрішньої системи подачі газоподібного ракетного палива в транспортному засобі.

[0088] Перед пуском двигуна замкнутий контур гелію, позначений 25a-25g, заповнюють гелієм. Контур гелію можна поповнювати або вентилювати, наприклад, внаслідок розширення гелію, на впускній лінії 61. Для запобігання кавітації кисневих насосів гелій можна подавати за потоком 62 для створення тиску в кисневих резервуарах. Пристрій попереднього охолодження спочатку ізольований від контуру гелію та має тиск спокою приблизно 140 бар, тоді як тиск спокою іншої частини контуру гелію становить приблизно 40 бар. У цей момент камера 45 згорання ізольована від подачі окислювача та палива.



[0089] Стартові турбонасоси (не показані) подають рідкий водень (за впускною лінією 60, показаною на фіг. 3) під тиском 60 бар і рідкий кисень при 130 бар (за впускною лінією 64) з основних резервуарів транспортного засобу. Водень надходить у теплообмінник 34 нижче за потоком від клапана 53, що на даному етапі закритий. Кисень надходить у контур охолодження камери згорання нижче за потоком від клапана 54, що на даному етапі закритий.

[0090] Двигун працює, у той час як підведене повітря подається від компресора 31 за проточним каналом 24с через клапан 55, і, коли тиск подачі гелієвого циркуляційного насоса досягає 140 бар, пристрій попереднього охолодження підключається, вводячи пристрій 29, 30 попереднього охолодження в контур гелію. У той самий час клапан 56 починає відкриватися для подачі повітря в камеру 33 попереднього згорання та камери 45 згорання.

[0091] Коли подача водневого насоса досягає 60 бар, клапан 53 відкривається, і початкова подача водню зменшується. Крім того, коли подача повітря компресором досягає 130 бар, початкова подача кисню зменшується. Для запобігання кавітації у водневих насосах водень нижче за потоком від теплообмінника 34 може подаватися за потоком 65 для створення тиску у водневих резервуарах.

[0092] Щоб основні насоси подачі водню та кисню могли працювати ефективно, можуть бути передбачені бустерні насоси як для кисневого, так і для водневого резервуарів.

[0093] Одночасно клапан 57 впускає повітря в камеру 45 згорання для згорання палива та плівкового охолодження камери згорання та/або сопел. Тепер двигун досяг основного етапу дії у повітряно-реактивному режимі.

[0094] Гелій приводиться в рух у контурі гелію за допомогою циркуляційного насоса 35. Хоча циркуляційний насос варто вибирати залежно від вимог до робочих характеристик двигуна, у даному варіанті здійснення циркуляційний насос 35 містить одноступінчастий відцентровий компресор, що приводиться від двоступінчастої водневої турбіни 36. Циркуляційний насос 35, як правило, працює із швидкістю обертання приблизно 64000 об./хв. Його конструкція аналогічна конструкції водневого турбонасоса 40, 41 описаного нижче, з такою ж потужністю, 19 МВт максимум.

[0095] У першому повітряно-реактивному режимі роботи, як показано на фіг. 3, в основному, нижче висоти 10 км, гелій приводиться в рух циркуляційним насосом 35, у послідовності, через другу ступінь 30 теплообмінника та першу ступінь 29 теплообмінника пристрою попереднього охолодження, так що теплообмінник попереднього охолодження працює у протivotоці до потоку поступаючого повітря.

[0096] Після пристрою попереднього охолодження гелій потім проходить через рециркулятор 38 перед охолодженням за проточним каналом 25b, де канал гелію розділяється між першим проточним каналом 25c і другим проточним каналом 25d. Перший проточний канал 25c проходить через теплообмінник 44 до камери 33 попереднього згорання, де температура гелію збільшується перед продовженням руху за контуром через турбіну 32, що пускає в хід компресор 31 (турбіна та компресор разом утворюють турбокомпресор), який використовується для стиснення поступаючого повітря.

[0097] Хоча в даному першому режимі повітряно-реактивної дії, зазвичай на швидкості менше 4 М та нижче висоти 10 км, гелій проходить через теплообмінник 39, розташований перед рециркулятором 38, він не охолоджується в даному теплообміннику 39 воднем, оскільки водень обходить теплообмінник за перепускним каналом 51.

[0098] Після турбіни 32 турбокомпресора, гелій проходить через теплообмінник 34, де він охолоджується приблизно до 44 К за рахунок водню, що подається насосом 40 рідкого водню, за проточним каналом 26a. Потім гелій повертається до початку контуру гелію в циркуляційному насосі 35.

[0099] Хоча рециркулятор 38 гелію може бути вибраний залежно від вимог до робочих характеристик двигуна, у даному варіанті здійснення рециркулятор гелію являє собою вентилятор, який приводить в рух потік контуру охолодження. Вузол може, як правило, містити одноступінчастий осьовий вентилятор 38, який приводиться в дію за допомогою одноступінчастої водневої активної турбіни 37. Вузол, як правило, може працювати на максимальній швидкості 57330 об./хв.

