



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 120500

(13) C2

(51) МПК

F02K 9/78 (2006.01)

F02C 7/08 (2006.01)

F02K 7/18 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО РОЗВИТКУ  
ЕКОНОМІКИ, ТОРГІВЛІ ТА  
СІЛЬСЬКОГО ГОСПОДАРСТВА  
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

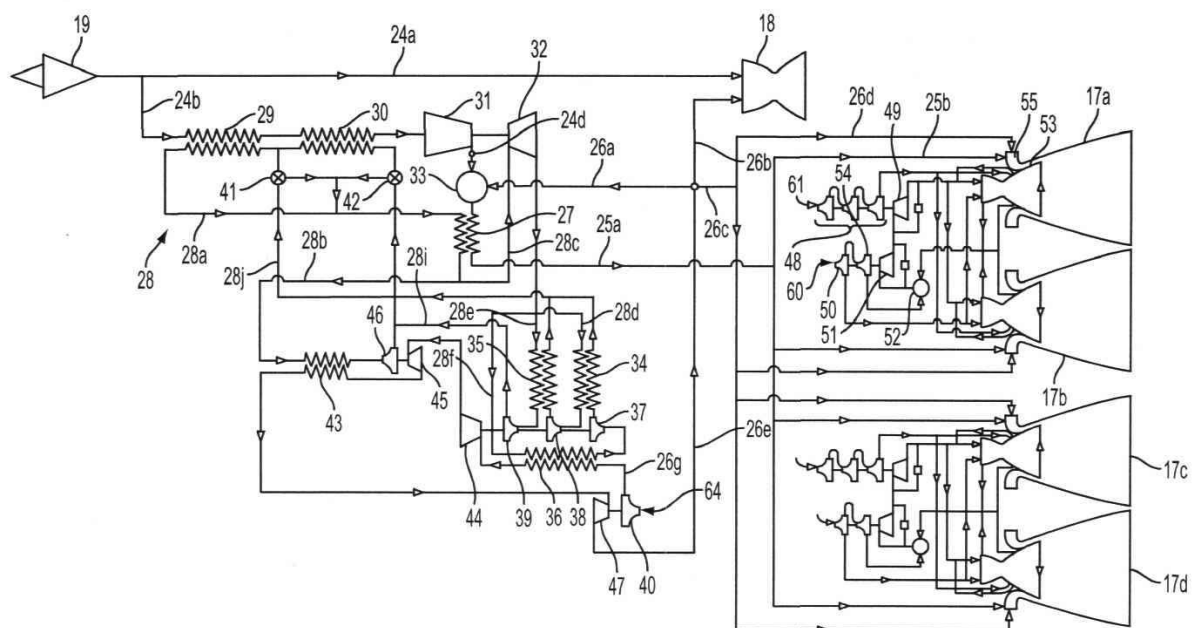
(21) Номер заявки:	а 2016 03348	(72) Винахідник(и):	Бонд Алан (GB), Варвілл Річард (GB)
(22) Дата подання заявки:	10.10.2014	(73) Власник(и):	РІЕКШН ЕНДЖИНС ЛІМІТЕД, Hill House, 1 Little New Street, London, EC4A 3TR, United Kingdom (GB)
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід:	26.12.2019	(74) Представник:	Кістерський Тимофій Арсенійович, реєстр. №457
(31) Номер попередньої заявки відповідно до Парижської конвенції:	1318111.0, 14/296,624	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:	US 1888749 A, 22.11.1932 US 3387457 A, 11.06.1968 US 2713243 A, 19.07.1955 US 5159809 A, 03.11.1992 US 2676457 A, 27.04.1954 US 2673445 A, 30.03.1954
(32) Дата подання попередньої заявки відповідно до Парижської конвенції:	11.10.2013, 05.06.2014		
(33) Код держави-учасниці Парижської конвенції, до якої подано попередню заявку:	GB, US		
(41) Публікація відомостей про заявку:	25.08.2016, Бюл.№ 16		
(46) Публікація відомостей про видачу патенту:	26.12.2019, Бюл.№ 24		
(86) Номер та дата подання міжнародної заявки, поданої відповідно до Договору РСТ	PCT/GB2014/000408, 10.10.2014		

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

(57) Реферат:

Даний винахід належить до двигуна, що має два режими роботи, повітряно-реактивний і реактивний, які можуть бути використані в таких варіантах застосування: як літальний апарат, літак або повітряно-космічний літак. Ефективність двигуна може бути доведена до максимуму завдяки використанню пристрою попереднього охолодження для охолодження всмоктуваного повітря в повітряно-реактивному режимі з використанням систем подачі холодного палива, використовуваного для ракетного режиму. Завдяки впровадженню пристрою попереднього охолодження і деяких інших компонентів циклу двигуна, і їх розташуванню і роботі відповідно до опису, можуть бути частково усунуті проблеми, пов'язані з підвищеними вимогами до палива і ваги і з наростанням інею.

UA 120500 C2



ФІГ. 3

ПЕРЕХРЕСНЕ ПОСИЛАННЯ НА СПОРІДНЕНІ ЗАЯВКИ

[0001] Дана заявка претендує на пріоритет згідно з розділом 35 Кодексу законів США, § 119(a) за заявкою на патент № GB 1318111.0, поданою в Об'єднаному Королівстві 11 жовтня 2013 р., яка включена в даний документ за допомогою посилання, і претендує на пріоритет і переваги раніше поданої заявки згідно з розділом 35 Кодексу законів США, §§ 120 і 365 за заявкою на патент США № 14/296 624, поданою 5 червня 2014 р., яка включена в даний документ за допомогою посилання.

ОБЛАСТЬ ТЕХНІКИ

[0002] Даний винахід відноситься до двигуна такого типу, який 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, що 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 до різних експлуатаційних вимогам. Крім того, такий транспортний засіб повинен мати здатність легко маневрувати на опорній поверхні і мати короткий міжремонтний період.

[0004] Теоретично можливо реалізувати апарат SSTO з високопродуктивною ракетною тягою. Однак для використання ракети, починаючи з моменту зльоту, буде необхідне високе корисне навантаження окиснювача, наприклад рідкого кисню, що буде додавати значну масу транспортному засобу. Одним з варіантів є посилення ракетного двигуна за допомогою альтернативної силової 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 в першому режимі роботи двигун використовує рідке водневе паливо для попереднього охолодження всмоктуваного повітря турбокомпресора, щоб подавати його під високим тиском в якості окиснювача у вузол камери згоряння/сопла ракетного типу. При високих числах Маха, наприклад, що перевищують 5 М, двигун переходить у другий режим роботи, який діє як звичайний високопродуктивний ракетний двигун, що використовує рідкий кисень, перевезений на транспортному засобі, для окиснення рідкого водневого палива.

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

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

[0008] Однак такий двигун має більшу потребу в паливі. Даний винахід спрямований на ослаблення щонайменше певною мірою проблем і/або усунення щонайменше до певної межі труднощів, пов'язаних з попереднім рівнем техніки.

РОЗКРИТТЯ ВІНАХОДУ

[0009] Відповідно до першого аспекту даного винаходу створений двигун, що містить: ракетну камеру згоряння для згоряння палива і окиснювача; повітряно-реактивну камеру згоряння для згоряння палива і окиснювача; компресор для створення тиску повітря для подачі в повітряно-реактивну камеру згоряння; першу систему подачі палива для подачі палива в першу ракетну камеру згоряння; другу систему подачі палива для подачі палива в повітряно-реактивну камеру згоряння; систему подачі окиснювача для подачі окиснювача в ракетну камеру згоряння; при цьому повітряно-реактивна камера згоряння і ракетна камера згоряння виконані з можливістю незалежної експлуатації.

[0010] Таким чином, зазначений двигун може діяти, використовуючи стиснене повітря в якості окиснювача, і паливо для спалювання в повітряно-реактивних камерах згоряння. При встановленні на літальний апарат він забезпечує зліт з використанням повітря. Це може зменшити потребу в паливі в порівнянні із двигуном, оснащеним тільки ракетною камерою згоряння.

[0011] Повітряно-реактивна камера згоряння і ракетна камера згоряння можуть діяти незалежно, тобто кожний тип камери згоряння може спалювати окиснювач і паливо незалежно від іншого.

5 [0012] Двигун може бути виконаний як тяговий двигун, наприклад, для повітряного літального апарата або повітряно-космічного транспортного засобу.

[0013] Двигун може працювати, використовуючи повітря, до заздалегідь заданої швидкості, наприклад, близько 5 М, коли потреба в окиснювачі повітряно-реактивного двигуна може бути задоволена компресором. Вище заздалегідь заданої швидкості, наприклад, вище 5 М, двигун можна перемикає з повітряно-реактивного режиму в повний ракетний режим, де 10 використовується бортовий окиснювач. Під час переходу з повітряно-реактивного в повний ракетний режим двигун може бути виконаний таким чином, що обидва режими задіяні, наприклад, повітряно-реактивний режим виключають, а ракетний режим включають.