[0100] У даному варіанті здійснення, наприклад, з основним циркуляційним насосом 35 гелію, є два рециркулятора 38 на гондолу для надійності під час роботи ракети. Робоча температура порівняно низька, наприклад, 630 К гелію та 577 К водню.

[0101] Після рециркулятора 38, другий проточний канал 25d гелію повертає гелій у пристрій 29, 30 попереднього охолодження в точці між другим ступенем 30 теплообмінника та циркуляційним насосом 35. Це дозволяє гелію від випуску пристрою попереднього охолодження

змішуватися з гелієм, що був попередньо охолоджений за рахунок потоку водню в теплообміннику 34.

[0102] Кожна гондола містить два водневих турбонасоси 40 для подачі водню до двигуна. Хоча водневий насос вибирають залежно від вимог до робочих характеристик двигуна, у даному варіанті здійснення кожен насос містить двоступінчасте лопатеве колесо з рівнем потужності 12,4 МВт у повітряно-реактивному режимі (20,4 МВт у ракетному режимі). У повітряно-реактивному режимі насоси, як правило, працюють із швидкістю обертання 69000 об./хв. при тиску подачі 310 бар.

[0103] Воднева турбіна 41 одержує водень високого тиску від теплообмінника 34, температура якого збільшена приблизно до 650 К, а тиск - до 310 бар за рахунок гелію, цей водень нагрітий гелієм, що виходить з турбіни 32 турбокомпресора. Впуск у водневу турбіну 41 відбувається приблизно при тиску 310 бар при 660 К у повітряно-реактивному режимі (330 бар при 777 К у реактивному режимі при 100 % тяговому зусиллі). Виходом 40 водневого насоса керує перепускний клапан 52 на перепускному проточному каналі 26с на водневій турбіні 41. Як правило, при аналогічних вимогах до тиску водневого насоса, як у повітряно-реактивному, так й у ракетному режимах, не потрібні додаткові ступені стиснення, які у противному випадку не повністю використовуються у повітряно-реактивному режимі.

[0104] Після турбіни 41 потік водню надходить у проточні канали 26b, 26d і 26i до турбіни 36, дана турбіна 36, що приводить в дію циркуляційний насос 35, описана вище. Після турбіни 36 водень потім проходить через турбіну 37, що пускає в хід рециркулятор 38, як описано вище. Після турбіни 37 частина водню проходить у камеру 33 попереднього згорання за проточним каналом 26e. Частина водню проходить за проточним каналом 26f, де частина проходить у ракетну камеру 45 згорання, а частина водню проходить до перепускної форсунки 18.

[0105] У даному першому режимі роботи двигуна рідкий кисень не потрібний як окислювач для ракетної камери. Замість цього ракета працює у повітряно-реактивному режимі. Повітряно-реактивний режим дає можливість повітряному літальному апарату, що містить такий двигун, злітати без необхідності використовувати окреме джерело кисню та без додаткових рушійних засобів, що має значні переваги за вагою, оскільки існують знижені вимоги до несення додаткового окислювача на повітряному літальному апараті.

[0106] Випуск камери 33 попереднього згорання використовують для попереднього нагрівання гелію за допомогою теплообмінника 44 перед охолодженням гелію в турбіну 32 для приводу в дію компресора 31 повітряозабірника. Камера 33 попереднього згорання є регульованою, щоб підтримувати постійну верхню температуру циклу гелію, у даному варіанті здійснення близько 1180 К, незалежно від числа Маху повітряного літального апарата у повітряно-реактивному режимі.

[0107] Камера 33 попереднього згорання спалює водень з повітрям, що подається за проточним каналом 24d. Вихідні з камери попереднього згорання газу проходять за каналом 27a перед подачею в ракетну камеру 45 згорання.

[0108] Хоча камера 33 попереднього згорання може бути вибрана залежно від вимог до робочих характеристик двигуна, у даному варіанті здійснення камера 33 попереднього згорання та теплообмінник 44 утворюють єдиний вузол, що містить багату воднем камеру згорання та кожухотрубний теплообмінник з однією плаваючою трубною пластиною.

[0109] Камера 33 попереднього згорання діє в широкому діапазоні відношень витрат і сумішей під час повітряно-реактивного режиму та при зміні його на ракетний режим. Як правило, максимальна температура згорання в камері попереднього згорання становить 1855 К, тоді як максимальна температура виходу продуктів горіння з теплообмінника 44 становить 1027 К. Конструкція вузла і його вихлопного трубопроводу є неохолоджуваною, але має ізоляційні облицювання.

[0110] Весь водень, призначений для основних камер згорання, проходить через камеру 33 попереднього згорання. Достатня кількість окислювача (повітря у повітряно-реактивному, газоподібний кисень у ракетному режимі) подається в камеру 33 попереднього згорання для збільшення температури гелію на виході з теплообмінника 44 камери попереднього згорання до необхідної величини (у даному варіанті здійснення, 1180 К у повітряно-реактивному, 820 К у ракетному режимі, де необхідно приводити в дію тільки рециркулятор 38 і турбіну 48 для насоса рідкого кисню). Інший окислювач додається в основні камери згорання.

[0111] Кожна гондола транспортного засобу містить дві камери 33 попереднього згорання для надійності в ракетному режимі роботи, хоча на кресленнях показана тільки одна. Однак у даному варіанті здійснення обидві камери 33 попереднього згорання необхідні для дії у повітряно-реактивному режимі, щоб забезпечити привод турбіни 32 потоком гелію.

[0112] Вихідні з камери попереднього згорання газу закінчують згорання в ракетній камері 45 згорання разом з водневим паливом, і розширюються через реактивні сопла 17а, щоб забезпечити тягове зусилля для повітряного літального апарата. У даному варіанті здійснення камера 45 згорання ракетного двигуна працює при тиску 103 бар і забезпечує 500 кН тягового зусилля у вакуумі.

[0113] На фіг. 4 показана робота двигуна в другому режимі, як правило, на швидкостях, що перевищують 4 М, але до того, як ракета діє з використанням рідкого кисню як окислювач.

[0114] На відміну від першого режиму роботи, у другому режимі роботи після проходження через рециркулятор 38 гелій надходить у пристрій попереднього охолодження в місці з'єднання 47 між другим ступенем 30 теплообмінника та першим ступенем 29 теплообмінника.

[0115] У даному режимі роботи гелій, як у першому режимі роботи, рухається за проточним каналом 25g до теплообмінника 39 перед проходженням до рециркулятора 38. Крім того, гелій також проходить від пристрою попереднього охолодження за проточним каналом 25e до теплообмінника 44 камери попереднього згорання, не проходячи спочатку через рециркулятор 38.

[0116] Після теплообмінника 44 камери попереднього згорання, гелій продовжує проходити, як у першому режимі, через турбіну 32, щоб пускати в хід компресор 31 повітря та теплообмінник 34 водню перед проходженням у циркуляційний насос 35, а потім - у другу ступінь 30 рециркулятора.

[0117] Таким чином, водень, мабуть, діє як поглинач тепла для нагрітого двигуна, що використовує високу температуру поступаючого повітря як джерело тепла в контурі гелію. Це означає, що значна частина тепла поступаючого повітря може бути перетворена в роботу, наприклад, для приводу турбіни турбокомпресора.

[0118] У даному режимі роботи потік водню регулюють, використовуючи клапан 51, так що водень проходить через теплообмінник 39, встановлений у контурі гелію, перед рециркулятором 38. Таким чином, гелій додатково охолоджується за допомогою водневого палива перед проходженням до місця з'єднання 47. Потік гелію до місця з'єднання 47 регулюється клапаном 46. У цьому режимі забір повітря та цикл такий самий, як у першому режимі роботи.

[0119] Завдяки подачі гелію з пристрою попереднього охолодження назад на впуск пристрою попереднього охолодження у першому режимі, як описано вище, без відведення тепла до водневого палива в теплообміннику 39, гелій може бути використаний для регулювання температури другого ступеня 30 теплообмінника пристрою попереднього охолодження шляхом змішування з попередньо охолодженим гелієм із циркуляційного насоса 35 у підходящих пропорціях для одержання необхідної температури гелію на впуску пристрою попереднього охолодження.

[0120] При більш високих швидкостях, як правило, вище 4 М, застосовують другий режим роботи, як описано вище. У даному другому режимі потреба в охолодженні у першому ступені 29 теплообмінника зростає, з гелієм, попередньо охолодженим після пристрою попереднього охолодження, у теплообміннику 39 перед проходженням до місця з'єднання 47 між двома ступенями 29, 30 теплообмінника.

[0121] Завдяки використанню даного першого і другого повітряно-реактивних режимів, розподіл температури у пристрої попереднього охолодження може краще регулюватися, і під час виведення на орбіту ідеальна радіальна різниця температур підтримується постійною. Це може служити для регулювання наростання інею на пристрої попереднього охолодження аж до висот близько 10 кілометрів, і забезпечує більш ефективну роботу системи контролю обмерзання.

[0122] Кількість гелію, що направлений назад, залежить від умов польоту та температури і вологості атмосфери. Величина рециркуляції є максимальною при зльоті, наприклад, як описано відносно першого режиму роботи, в якому гелій, що направлений назад, знову проходить через весь пристрій попереднього охолодження. Кількість гелію, що направлений назад, падає з висотою, наприклад, як у другому режимі роботи.

[0123] Рециркуляція може досягати 25 % від результуючого потоку в умовах сильного нагрівання та вологості при зльоті, але різко падає до декількох відсотків близько 5000 м, і до нуля близько 10 000 м, коли контроль наростання інею більше не потрібний, оскільки повітря не використовують як окислювач.