[0014] Перша і друга системи подачі палива можуть містити один або більшу кількість насосів. Перша і друга системи подачі палива можуть бути об'єднані за допомогою перемикачів 15 або клапанів для напрямку палива в заздалегідь задану камеру згоряння. Паливо може зберігатися в бортовому резервуарі, і може зберігатися в криогенному вигляді.

[0015] При необхідності двигун, додатково містить:

перший пристрій теплообмінника, що має впуск і випуск, встановлений для охолодження окиснювача, подаваного в компресор з використанням теплопередавального середовища, 20 перед стисненням компресором;

контур теплопередавального середовища для теплопередавального середовища;

другий пристрій теплообмінника, встановлений для охолодження теплопередавального середовища за рахунок палива, подаваного зазначеною системою подачі палива;

[0016] Перший пристрій теплообмінника може бути виконаний у вигляді теплообмінника, що 25 містить ряд ступенів теплообмінника. Це може забезпечити регулювання ступеня охолодження по всьому теплообмінникові, щоб допомогти керуванню обмерзанням. Двигун може бути оснащений повітрязабірником з пристроєм уповільнення для зменшення швидкості повітря, наприклад, коли двигун вбудований у літальний апарат.

[0017] Теплопередавальне середовище або текуче середовище також може з успіхом 30 служити в якості робочого середовища, тобто воно має можливість розширення і стиснення. Дане текуче середовище може бути використано в силовому контурі двигуна, наприклад, для привода турбін.

[0018] Другий пристрій теплообмінника може бути виконаний як один або більше теплообмінників. Другий пристрій теплообмінника може бути виконаний як один або більше 35 протитечієвих теплообмінників. Таким чином, паливо може успішно застосовуватися в якості охолоджувального середовища для охолодження теплопередавального середовища перед проходженням палива в камери згоряння.

[0019] Перший теплообмінник може бути виконаний як протитечієвий теплообмінник.

[0020] При необхідності двигун додатково містить турбіну для привода в дію зазначеного 40 компресора, при цьому турбіна виконана з можливістю приведення її в дію з використанням частини теплопередавального середовища від випуску першого пристрою теплообмінника.

[0021] Хоча в даному описі посилення зроблені на турбіни 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. По суті, посилення на турбіни 45 слід розглядати як такі, що включають будь-який механізм, який може бути приведений у дію за допомогою текучого середовища, наприклад, газу, а посилення на компресори слід розглядати як означаючи будь-який механізм, який може стискати текуче середовище.

[0022] При необхідності, двигун додатково містить третій теплообмінник, виконаний з 50 можливістю нагрівання зазначеного теплопередавального середовища перед подачею в зазначену турбіну.

[0023] При необхідності, двигун містить першу попередню камеру згоряння, виконану з можливістю часткового спалювання щонайменше частини палива перед подачею в зазначену повітряно-реактивну камеру згоряння. Перша попередня камера згоряння може 55 забезпечуватися паливом із другої системи подачі палива.

[0024] При необхідності, випуск із зазначеної попередньої камери згоряння з'єднаний із зазначеним третім пристроєм теплообмінника для нагрівання зазначеного теплопередавального середовища. Таким чином, попередня камера згоряння може бути використана для збільшення ентальпії теплопередавального середовища. Таким чином, 60 теплопередавальне середовище може бути успішно застосовано в якості робочого середовища для приводе таких пристроїв, як турбіни у двигуні.

[0025] При необхідності, перша попередня камера згоряння виконана з можливістю часткового спалювання повітря із зазначеного компресора з паливом із зазначеної другої системи подачі палива. Продукти згоряння попередньої камери згоряння потім можуть бути подані в повітряно-реактивну камеру згоряння. Додаткове паливо може бути подане в повітряно-реактивну камеру згоряння за допомогою другої системи подачі палива. Енергія від палива потім може бути використана для приводу цикла двигуна.

[0026] При необхідності, другий пристрій теплообмінника містить один або більше ступенів регенератора.

[0027] Теплопередавальне середовище може містити газ високого тиску, який переважно перебуває вище температури конденсації у всіх місцях розташування в циклі.

[0028] Ступені регенератора можуть бути використані для зменшення температури/ентальпії теплопередавального середовища перед подачею в перший пристрій теплообмінника.

[0029] При необхідності, ступені регенератора містять ряд послідовних теплообмінників і насосів. Ступені регенератора можуть бути виконані з можливістю передачі тепла від теплопередавального середовища до палива із другої системи подачі палива.

[0030] При необхідності, двигун містить один або більше пропускних клапанів у контурі теплопередавального середовища для обходу теплопередавального середовищем одного або більше ступенів першого пристрою теплообмінника.

[0031] Пропускні клапани забезпечують оптимізоване охолодження повітря для досягнення необхідної температури перед компресором.

[0032] При необхідності, друга попередня камера згоряння призначена для часткового спалювання палива перед подачею в камеру згоряння ракетного двигуна з окиснювачем, подаваним по системі подачі окиснювача.

[0033] При необхідності, випуск із другої попередньої камери згоряння використовують для приводу однієї або більше турбін, щоб пускати в хід першу систему подачі палива і/або систему подачі окиснювача.

[0034] При необхідності, двигун додатково містить одну або більше пропускних форсунок (bypass burner) для спалювання частини палива, подаваного від другої системи подачі палива. Двигун може забезпечуватися надлишковою кількістю палива, і пропускні форсунки можуть бути задіяні в повітряно-реактивному режимі.

[0035] При необхідності, численна кількість повітряно-реактивних камер згоряння виконані з розміщенням навколо зазначеної ракетної камери згоряння.

[0036] При необхідності, ракетна камера згоряння і повітряно-реактивна камера згоряння використовують спільне сопло.

[0037] Це може зменшити потребу в компонентах за рахунок напрямку випуску від обох типів камер згоряння в єдине сопло. Використання спільного, єдиного сопла як для ракетної камери згоряння, так і повітряно-реактивної камери згоряння може служити для зниження основного лобового опору на транспортному засобі, що містить такий двигун, завдяки виключенню необхідності в окремому соплі для кожної з ракетних і повітряно-реактивних камер згоряння. Це пов'язане з тим, що сопла мають високі співвідношення площ, що може призводити до високого ступеня лобового опору.

[0038] Двигун може бути оснащений численною кількістю ракетних камер і повітряно-реактивних камер згоряння.

[0039] При необхідності, паливо із другої системи подачі палива використовують для приведення в дію однієї або більше турбін, з'єднаних з насосами, для надавання руху теплопередавального середовища по контуру теплопередавального середовища. Температура/ентальпія палива від другої системи подачі палива може бути збільшена в результаті передачі тепла від теплопередавального середовища. Таке збільшення температури/ентальпії дає можливість використання палива для приведення в дію турбін, щоб пускати в хід насоси або рециркулятори контуру теплопередавального середовища.

[0040] При необхідності, теплопередавальне середовище розташовано або виконано у вигляді замкненого контуру потоку або в ньому. Теплопередавальне середовище може бути розташоване в замкненому контурі потоку. Можуть бути передбачені засоби для поповнення теплопередавального середовища в контурі або виходу теплопередавального середовища, при необхідності.

[0041] При необхідності, двигун містить газів в якості теплопередавального середовища або робочого середовища. Може бути використаний неон або інше підходяще теплопередавальне середовище або робоче середовище. Одноатомні гази є переважними, і можуть забезпечити перевагу, зводячи до мінімуму загальний циклічний коефіцієнт тиску. Це дозволяє зменшувати розміри трубопроводів у двигуні в порівнянні з використанням газів з більшими молекулами,

хоча число ступенів, необхідне в турбокомпресорному обладнанні для робочого середовища, може бути порівняно високим. Використання газів з більшими молекулами дозволяє використовувати більш просте турбокомпресорне обладнання, наприклад, турбіни, компресори і т. п. з меншою кількістю ступенів, але розміри трубопроводів і їх маса можуть у цьому випадку збільшуватися.

[0042] Переважно, теплопередавальне середовище є газоподібним під час роботи і циклу охолодження.

[0043] Використання газоподібного середовища в якості теплопередавального середовища або забезпечення того, щоб теплопередавальне середовище залишалося газоподібним в теплообмінниках, служить для зниження росту ентропії в теплообмінниках. Це пов'язано з тим, що при газоподібних потоках різниця температур між потоками в теплообміннику може залишатися по суті постійною. Газоподібне теплопередавальне середовище або робоче середовище може забезпечити більш простий пристрій регенератора зі зменшеним числом ступенів у порівнянні із двигуном, у якому робоче середовище може перетворюватися в рідину.