[0124] У даному варіанті здійснення потужність рециркулятора є порівняно низькою у порівнянні з циркуляційним насосом 35, як правило, порядку 24 % від потужності циркуляційного насоса.

[0125] Теоретично також можливе регулювання розподілу температур пристрою попереднього охолодження шляхом перепускання гелію від циркуляційного насоса. Однак продуктивність насоса може порушуватися при зниженому тяговому зусиллі внаслідок високої температури на вході компресора та зменшеного масового потоку повітря.

5 [0126] При більш високих швидкостях двигун може працювати в третьому режимі, як схематично показано на фіг. 5. У даному режимі двигун працює більш традиційно як ракетний двигун. У даному режимі кисень, який використовується у ракетних камерах 45, подається за допомогою насосів 42 рідкого кисню. Частину рідкого кисню подають у камеру попереднього згорання за проточним каналом 24d.

10 [0127] Перехід від повітряно-реактивного режиму до ракетного режиму роботи досягається у двигуні при безперервній роботі та низькому тяговому зусиллі наприкінці траєкторії набору висоти у повітряно-реактивному режимі. Спочатку ракетний режим починається із зниження температури камери 33 попереднього згорання, розгону насоса 42 рідкого кисню та продувки киснем, у той час як усе ще працює система згорання на повітрі. Наступна ступінь полягає в  
15 заміні киснем повітря шляхом впускання рідкого кисню в систему охолодження камери згорання для його випаровування та виводу повітря за борт.

[0128] Під час завершальної фази переходу в ракетний режим турбокомпресор 31, 32 сповільнюється, тоді як потік гелію обходить основний циркуляційний насос 35 і проходить  
20 прямо в рециркулятор 38. Двигун на даному етапі тепер працює в ракетному режимі приблизно при 50 % повного тягового зусилля. Нарешті двигун дроселюють до 100 % тягового зусилля для виведення на орбіту ракети.

[0129] Як правило результуюче тягове зусилля/потік палива змінюється з 26000 м/с при зльоті приблизно до 16 000 м/с при числі Маху 5. Співвідношення компонентів, тобто фактичне  
25 відношення палива до повітря до стехіометричного відношення палива до повітря невстановленого двигуна становить приблизно 2,8. Під час роботи камера згорання працює, по суті, при стехіометричному відношенні палива до повітря/окислювача у повітряно-реактивному режимі.

[0130] У даному третьому режимі роботи гелій не проходить через першу і другу ступені 30, 29 пристрою попереднього охолодження, оскільки попередньо охолоджене повітря не потрібно.  
30 Переважніше, гелій проходить через рециркулятор 38, і на клапані 46 весь гелій тече за проточним каналом 25b, а потім за проточним каналом 25c через теплообмінник 44 камери попереднього згорання. Потім гелій проходить за контуром через проточні канали 25h і 25i до турбіни 48 для приводу насоса 42 рідкого кисню, що подає окислювач у ракетну камеру 45 згорання. У даному режимі гелій не проходить через турбіну 32 турбокомпресора. Після турбіни  
35 48 потім гелій проходить через теплообмінник 34 водню перед охолодженням безпосередньо в рециркулятор 38, тобто в обхід циркуляційного насоса 35. Рециркулятор 38 має меншу потужність, ніж основний циркуляційний насос 35 гелію, і таке знижене споживання потужності може бути використане в режимі двигуна для виведення на орбіту ракети.

[0131] Двигун оснащений двома турбонасосами 42 кисню в кожному двигуні в гондолі. У  
40 даному варіанті здійснення тиск на вході може становити приблизно 4 бар, і подаватися змонтованими в резервуарі бустерними насосами транспортного засобу. Насоси кисню мають типову потужність 13 МВт для одержання номінального тиску подачі насоса 400 бар.

[0132] У даному варіанті здійснення гелієва турбіна 48 містить одну ступінь. Завдяки тому, що характеристики контуру гелію встановлюються повітряно-реактивною фазою, він забезпечує  
45 набагато більшу потребу насоса в кисні. Таким чином, турбіна 48 може бути виконана послідовно з великою заслінкою, для зниження коефіцієнта тиску до 1,3, і паралельно з більшим перепускним каналом 53 за проточним каналом 25j для зниження проектного потоку до 20 кг/с. Внаслідок таких умов конструктивні обмеження на турбіні мінімальні та можуть бути використані для зведення до мінімуму маси. Турбіна 48, як правило, має температуру на вході 820 K.

[0133] Частина кисню також подається за проточними каналами 28a, 28b, 28d, 28e і 28f у  
50 камеру 33 попереднього згорання за проточним каналом 24d. У даному режимі роботи водень нагнітають через теплообмінник 34, через турбіну 41 і проточний канал 26d, в обхід турбіни 36 за проточним каналом 26m, використовуючи клапан 59, перед проходженням у турбіну 37 і проходженням прямо в камеру 33 попереднього згорання, без проходження через  
55 теплообмінник 39, оскільки в даному режимі додаткове охолодження гелію не потрібне.