[0044] При необхідності, при цьому перша і друга системи подачі палива виконані з можливістю подавати водень в якості палива.

[0045] При необхідності, повітряно-реактивний двигун згоряння виконаний з можливістю спалювання стиснене повітря від зазначеного компресора з паливом.

[0046] При необхідності, двигун виконаний з можливістю часткового спалювання палива із зазначеним стисненим повітрям перед подачею в повітряно-реактивну камеру згоряння.

[0047] Повітряно-реактивна камера згоряння може бути виконана з можливістю роботи при більш низькому тиску, ніж ракетна камера згоряння.

[0048] При необхідності, двигун виконаний з можливістю запуску в повітряно-реактивному режимі, у якому він пристосовується, щоб виробляти тягове зусилля при безперервній дії при нульовій швидкості польоту.

[0049] У відповідності із другим аспектом даного винаходу створений спосіб експлуатації двигуна, що містить:

ракетну камеру згоряння для згоряння палива і окиснювача;

повітряно-реактивну камеру згоряння для згоряння палива і окиснювача;

компресор для стиснення повітря для подачі в зазначену повітряно-реактивну камеру згоряння;

першу систему подачі палива для подачі палива в першу ракетну камеру згоряння;

другу систему подачі палива для подачі палива в повітряно-реактивну камеру згоряння;

систему подачі окиснювача для подачі окиснювача в ракетну камеру згоряння;

при цьому повітряно-реактивна камера згоряння і ракетна камера згоряння виконана з можливістю діяти незалежно;

при цьому в повітряно-реактивну камеру паливо і окиснювач подають у першому режимі роботи; а в другому режимі роботи паливо і окиснювач подають у ракетну камеру згоряння.

[0050] Незалежна дія повітряно-реактивної камери згоряння і ракетної камери згоряння забезпечує можливість експлуатації двигуна у двох робочих режимах, і кожний тип камери згоряння може бути оптимізований для роботи з подаванням окиснювачем і паливом. Двигун може експлуатуватися в якості тягового двигуна для створення тягового зусилля від ракетної камери згоряння і/або повітряно-реактивної камери згоряння.

[0051] При необхідності, двигун додатково містить:

[0052] перший пристрій теплообмінника, що має впуск і випуск, встановлений для охолодження повітря, призначеного для подачі в компресор, з використанням теплопередавального середовища, перед стисненням в компресорі;

контур теплопередавального середовища для зазначеного теплопередавального середовища;

другий пристрій теплообмінника, встановлений для охолодження теплопередавального середовища за рахунок палива, подаваного системою подачі палива; при цьому в першому режимі роботи повітря охолоджується в першому пристрої теплообмінника за допомогою зазначеного теплопередавального середовища.

[0053] Під час роботи, наприклад, у повітряному літальному апараті повітря, подаване у двигун, може перебувати при відносно високій температурі внаслідок гальмування. Перший пристрій теплообміну може бути використаний для охолодження повітря з використанням теплопередавального середовища. Паливо, подаване другою системою подачі палива, може перебувати в криогенній формі, щонайменше в бортовому резервуарі і може бути використано для охолодження теплопередавального середовища.

[0054] При необхідності, у першому режимі роботи теплопередавальне середовище обходить один або більше ступенів першого пристрою теплообмінника.

5 [0055] При необхідності, у першому режимі роботи температура повітря, подаваного в компресор, підтримується вище точки замерзання води шляхом вибіркового обходу однієї або більше ступенів першого пристрою теплообмінника з теплопередавальним середовищем. Завдяки регулюванню температури повітря таким чином, додаткові системи контролю обмерзання не потрібні, або їх використання зведено до мінімуму. Це дозволяє спростити роботу двигуна.

10 [0056] При необхідності, паливо із другої системи подачі палива частково спалюється з повітрям із зазначеного компресора перед подачею в повітряно-реактивну камеру згоряння.

[0057] При необхідності, двигун додатково містить турбіну для приведення в дію зазначеного компресора, при цьому турбіна приводиться в дію з використанням частини теплопередавального середовища, подаваного від випуску першого пристрою теплообмінника.

15 [0058] При необхідності, двигун додатково містить третій пристрій теплообмінника, при цьому в повітряно-реактивному режимі роботи теплопередавальне середовище нагрівається в третьому пристрої теплообмінника перед подачею в зазначену турбіну.

[0059] При необхідності, двигун містить першу попередню камеру згоряння, у якій щонайменше частина палива частково спалюється перед подачею в зазначену повітряно-реактивну камеру згоряння.

20 [0060] При необхідності, випуск із попередньої камери згоряння подається в третій пристрій теплообмінника і використовується для нагрівання зазначеного теплопередавального середовища.

[0061] При необхідності, перша попередня камера згоряння частково спалює повітря із зазначеного компресора з паливом із другої системи подачі палива. Таким чином, перша попередня камера згоряння може бути використана для регулювання верхньої температури циклу теплопередавального середовища. При необхідності, верхню температуру циклу підтримують на постійному рівні незалежно від швидкості двигуна. Тепло, що створюється першою попередньою камерою згоряння, може бути використано для приведення в дію другої системи подачі палива і контуру теплопередавального середовища.

30 [0062] При необхідності, другий пристрій теплообмінника містить один або більше ступенів регенератора, і теплопередавальне середовище пропускають через зазначені один або більше ступенів для охолодження зазначеного теплопередавального середовища.

[0063] При необхідності, ступені регенератора містять ряд послідовних теплообмінників і насосів, причому насоси приводяться в дію від турбін, які приводяться в дію паливом, подаваним від другої системи подачі палива.

35 [0064] При необхідності, у зазначеному другому режимі роботи паливо з першої системи подачі палива частково спалюють у другій попередній камері згоряння з окиснювачем із системи подачі окиснювача перед подачею в ракетну камеру згоряння.

40 [0065] При необхідності, випуск із другої попередньої камери згоряння пускає в хід одну або більше турбін для приведення в дію першої системи подачі палива і/або системи подачі окиснювача.

[0066] При необхідності, двигун додатково містить одну або більше пропускних форсунок, у яких спалюється частина палива, подаваного від другої системи подачі палива.

45 [0067] При необхідності, випуск із ракетної камери згоряння і повітряно-реактивної камери згоряння подають у спільне сопло.

[0068] При необхідності, паливо із другої системи подачі палива пускає в хід одну або більше турбін, з'єднаних з насосами, для надавання руху теплопередавального середовища по контуру теплопередавального середовища.

50 [0069] При необхідності, гелій використовують в якості теплопередавального середовища. Також може бути використаний неон або інше придатне теплопередавальне середовище.

[0070] При необхідності, водень подають по першій і другій системах подачі палива.

[0071] При необхідності, кисень подають за допомогою системи подачі окиснювача.

55 [0072] При необхідності, робочий тиск у повітряно-реактивній камері згоряння менше, ніж робочий тиск у ракетній камері згоряння. Це може зменшувати потреби в паливі повітряно-реактивної камери згоряння.

[0073] При необхідності, повітряно-реактивна камера згоряння працює при тиску нижче 20 бар. При необхідності, повітряно-реактивна камера згоряння працює при тиску вище 6 бар.

[0074] Чим вищий тиск у камері згоряння, тим більше палива і окиснювача може бути подано, і, таким чином, більш компактна камера. Чим більше ступенів у регенераторі, тим нижче

потреба в тиску і паливі в повітряно-реактивній камері згоряння, але потім може знадобитися більша камера згоряння для забезпечення необхідного тягового зусилля.

[0075] Ракетна камера згоряння може бути виконана як звичайна ракетна камера згоряння, і може бути використаний будь-який підходящий ракетний цикл згоряння.

5 [0076] При необхідності, максимальну температуру теплопередавального середовища підтримують по суті постійною під час першого режиму роботи.

[0077] При необхідності, під час переходу від першого режиму роботи до другого режиму роботи задіяні як повітряно-реактивна камера згоряння, так і ракетна камера згоряння.

10 [0078] Відповідно до третього аспекту даного винаходу створений транспортний засіб, що містить двигун відповідно до першого аспекту даного винаходу, з будь-якими додатковими характеристиками або без них, або двигун, що працює у відповідності зі способом згідно із другим аспектом даного винаходу, з будь-якими додатковими характеристиками або без них.

15 [0079] Відповідно до четвертого аспекту даного винаходу створений повітряний літальний апарат, літальний апарат або повітряно-космічний літак, що містить двигун відповідно до першого аспекту даного винаходу, з будь-якими додатковими характеристиками або без них, або двигун, що працює у відповідності зі способом згідно із другим аспектом даного винаходу, з будь-якими додатковими характеристиками або без них.

20 [0080] При необхідності, повітряний літальний апарат, літальний апарат або повітряно-космічний літак містить фюзеляж з аеродинамічними керуючими поверхнями, виконаними з можливістю діяти разом із двигуном для керованого зльоту по літаковому від нульової швидкості польоту, при двигуні, що працює в повітряно-реактивному режимі.

#### КОРОТКИЙ ОПИС КРЕСЛЕНЬ

25 [0081] Даний винахід може бути здійснений різними способами, і різні варіанти здійснення винаходу тепер будуть описані в якості прикладу з посиланнями на прикладені креслення, на яких:

[0082] на фіг. 1A 1B, і 1C показані види збоку, у плані і ззаду, відповідно, одноступінчастого повітряного літального апарата для виводу на орбіту (single stage to orbit (SSTO) aircraft);

[0083] на фіг. 2 показаний частковий поперечний розріз через гондолу, що містить модуль гібридного повітряно-реактивного ракетного двигуна попереднього рівня техніки;

30 [0084] на фіг. 3 показана схема циклу гібридного повітряно-реактивного ракетного двигуна;

[0085] на фіг. 4 показана схема прикладу повітряно-реактивного ракетного двигуна, який може працювати в циклі, показаному на фіг. 4;

35 [0086] на фіг. 5 показана схема циклу гібридного повітряно-реактивного ракетного двигуна по фіг. 3 і 4, що діє в повному ракетному режимі, наприклад, як правило, на швидкості понад 5M, і

[0087] на фіг. 6 показана схема циклу гібридного повітряно-реактивного ракетного двигуна в повітряно-реактивному режимі при низькому числі Маха, наприклад, на швидкості, як правило, меншій 5 M.

#### ЗДІЙСНЕННЯ ВИНАХОДУ

40 [0088] На фіг. 1A, 1B і 1C показаний одноступінчастий повітряний літальний апарат 1 для виходу на орбіту (single stage to orbit (SSTO) aircraft) із висувним шасі, 2, 3, 4 що має фюзеляж 5 з резервуарами 6, 7 палива і окиснювача, і область 8 корисного навантаження. Пристрій 9 хвостового оперення і пристрій 10 переднього горизонтального оперення ("качка") з відповідними площинами управління керма напрямку 11 і носового керма 12 прикріплено до фюзеляжу 5. Основні крила 13 з елевонами 14 прикріплені по обидві сторони фюзеляжу 5, і кожне крило 13 оснащено модулем 15 двигуна, прикріпленим до кінця 16 крила. Як показано на фіг. 1C і 2, задня частина кожного модуля 15 двигуна оснащена чотирма ракетними соплами 17, оточеними різними пропускними форсунками 18.

50 [0089] На фіг. 2 показаний відомий модуль 15. Відомий модуль 15 двигуна містить повітроприймач 19a, теплообмінник 21 турбокомпресор, що містить чотири вузли 22 і циркуляційні проточні трубопроводи або канали 23. Модуль 15 двигуна розташований в гондолі 20, яка може бути прикріплена до крила 13 повітряного літального апарата, такого як крило 13 повітряного літального апарата 1, як показано на фіг. 1A, 1B, 1C.

55 [0090] У повітряно-реактивному режимі роботи модуля 15 двигуна в межах земної атмосфери частина поступаючого повітря, що проходить через повітроприймач 19a, проходить через теплообмінник 21 у турбокомпресор 22, а інша частина обходить по пропускному каналу 19b до пропускних форсунок 18.

[0091] У переважному варіанті здійснення відомий модуль двигуна замінений модулем двигуна, виконаним і керованим, як описано нижче.



[0092] Схема модуля двигуна або рушійної системи показана на фіг. 3. Модуль двигуна містить повітрозабірник 19. Повітрозабірник 19 може бути вісесиметричним, так що, коли повітряний літальний апарат рухається на надзвукових швидкостях, повітрозабірник 19 служить для вповільнення захопленого повітряного потоку до дозвукової швидкості за допомогою косих і нормальних ударних хвиль. При високих числах Маха, наприклад, близько 5 М і вище, таке вповільнення може викликати збільшення температури повітроприймача, зазвичай вище 1250 К.

[0093] Повітря, що проходить через повітрозабірник, розділяється на два проточні канали. Один із цих проточних каналів 24a подає повітря в пропускну форсунку 18, що містить сопло. У циклі подається більша кількість водню, ніж необхідна, і для поліпшення використання палива і продуктивності двигуна можуть бути використані пропусчні форсунки в комбінації з основними камерами згоряння. Інша частина повітря з повітрозабірника 19 проходить через інший проточний канал 24b у перший пристрій теплообмінника, виконаний як пристрій попереднього охолодження, який необхідний для охолодження стислого надхідного повітря. У даному варіанті здійснення пристрій попереднього охолодження містить перший ступінь 29 теплообмінника і другий ступінь 30 теплообмінника, хоча передбачений пристрій попереднього охолодження з будь-якою кількістю ступенів теплообмінника. Перший ступінь 29 теплообмінника і другий ступінь теплообмінника 30 відповідають частинам з більш високою і порівняно низькою температурою, відповідно.

[0094] Після проходження повітря через ступені 29, 30 теплообмінника, повітря проходить через компресор 31, який 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 близько 13:1, так що всмоктуване повітря стискається приблизно до 16 бар. Компресор може містити два каскади і може містити титанові лопатки.

[0095] Як правило, такий двигун повинен бути оснащений рядом камер згоряння і пов'язаними з ними ракетними соплами. На схемі показано чотири сопла 17a, 17b, 17c, 17d. Два типи камер згоряння спільно використовують кожне сопло. Один тип камери згоряння використовують у повітряно-реактивному режимі роботи для згоряння полива, такого як водень, зі стисненим повітрям, що надходить із компресора 31. Повітря може бути використано для часткового згоряння частини водню в попередній камері згоряння 33, перед подачею в повітряно-реактивні камери згоряння. Інший тип камери згоряння використовують у повному ракетному режимі, тобто, коли замість стисненого повітря використовують бортовий окиснювач, наприклад, кисень.

[0096] Хоча при описі роботи даного двигуна будуть виділені тільки одне сопло і пов'язані з ним ракетні камери вищеописаних типів, має бути зрозуміло, що будь-які інші передбачені ракетні камери/сопла можуть діяти в аналогічному або ідентичному режимі, і що кожний з них буде одержувати частину палива і окиснювача, щоб працювати і створювати тягове зусилля для транспортного засобу.

[0097] Типовий повітряний літальний апарат або транспортний засіб може містити чотири вузли камер згоряння/сопел, розташованих у гондолі. Однак, щоб забезпечити необхідне тягове зусилля для транспортного засобу, може бути передбачено будь-яке число вузлів камер/сопел.

[0098] У літальному апараті із двома гондолами, кожна з яких містить чотири вузли сопел, вузли сопел можуть бути виконані з можливістю діяти як один двигун під час виведення на орбіту в повітряно-реактивному режимі, і як два ракетні двигуни зі спареною камерою під час виведення на орбіту ракети. Це може служити для збільшення надійності виконання завдання і мінімізації об'єму установки двигуна.

[0099] Стиснене повітря від випуску компресора 31 подають у попередню камеру згоряння 33 по проточному каналу 24d. Попередня камера згоряння 33 може також забезпечуватися паливом, у даному варіанті здійснення у вигляді водню, по проточному каналу 26a. Водень може зберігатися на борту літального апарата, як правило, у криогенній формі, і подаватися, у даному варіанті здійснення, насосом або компресором 40 з резервуара 64.

[0100] Нижче по потоку від попередньої камери 33 згоряння передбачений теплообмінник 27 для передачі тепла від продуктів згоряння попередньої камери згоряння в контур 28 охолодження замкненого контуру гелію.

[0101] Контур 28 охолодження гелію в деяких режимах роботи може проходити через перший і другий ступені 29, 30 пристрою попереднього охолодження. Пристрій попереднього охолодження діє як протитечієвий теплообмінник. У такому режимі після першого ступеня 29 пристрою попереднього охолодження, тобто ступені нижче по потоку в контурі гелію другого

щабля, потік гелію проходить по каналу 28a до теплообмінника 27 попередньої камери згоряння.

5 [0102] Після теплообмінника 27 попередньої камери згоряння контур гелію розділяється на перший і другий потоки 28b і 28c гелію. Другий потік 28c гелію проходить через турбіну 32, у даному варіанті здійснення, з тиском на вході приблизно 200 бар, і тиском на виході приблизно 60 бар. Турбіну 32 використовують для приведення в дію компресора 31. Турбіна 32 може бути двороторною турбіною із протилежним обертанням валів.

10 [0103] Після виходу з турбіни 32 потік гелію, у даному варіанті здійснення при температурі близько 600 градусів за Кельвіном (600 K), проходить у ступінь теплообмінника і рекомпресії, яка в даному варіанті здійснення містить три теплообмінники 34, 35, 36 регенератора гелію і рециркулятори, наприклад, компресори або насоси 37, 38, 39.