[0134] Рідкий водень, як правило, що зберігається кріогенно на транспортному засобі при температурі 20 K або нижче, як правило, подається від паливного насоса приблизно при 200 бар і 35 K.

[0135] При переході від повітряно-реактивного до ракетного режиму потужність контуру, що  
60 подається до турбін 32, 48, 36, 37, падає від 227,4 МВт до 33,4 МВт, тобто до рівня 14,7 % від

максимальної потужності. Збільшення масового потоку водню приблизно на 50 % у ракетному режимі у порівнянні з повітряно-реактивним режимом, у сполученні із зниженою потребою у потужності, описаної вище, дозволяє турбіні 37 рециркулятора приводити контур гелію в ракетному режимі, а не основний циркуляційний насос 35.

5 [0136] Двигун відключається при закриванні клапанів 54, 56 подачі окиснювача, а також клапанів 53 подачі водню, у той самий час регулюючи температуру камери попереднього згорання, використовуючи клапан 57.

[0137] Під час відключення пристрій попереднього охолодження ізольований, і основному контуру дозволено стравлюватися до тиску спокою, фазуючи тиск водню так, щоб не перенавантажувати теплообмінник 34. Потім пристрій попереднього охолодження стравлюється до тиску спокою, і лінії ракетного палива продувають гелієм.

[0138] В описаному варіанті (варіантах) здійснення можуть бути виконані різні модифікації в межах об'єму винаходу, як визначено прикладеними кресленнями.

## 15 ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Двигун, який містить:

ракетну камеру згорання для згорання палива й окиснювача;

компресор для подання окиснювача під тиском у камеру згорання;

20 перший теплообмінник, що має впуск і випуск і встановлений для охолодження окиснювача, який призначений для подання в компресор, з використанням теплопередавального середовища, перед стисненням зазначеним компресором;

контур теплопередавального середовища для теплопередавального середовища;

пристрій подання палива для подання палива;

25 другий теплообмінник, який встановлений для охолодження теплопередавального середовища за рахунок палива, що подається пристроєм подання палива;

перший циркуляційний насос для циркуляції теплопередавального середовища за контуром теплопередавального середовища та подання теплопередавального середовища до впуску першого теплообмінника;

30 другий циркуляційний насос, який розташований нижче за потоком від випуску першого теплообмінника;

причому двигун виконаний з можливістю роботи у першому режимі, в якому другий циркуляційний насос виконаний з можливістю подання теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника до впуску першого теплообмінника, а двигун також містить:

35 третій теплообмінник, який виконаний з можливістю охолодження теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника з використанням зазначеного палива,

причому двигун виконаний з можливістю роботи в другому режимі, в якому другий циркуляційний насос виконаний з можливістю подання теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника у проміжну точку між впуском і випуском першого теплообмінника після охолодження третім теплообмінником, і також має перепускний канал, який може бути використаний для перепуску палива повз третій теплообмінник у першому режимі роботи.

45 2. Двигун за п. 1, який додатково містить турбіну, що виконана з можливістю приведення її в дію з використанням частини теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника для приводу зазначеного компресора.

3. Двигун за п. 2, який додатково містить четвертий теплообмінник, що виконаний з можливістю нагрівання теплопередавального середовища перед поданням в зазначену турбіну.

4. Двигун за п. 3, який додатково містить камеру попереднього згорання, що виконана з можливістю попереднього нагрівання палива перед поданням в ракетну камеру згорання, при цьому випуск із камери попереднього згорання з'єднаний з четвертим теплообмінником для нагрівання зазначеного теплопередавального середовища.