[0104] Теплообмінники 34, 35, 36 регенератора можуть містити численну кількість дифузійно зв'язаних тонких титанових пластин з мікроканалами, сформованими в їх поверхні. Компресори або рециркулятори 27, 38, 39 можуть містити відцентрове турбокомпресорне обладнання.

15 [0105] Потік гелію від турбіни 32 розділяється на перший, другий і третій повторно стискувані потоки 28d, 28e, 28f гелію.

20 [0106] Перший повторно стискуваний потік 28d гелію, у даному варіанті здійснення близько 600 K, проходить через перший теплообмінник 34 регенератора, де охолоджується приблизно до 100 K. Потім гелій повторно стискають у компресорі 38, у даному варіанті здійснення приблизно від 60 до 200 бар, перед подальшим пропусканням через другий теплообмінник 35 регенератора, який служить для охолодження другого повторно стискуваного потоку 28e гелію від турбіни 32, у даному варіанті здійснення, від приблизно 600 K до приблизно 200 K. Перший повторно стискуваний потік гелію потім поєднується з потоком 28j гелію.

25 [0107] Після другого теплообмінника 35 регенератора другий повторно стискуваний потік 28e гелію повторно стискають у третьому компресорі 39, у даному варіанті здійснення, від приблизно 60 бар до 200 бар, перед проходженням у потік 28i гелію. Потім потік 28i гелію поєднується з потоком гелію від теплообмінника 27 попередньої камери згоряння, перед об'єднанням першим відвідним клапаном 41, який тут може бути використаний для відводу потоку гелію від другого ступеня 30 пристрою попереднього охолодження.

30 [0108] Третій повторно стискуваний потік 28f гелію проходить у третій теплообмінник 36 регенератора, де охолоджується потоком 26g водню, у даному варіанті здійснення, від приблизно 600 до 50 K. Потік водню оснащений пристроєм подачі палива, тут у вигляді насоса 40 рідкого водню, який подає водень із бортового резервуара 64 водню.

35 [0109] Після теплообмінника 36 третій повторно стискуваний потік гелію проходить через перший компресор 37, де, у даному варіанті здійснення, гелій стискується від приблизно 60 до приблизно 200 бар. Потім потік гелію проходить через теплообмінник 34, що служить для охолодження першого повторно стискуваного потоку 28d гелію, як описано вище, перед об'єднанням потім потоку 28j гелію з першим повторно стислим потоком 28d гелію, який пропущений через перший теплообмінник 35.

40 [0110] Потік 28j гелію проходить до першого відвідного клапана 41, який може бути використаний для подачі додаткової кількості охолоджуваного гелію на заданий ступінь пристрою попереднього охолодження, тут - перед першим ступенем 29 пристрою попереднього охолодження.

45 [0111] Потік гелію від теплообмінника 27 попередньої камери згоряння охолоджують, у даному варіанті здійснення, від приблизно 900 до приблизно 300 K у теплообміннику 43 за рахунок водню, який пройшов через третій теплообмінник 36 регенератора. Перед досягненням теплообмінника 43, водень проходить через турбіну 44, яку використовують для привода першого, другого і третього компресорів 36, 37, 38 ступені рекомпресії. Водень також проходить через турбіну 45 для приведення в дію насоса 46 гелію, щоб нагнати гелій у другий відвідний клапан 42.

[0112] Після теплообмінника 43, водень проходить через турбіну 47, що приводить у дію насос 40 водню, який служить для нагнітання водню з бортового резервуара 64 водню.

55 [0113] Після турбіни 47 водень проходить у пропускну форсунку 18, а також попередню камеру 33 згоряння, а потім у ході роботи в повітряно-реактивному режимі, у повітряно-реактивні камери згоряння ракетних сопел 17a, 17b, 17c.

60 [0114] В одному з варіантів здійснення камери згоряння можуть бути облицьовані з використанням облицювань, що містять, наприклад, дисперсійно-зміцнюваний окисом алюмінію матеріал на основі міді, такий як GLIDCOP AL-20, або інший підходящий теплопровідний матеріал. Такий теплопровідний матеріал може бути використаний у зв'язку з високою температурою стінки, яка може бути досягнута в камерах згоряння в ході роботи в повітряно-

реактивному режимі. Це усуває термічні напруги в стінці. У даному режимі роботи камера згоряння може бути із плівковим охолодженням з використанням водню, шляхом плівкового охолодження в камерах згоряння.

[0115] У даному варіанті здійснення сопла 17a, 17b, 17c, 17d містять трубчастий охолоджуваний ostrішок з кінцевою надставкою, що охолоджується випромінюванням, наприклад, з матеріалу SEP-CARBINOX. До цього прибігають, щоб забезпечити соплам можливість витримувати зовнішнє нагрівання потоку повітря під час повторного входу в атмосферу, коли відсутній холодоагент для охолодження двигуна. У даному варіанті здійснення охолоджуваний трубчастий ostrішок виконаний з жароміцних сплавів, таких як інконель, який може містити численну кількість трубок.

[0116] У даному варіанті здійснення під час повітряно-реактивного режиму рідкий водень може бути пристосований для охолодження ostrішка сопла шляхом пропускання водню через трубки в ostrішку. У ракетному режимі водень може проходити через облицювання окремих ракетних камер згоряння 53 і трубчастий ostrішок перед надходженням в інжектор (не показано) ракетної камери згоряння.

[0117] Пристрій 29, 30 попереднього охолодження використовують для охолодження надхідного повітря в повітряно-реактивному режимі. У даному варіанті здійснення пристрій 29, 30 попереднього охолодження являє собою високопродуктивний теплообмінник, у якому в якості охолоджувального середовища використовують газоподібний гелій високого тиску в замкненому контурі. Контур гелію в повітряно-реактивному режимі докладно описаний нижче.

[0118] Підходящий теплообмінник пристрою попереднього охолодження може бути виконаний як протитечійний теплообмінник з матрицею охолодних каналів або трубок діаметром менше, ніж 1 мм із 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 і виконані у вигляді складних спіралей у кожному теплообміннику. Трубки можуть йти по спіральних каналах 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 надхідного повітря від температури 1250 K до температури приблизно 400 K або менше, залежно від режиму роботи. У даному варіанті здійснення на всіх швидкостях температуру повітря підтримують вище точки замерзання води, тобто 0 градусів Цельсія.

[0119] Як зазначено вище, водень подають із резервуара 64 за допомогою насоса 40, де він використовується для охолодження контуру гелію за допомогою теплообмінників 36 і 43. Бустерні насоси (не показані) можуть бути передбачені для запобігання кавітації паливного насоса 40 і мінімізації залишків текучого середовища, затримуваних у живильних лініях.

[0120] Після турбіни 47 водню, водень подають у попередню камеру 33 згоряння по проточному каналу 26a. Водень може подаватися до пропускних форсунок 18 по проточних каналах 26b, 26e. Крім того, у повітряно-реактивному режимі водень може подаватися в ракетні камери згоряння по проточних каналах 26c і 26d, де він згоряє із продуктами згоряння попередньої камери згоряння, подаваного по проточних каналах 25a і 25b. У повітряно-реактивному режимі повітряно-реактивні камери згоряння діють при тиску близько 12 бар. Дана повітряно-реактивна камера згоряння відрізняється від ракетних камер згоряння, використовуваних у повному ракетному режимі, які діють при порівняно більш високому тиску близько 170 бар.

[0121] Для ракетного режиму кожний пристрій ракетного сопла і камери згоряння забезпечується воднем за допомогою системи подачі палива, яка в даному варіанті здійснення містить бортовий резервуар 61 водню і послідовність насосів 48, що досягають тиску близько 315 бар. У даному варіанті здійснення водень спочатку подається для забезпечення охолодження реактивних камер 53 згоряння.

[0122] Після використання для охолодження камер 53 згоряння, водень подається в попередню камеру 52 згоряння камери згоряння, де він частково спалюється з киснем, подаваним по системі подачі окиснювача, у даному варіанті здійснення, що містить насос 50 рідкого кисню і підживлювальний насос 54.

[0123] Продукти згоряння ракетної попередньої камери 52 згоряння служать для приведення в дію турбін 49, 51, які пускають у хід насоси 48, 50, 54 кисню і водню.

[0124] Продукти згоряння попередньої камери 52 згоряння потім повністю спалюються в камері 53 згоряння з додатковим киснем, подаваного насосом 50 кисню.

[0125] У повітряно-реактивному режимі роботи двигуна рідкий кисень не потрібний в якості окиснювача для ракетної камери. Повітряно-реактивний режим дає можливість літальному апарату, що містить такий двигун, злітати без необхідності використовувати окреме джерело

кисню і без додаткових рушійних засобів, що забезпечує значні переваги по вазі, оскільки забезпечує знижені вимоги до наявності додаткового окиснювача на літальному апараті.