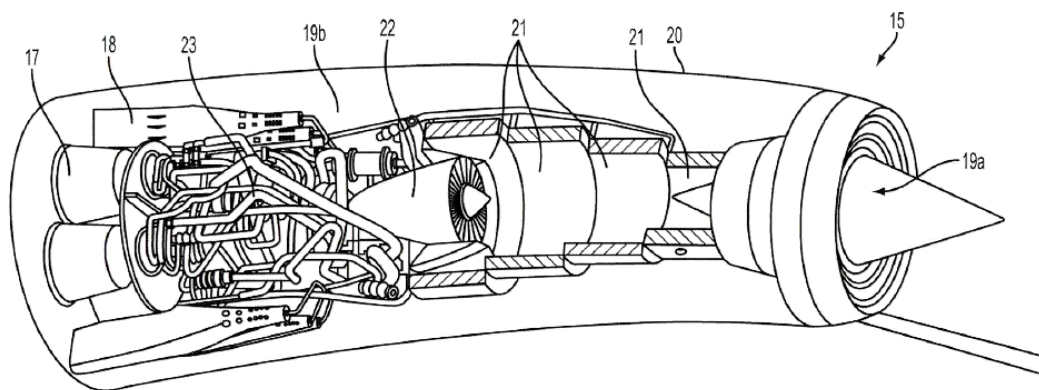
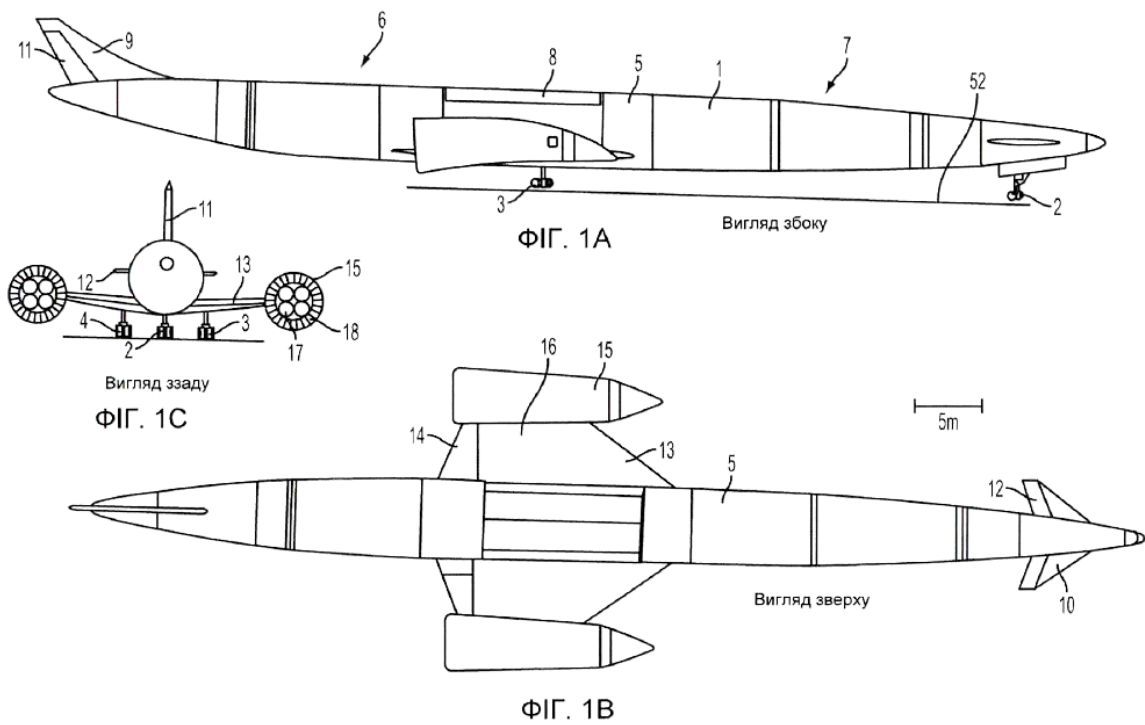
5. Двигун за будь-яким попереднім пунктом, який додатково містить резервуар окиснювача, причому двигун виконаний з можливістю роботи у третьому режимі, в якому окиснювач подається із зазначеного резервуара окиснювача.

55 6. Двигун за п. 5, який виконаний так, що теплопередавальне середовище обходить перший теплообмінник.

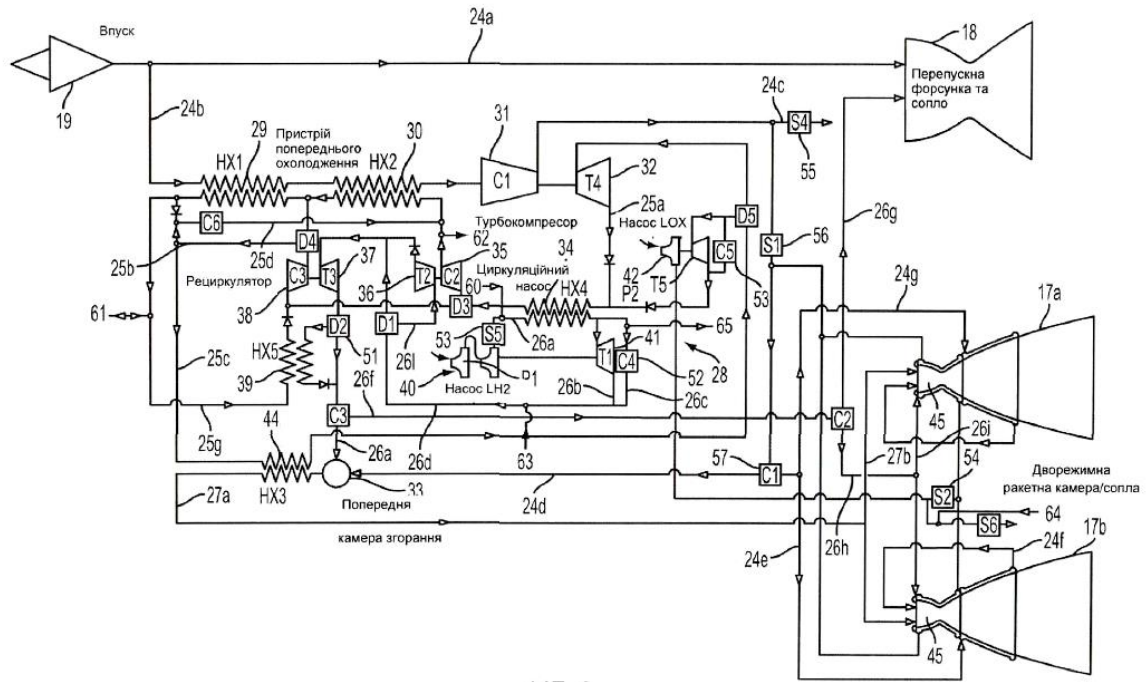
7. Двигун за п. 6, який виконаний так, що теплопередавальне середовище обходить перший циркуляційний насос і приводиться в рух у контурі теплопередавального середовища за допомогою другого циркуляційного насоса.