[0126] Випуск попередньої камери 33 згоряння використовують для попереднього нагрівання гелію за допомогою теплообмінника 27, у даному варіанті здійснення, до температури  
5 приблизно 930 K і тиску 200 бар, перед проходженням гелію в турбіну 32 для приведення в дію компресора 31 повітрязабірника. Попередня камера 33 згоряння є регульованою, наприклад, кількість водню, що спалюється, регулюють, щоб підтримувати постійну верхню температуру циклу гелію, у даному варіанті здійснення близько 930 K, незалежно від числа Маха повітряного літального апарата в повітряно-реактивному режимі.

10 [0127] У попередній камері 33 згоряння спалюють водень із бортового резервуара 64 зі стисненим повітрям, подаваним по проточному каналу 24d. Вихідні з попередньої камери згоряння газу проходять по каналу 25a перед подачею в повітряно-реактивну камеру 55 згоряння.

15 [0128] Хоча попередня камера 33 згоряння може бути обрана залежно від вимог до робочих характеристик двигуна, у даному варіанті здійснення попередня камера 33 згоряння і теплообмінник 27 утворюють єдиний вузол, що містить багату воднем камеру згоряння і кожухотрубний теплообмінник з однією плаваючою трубною пластиною.

20 [0129] На фіг. 4 показаний схематичний розріз ракетного двигуна, який може бути виконаний з можливістю роботи із циклом, показаним на фіг. 3. Повітря 24, яке вже пройшло через пристрій попереднього охолодження (не показано), як описано вище, подається в компресор 31, що приводиться в дію від гелієвої турбіни 32, перед проходженням у попередню камеру 33 згоряння.

25 [0130] Продукти згоряння попередньої камери 33 згоряння потім подаються в повітряно-реактивну камеру 55 згоряння, яка виконана як прохід в осьовому напрямку камери. Три такі камери можуть бути виконані як рівномірно розподілені по окружності навколо кожної ракетної камери 53 згоряння. Ракетні камери 53 згоряння можуть бути виконані як прохід в осьовому напрямку камери. Водень подають у ракетні камери 53 згоряння за допомогою насоса 48 по каналах 56a, 56b.

30 [0131] Випуск із камер 55 згоряння подають у відповідні ракетні сопла 17a, 17b.

[0132] У повному реактивному режимі водень подають у ракетні камери 53 згоряння, які відділено від повітряно-реактивних камер 55 згоряння. Кисень подають у повному реактивному режимі за допомогою насоса 50 по каналах 57a, 57b. Ракетні камери 53 згоряння працюють, як правило, приблизно при 170 бар, і в комбінації із соплами 17a, 17b забезпечують сумарне тягове зусилля приблизно 500 кН.

35 [0133] У такий спосіб можна бачити, що, хоча для повітряно-реактивного і повного ракетного режимів роботи використовуються різні типи камер згоряння, в кожному режимі камери згоряння разом використовують спільне сопло.

[0134] Двигун з'єднаний з крилами літального апарата, наприклад, як показано на фіг. 1A, за допомогою бруса 58 осьового навантаження.

40 [0135] На фіг. 5 показана схема циклу двигуна в повному ракетному режимі. У даному режимі роботи контур охолодження гелію є зайвим, і тому не показаний, ракетна камера 53 згоряння працює з рідким киснем з бортового резервуара 60. Повітряно-реактивна камера 55 згоряння в даному режимі роботи не використовується.

45 [0136] Як було описано вище, у даному режимі роботи водень у криогенній формі подається з бортового резервуара 61 за допомогою насосів 48. Водень спочатку використовують для охолодження камер 53 згоряння, перед подачею в попередню камеру 52 згоряння, де він частково спалюється з киснем, подаваним за допомогою підживлювального насоса 54. Попередня камера 52 згоряння працює з надлишком водню.

50 [0137] Продукти згоряння попередньої камери згоряння, які в даному варіанті здійснення перебувають при температурі приблизно 1000 K і тиску близько 250 бар, використовують для приведення в дію турбін 51, 49, які пускають у хід насоси 48 водню і насоси 54, 50 рідкого кисню. Пропускні клапани 62, 63 передбачені для обходу турбін і регулювання витрат газів подаваних до турбін 49, 51 для привода насосів 48, 54, 50. Пропускні клапани 62, 63 можуть забезпечувати дроселювання двигуна.

55 [0138] Продукти згоряння з попередньої камери згоряння потім подають у ракетні камери 53 згоряння з киснем, подаваним від насоса 50. Ракетна камера згоряння працює при температурах в області 3500 K і тиску приблизно 170 бар. Це забезпечує тягове зусилля у вакуумі приблизно 500 кН.

60 [0139] Бустерні насоси (не показані) можуть бути передбачені для запобігання кавітації насосів 60, 61 водню і кисню, і мінімізації залишків, затримуваних у живильних лініях.

[0140] На фіг. 6 показана схема циклу двигуна в повітряно-реактивному режимі, як правило, до швидкостей нижче 5 М. У даному режимі система повного реактивного режиму є зайвою, і не показана. Як описано вище з посиланням на фіг. 3, повітряно-реактивну камеру 55 згоряння використовують для спалювання водню, подаваного з бортового резервуара 64 за допомогою насоса 40, а також продуктів згоряння з попередньої камери 33 згоряння, де частина водню з бортового резервуара 64 спалюється зі стисненим повітрям, подаваним від компресора 31. Повітряно-реактивні камери згоряння працюють при значно меншому тиску, ніж ракетні камери згоряння. Як правило, повітряно-реактивні камери 55 згоряння працюють при тиску менше 20 бар.

[0141] Охолодження потоку гелію від турбіни 32 за допомогою контуру 26 водню, використовуючи теплообмінники 34, 35, 36 регенератора гелію і компресори 37, 38, 39, а також теплообмінник 43, описано вище з посиланням на фіг. 3. Охолоджений гелій може бути використаний у повітряно-реактивному режимі для охолодження надхідного повітря, подаваного від повітрязабірника 19, у ступенях 29, 30 теплообмінника пристрою попереднього охолодження.

[0142] Контур 28 гелію оснащено двома відвідними клапанами 41, 42, які можуть бути виконані з можливістю відводу гелію, так, щоб він минув один або більше ступенів пристрою попереднього охолодження. Хоча в даному варіанті здійснення гелій використовують як теплопередавальне середовище, може бути використано будь-яке інше підходяще текуче середовище, наприклад, неон.

[0143] Як описано вище, у даному варіанті здійснення пристрій попереднього охолодження містить перший ступінь 29 і другий ступінь 30. Теплообмінник пристрою попереднього охолодження може містити будь-яке число ступенів, залежно від потреби в охолодженні.

[0144] Як описано вище, внаслідок уповільнення надхідного повітря, температура надхідного повітря перед пристроєм попереднього охолодження може зростати приблизно до 1250 К або більше. У даному варіанті здійснення гелій подають до пропускних клапанів 41, 42 приблизно при тиску 200 бар, як правило, при температурі близько 350 К. Пропускні клапани виконані з можливістю подачі охолодженого гелію в пристрій попереднього охолодження, щоб знижувати температуру надхідного повітря, яка збільшена приблизно до 1250 К при деяких швидкостях літального апарата. У даному варіанті здійснення повітря може бути охолоджено у діапазоні від 288 К до 380 К, але, щоб не допускати наростання інею на пристрої попереднього охолодження, температуру повітря підтримують вище точки замерзання води, тобто вище 273 К при нормальному тиску.

[0145] Залежно від швидкості літального апарата, потреба в охолодженні пристрою попереднього охолодження змінюється, і пропускні клапани 41, 42 включаються при необхідності для досягнення необхідної температури повітря перед компресором 31.

[0146] При дозвукових швидкостях повітрязабірник 19 пропускає потік повітря повз пристрій попереднього охолодження до компресора 31. У даному варіанті здійснення, нижче швидкості близько 1,9 М, перший і другий пропускні клапани 41, 42 виконані з можливістю обходу як першого, так і другого ступенів 29, 30 пристрою попереднього охолодження. Таким чином, гелій проходить із потоків 28j і 28i для обходу потоку 28k для подачі гелію в теплообмінник 27 пристрою попереднього охолодження. Після теплообмінника 27 потік гелію розділяється між турбіною 32 і теплообмінником 43 водню.

[0147] У даному варіанті здійснення, між швидкістю приблизно 1,9 і 2,9 М, перший пропускний клапан 41, з'єднаний з потоком 28j гелію, пропускає гелій в обхід першого ступеня 29 пристрою попереднього охолодження. Другий пропускний клапан 42 виконаний з можливістю подавати охолоджений гелій з потоку 28i у другий ступінь 30 пристрою попереднього охолодження. Після проходження через другий ступінь 30 пристрою попереднього охолодження, гелій проходить через перший ступінь 29 пристрою попереднього охолодження. Потім гелій об'єднується з обхідним потоком 28k перед тим як йти в теплообмінник 27 попередньої камери згоряння.