8. Двигун за будь-яким попереднім пунктом, який додатково містить повітрязабірник для подання повітря як зазначеного окиснювача.
9. Двигун за будь-яким попереднім пунктом, у якому контур теплопередавального середовища виконаний як замкнутий контур потоку.
- 5 10. Двигун за будь-яким попереднім пунктом, який містить гелій як теплопередавальне середовище в контурі теплопередавального середовища.
11. Двигун за будь-яким попереднім пунктом, у якому пристрій подання палива виконаний з можливістю подання водню як зазначеного палива.
12. Спосіб експлуатації двигуна, який включає:
  - 10 згорання палива й окиснювача в ракетній камері згорання;
  - подання окиснювача під тиском у камеру згорання за допомогою компресора;
  - охолодження окиснювача, що подається в компресор перед стисненням, з використанням першого теплообмінника, що має впуск і випуск, і теплопередавального середовища;
  - у першому режимі роботи, подання за контуром теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника до впуску першого теплообмінника для регулювання розподілу температури у першому теплообміннику;
  - в другому режимі роботи, охолодження теплопередавального середовища, що подається від випуску першого теплообмінника, перед поданням теплопередавального середовища у проміжну точку між впуском і випуском першого теплообмінника, причому теплопередавальне середовище охолоджують у третьому теплообміннику паливом перед його поданням у проміжну точку між впуском і випуском першого теплообмінника,
  - 20 і у третьому режимі роботи, теплопередавальне середовище обходить перший теплообмінник і другий циркуляційний насос.
13. Спосіб експлуатації двигуна за п. 12, у якому в другому режимі роботи витрата теплопередавального середовища у першому теплообміннику нижче за потоком від проміжної точки вдвічі більше витрати теплопередавального середовища вище за потоком від проміжної точки.
- 25 14. Спосіб експлуатації двигуна за п. 12, у якому перший циркуляційний насос експлуатують для подання теплопередавального середовища на впуск першого теплообмінника, а
- 30 другий циркуляційний насос експлуатують для подання теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника на впуск або у проміжну точку між впуском і випуском першого теплообмінника.
15. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 12-14, у якому використовують паливо для охолодження теплопередавального середовища в другому теплообміннику перед поданням у перший теплообмінник.
- 35 16. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 12-15, у якому окиснювачем служить повітря, а паливом служить водень.
17. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 12-16, у якому теплопередавальним середовищем служить гелій.
- 40 18. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 12-17, у якому паливо використовують для приводу турбін, зв'язаних з першим і другим циркуляційними насосами.
19. Спосіб експлуатації двигуна за п. 12, у якому в третьому режимі роботи окиснювач подають у вигляді рідкого кисню.
- 45 20. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 12-19, у якому паливо подають у камеру попереднього згорання для попереднього спалювання палива перед поданням в ракетну камеру згорання.
21. Спосіб експлуатації двигуна за п. 20, у якому випуск із камери попереднього згорання використовують для підігріву теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника перед поданням теплопередавального середовища в турбіну для приводу компресора.
- 50 22. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 12-21, у якому в третьому режимі роботи теплопередавальне середовище обходить перший теплообмінник і другий циркуляційний насос, і перший циркуляційний насос використовують винятково для приведення в рух теплопередавального середовища.
- 55 23. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 12-22, у якому в першому режимі роботи до 25 % теплопередавального середовища від випуску першого теплообмінника подають на впуск першого теплообмінника.
24. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 12-23, у якому двигун встановлений у повітряному літальному апараті або повітряно-космічному літаку.
- 60