[0148] У даному варіанті здійснення, вище швидкості 2,9 М і перед повним реактивним режимом вище швидкості 5 М, пропускні клапани 41, 42 виконані з можливістю пропускання охолодженого гелію з потоків 28i і 28l у перший ступінь 29 пристрою попереднього охолодження, і подачі охолодженого гелію в потік 28m з теплообмінників 34, 35, 36 рекомпресії на впуск другого ступеня 29 пристрою попереднього охолодження.

[0149] У повітряно-реактивному режимі роботи при 5 М, використовуючи повітряно-реактивні камери 55 згоряння і пов'язані з ними сопла 17, двигун може робити сумарне тягове зусилля близько 295 кН на висоті приблизно 26 км.

[0150] Потік 28i гелію від ступенів рекомпресії і потік 28l гелію від теплообмінника 43 водню зустрічаються в поєднанні 66 потоків. У даному варіанті здійснення ентальпія або температура двох потоків 28i і 28l розраховані так, щоб бути неспівпадаючими. Це направлено на приведення циклу у відповідність із усіма характеристиками компонентів.

5 [0151] Контур 28 гелію є замкненим контуром циклу, який, як описано вище, передає тепло до кріогенного потоку водневого палива. Тому водень діє як тепловідвід. Попередня камера 33 згоряння і теплообмінник 27 попередньої камери згоряння використовують для підтримки постійної верхньої температури циклу гелію, незалежно від швидкості транспортного засобу.

10 [0152] Повітряно-реактивна попередня камера 33 згоряння працює з надлишком повітря. У повітряно-реактивному режимі, у даному варіанті здійснення, повітряно-реактивні камери 55 згоряння працюють при відносно низьких тисках, близько 12 бар. Співвідношення компонентів, тобто фактичне відношення палива до повітря до стехіометричного відношення палива до повітря двигуна в повітряно-реактивному режимі в даному варіанті здійснення складає приблизно 1,2. Таким чином, споживання водню в повітряно-реактивному режимі оптимізується.

15 Це може забезпечити збільшення корисного навантаження, тому що в повітряно-реактивному режимі необхідно менше водневого палива, ніж в системі, де повітря стискають до більш високих тисків.

20 [0153] Двигун виконаний з можливістю роботи з використанням повітря для зльоту. Двигун може бути запущений за допомогою допоміжного турбонасоса (не показаний) ракетного палива, що приводиться від внутрішньої системи подачі газоподібного, транспортного засобу, що служить для подачі водню і кисню з бортових резервуарів.

[0154] Під час переходу від повітряно-реактивного до ракетного режиму ракетний двигун повинен дроселюватися для збільшення подачі, тоді як повітряно-реактивний двигун повинен дроселюватися для зменшення подачі, щоб регулювати загальний рівень тяги транспортного

25 засобу.

[0155] Компоненти повітряно-реактивного і повного ракетного режиму відрізняються, хоча і використовують спільне сопло. Хоча двигун містить два типи камер згоряння і, отже, має більшу масу і складність, ніж якби використовувався тільки один тип, ефективність використання водневого палива переважає збільшення маси.

30 [0156] Хоча був описаний переважний цикл ракетного двигуна, можуть бути застосовані інші підходящі цикли для забезпечення високих тисків згоряння в камери згоряння.

[0157] В описаному варіанті (варіантах) здійснення можуть бути виконані різні модифікації в межах об'єму винаходу, як визначено прикладеними кресленнями.

## 35 ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Двигун, який містить:

ракетну камеру згоряння для згоряння палива і окиснювача;

повітряно-реактивну камеру згоряння для згоряння палива і окиснювача;

40 компресор для створення тиску повітря для подання у повітряно-реактивну камеру згоряння;

першу систему подання палива для подання палива в ракетну камеру згоряння;

другу систему подання палива для подання палива у повітряно-реактивну камеру згоряння;

систему подання окиснювача для подання окиснювача в ракетну камеру згоряння,

45 причому повітряно-реактивна камера згоряння та ракетна камера згоряння виконані з можливістю незалежної експлуатації, а двигун виконаний з можливістю перемикання з повітряно-реактивного режиму в ракетний режим і також містить:

перший пристрій теплообмінника, що має впуск і випуск, який встановлений для охолодження повітря, що подається в компресор, з використанням теплопередавального середовища, перед стисненням компресором;

50 контур теплопередавального середовища для теплопередавального середовища;

другий пристрій теплообмінника, який виконаний з можливістю охолодження теплопередавального середовища за рахунок палива, що подається першою або другою системою подання палива;

55 2. Двигун за п. 1, який додатково містить турбіну для приведення в дію компресора, при цьому турбіна виконана з можливістю приведення її в дію з використанням частини теплопередавального середовища від випуску першого пристрою теплообмінника.

3. Двигун за п. 2, який додатково містить третій пристрій теплообмінника, що виконаний з можливістю нагрівання теплопередавального середовища перед поданням в турбіну.

4. Двигун за п. 3, який додатково містить першу попередню камеру згоряння, що виконана з можливістю часткового спалювання щонайменше частини палива перед поданням у повітряно-реактивну камеру згоряння.
5. Двигун за п. 4, у якому випуск із попередньої камери згоряння з'єднаний з третім пристроєм теплообмінника для нагрівання теплопередавального середовища.
6. Двигун за п. 4 або 5, у якому перша попередня камера згоряння виконана з можливістю часткового спалювання повітря з компресора з паливом із другої системи подання палива.
7. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, у якому другий пристрій теплообмінника містить один або більше ступенів регенератора.
8. Двигун за п. 7, у якому ступені регенератора містять послідовність теплообмінників і насосів.
9. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, який містить один або більше пропускних клапанів у контурі теплопередавального середовища для обходу теплопередавального середовища одного або більше ступенів першого пристрою теплообмінника.
10. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, який додатково містить другу попередню камеру згоряння для часткового згоряння палива перед поданням в ракетну камеру згоряння з окиснювачем, що подається за системою подання окиснювача.
11. Двигун за п. 10, у якому випуск із другої попередньої камери згоряння використовують для приведення в дію однієї або більше турбін для приведення в дію першої системи подання палива та/або системи подання окиснювача.
12. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, який додатково містить одну або більше пропускних форсунок для спалювання частини палива, що подається від другої системи подання палива.
13. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, у якому множина повітряно-реактивних камер згоряння виконана з розміщенням навколо ракетної камери згоряння.
14. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, у якому ракетна камера згоряння та повітряно-реактивна камера згоряння використовують спільне сопло.
15. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, у якому паливо із другої системи подання палива використовують для приведення в дію однієї або більше турбін, що з'єднані з насосами, для приведення в рух теплопередавального середовища за контуром теплопередавального середовища.
16. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, у якому контур теплопередавального середовища виконаний як замкнений контур потоку.
17. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, який містить гелій як теплопередавальне середовище.
18. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, у якому перша та друга системи подання виконані для подання водню як палива.
19. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, у якому повітряно-реактивна камера згоряння виконана з можливістю спалювання стисненого повітря від зазначеного компресора з паливом.
20. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, у якому повітряно-реактивна камера згоряння виконана з можливістю спалювання стисненого повітря від зазначеного компресора з паливом, а двигун виконаний з можливістю часткового спалювання палива із зазначеним стисненим повітрям перед поданням у повітряно-реактивну камеру згоряння.
21. Двигун за будь-яким із попередніх пунктів, що виконаний з можливістю запуску в повітряно-реактивному режимі, в якому він пристосований виробляти тягове зусилля при безперервній роботі при нульовій швидкості польоту.
22. Спосіб експлуатації двигуна, який включає:  
забезпечення ракетної камери згоряння для згоряння палива й окиснювача та повітряно-реактивної камери згоряння для згоряння палива й окиснювача, при цьому повітряно-реактивна камера згоряння та ракетна камера згоряння виконані з можливістю незалежної експлуатації;  
стиснення повітря з використанням компресора для подання у повітряно-реактивну камеру згоряння;  
подання палива у повітряно-реактивну камеру згоряння за допомогою другої системи подання палива у першому режимі роботи;  
подання палива в ракетну камеру згоряння з використанням першої системи подання палива в другому режимі роботи;  
подання окиснювача в ракетну камеру згоряння з використанням системи подання окиснювача в другому режимі роботи, причому в другому режимі роботи двигун працює в ракетному режимі, а спосіб також включає:

у першому режимі роботи, охолодження повітря, призначеного для подання в компресор, з використанням теплопередавального середовища та першого пристрою теплообмінника, що має впуск і випуск;

5 використання контуру теплопередавального середовища для зазначеного теплопередавального середовища;

охолодження теплопередавального середовища за рахунок палива, що подається або за першою, або за другою системою подання палива за допомогою другого пристрою теплообмінника.