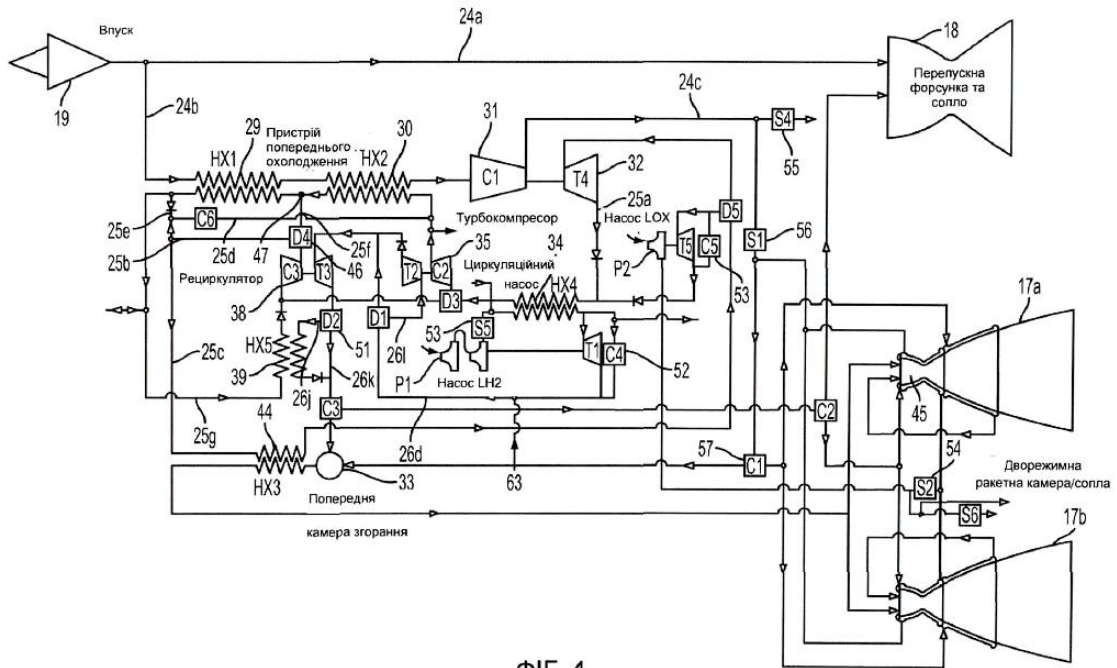
25. Повітряний літальний апарат або повітряно-космічний літак, який містить двигун за будь-яким із пп. 1-11.



ФІГ. 2  
(ПОПЕРЕДНІЙ РІВЕНЬ ТЕХНІКИ)

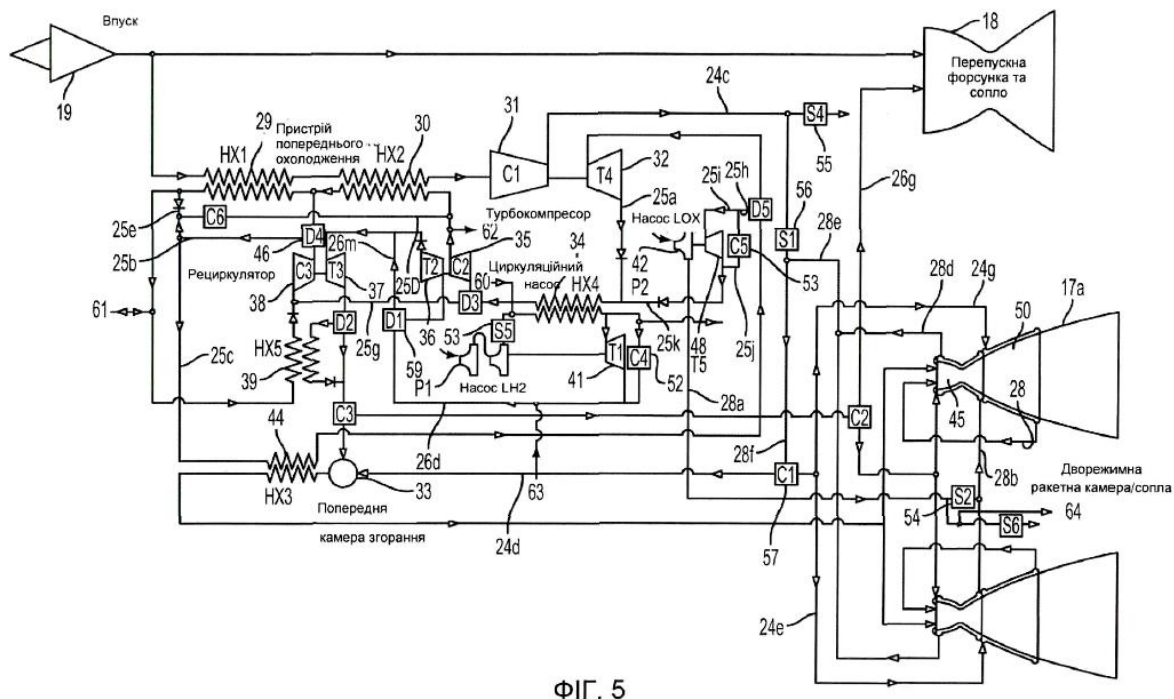


ФІГ. 3



ФІГ. 4





ФІГ. 5

Комп'ютерна верстка О. Гергіль

Міністерство розвитку економіки, торгівлі та сільського господарства України,  
вул. М. Грушевського, 12/2, м. Київ, 01008, Україна

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