10 23. Спосіб експлуатації двигуна за п. 22, у якому в першому режимі роботи, теплопередавальне середовище пропускають повз один або більше ступенів першого пристрою теплообмінника.

24. Спосіб експлуатації двигуна за п. 23, у якому в першому режимі роботи, температуру повітря, що подається в компресор, підтримують вище точки замерзання води шляхом виборчого обходу одного або більше ступенів першого пристрою теплообмінника з теплопередавальним середовищем.

15 25. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-24, у якому паливо з другої системи подання палива частково спалюють з повітрям з компресора перед поданням у повітряно-реактивну камеру згоряння.

20 26. Спосіб експлуатації двигуна за п. 25, який додатково включає використання турбіни для приведення в дію компресора, при цьому турбіну приводять в дію за допомогою частини теплопередавального середовища, що подається від випуску першого пристрою теплообмінника.

25 27. Спосіб експлуатації двигуна за п. 26, який додатково включає використання третього пристрою теплообмінника, при цьому в повітряно-реактивному режимі роботи теплопередавальне середовище нагрівають у третьому пристрої теплообмінника перед поданням в турбіну.

28. Спосіб експлуатації двигуна за п. 27, який додатково включає використання першої попередньої камери згоряння, в якій щонайменше частина палива частково згоряє перед поданням у повітряно-реактивну камеру згоряння.

30 29. Спосіб експлуатації двигуна за п. 28, у якому випуск із попередньої камери згоряння подають у третій пристрій теплообмінника та використовують для нагрівання теплопередавального середовища.

30. Спосіб експлуатації двигуна за п. 28 або 29, у якому в першій попередній камері згоряння частково спалюють повітря з першого компресора з паливом із другої системи подання палива.

35 31. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-30, у якому другий пристрій теплообмінника містить один або більше ступенів регенератора, і теплопередавальне середовище пропускають через зазначені один або більше ступенів для охолодження теплопередавального середовища.

40 32. Спосіб експлуатації двигуна за п. 31, у якому ступені регенератора містять послідовність теплообмінників і насосів, причому насоси приводять в дію за допомогою турбін, що приводяться в дію паливом, яке подається від другої системи подання палива.

33. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-32, у якому в другому режимі роботи паливо з першої системи подання палива частково спалюють у другій попередній камері згоряння з окиснювачем із системи подання окиснювача перед поданням в ракетну камеру згоряння.

45 34. Спосіб експлуатації двигуна за п. 33, у якому випуск із другої попередньої камери згоряння приводить в дію одну або більше турбін для приведення в дію першої системи подання палива та/або системи подання окиснювача.

50 35. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-34, який включає використання однієї або більшої кількості пропускних форсунок, у яких спалюють частину палива, що подається із другої системи подання палива.

36. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-35, у якому випуск із ракетної камери згоряння та повітряно-реактивної камери згоряння подають в спільне сопло.

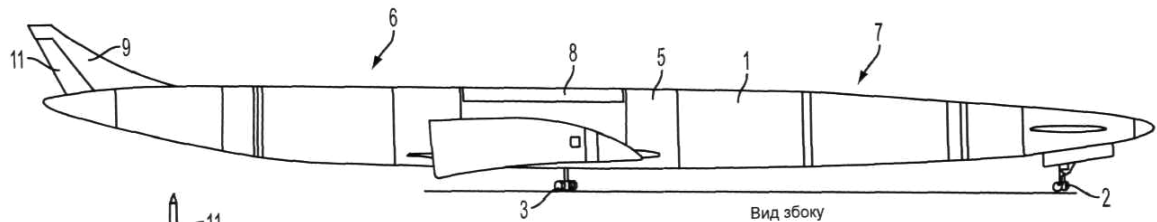
55 37. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-36, у якому паливо із другої системи подання палива приводить в дію одну або більше турбін, що з'єднані з насосами, для приведення в рух теплопередавального середовища за контуром теплопередавального середовища.

38. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-37, у якому гелій використовують як теплопередавальне середовище.

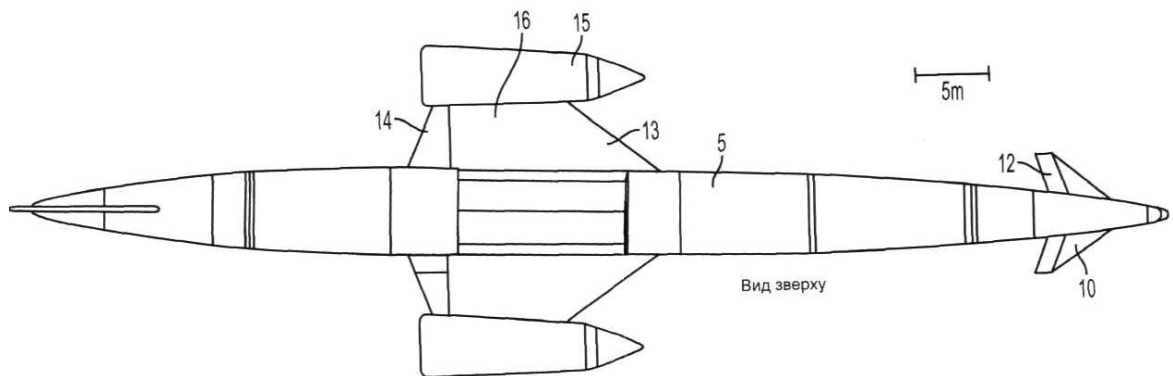
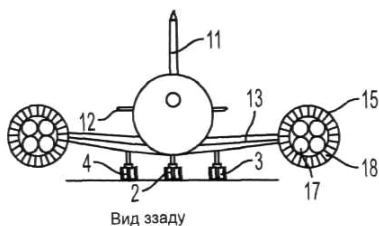
60 39. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-38, у якому водень подають за першою та другою системами подання палива.



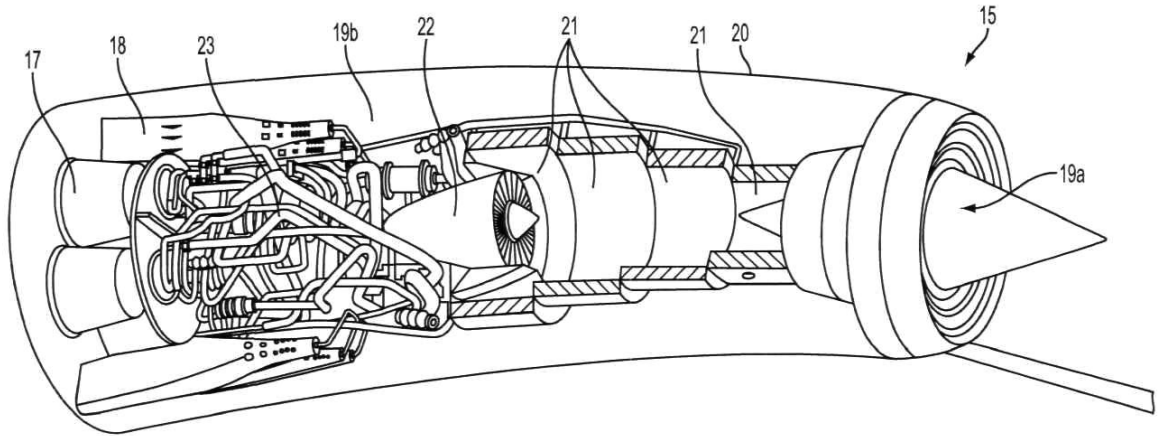
40. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-39, у якому кисень подають за системою подання окиснювача.
41. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-40, у якому робочий тиск у повітряно-реактивній камері згоряння менше робочого тиску в ракетній камері згоряння.
- 5 42. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-41, у якому забезпечують роботу повітряно-реактивної камери згоряння при тиску нижче 20 бар.
43. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-42, у якому максимальну температуру теплопередавального середовища підтримують по суті постійною в ході першого режиму роботи.
- 10 44. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-43, у якому під час переходу від першого режиму роботи до другого режиму роботи задіюють як повітряно-реактивну камеру згоряння, так і ракетну камеру згоряння.
45. Спосіб експлуатації двигуна за будь-яким із пп. 22-44, у якому двигун встановлюють у повітряному літальному апараті, літальному апараті або повітряно-космічному літаку.
- 15 46. Повітряний літальний апарат, літальний апарат або повітряно-космічний літак, який містить двигун за будь-яким із пп. 1-21.
47. Повітряний літальний апарат, літальний апарат або повітряно-космічний літак за п. 46, який додатково містить фюзеляж, з аеродинамічними керуючими площинами, що виконані з можливістю діяти разом із двигуном для керованого зльоту за літаковим від нульової швидкості польотом, при двигуні, що працює в повітряно-реактивному режимі.
- 20



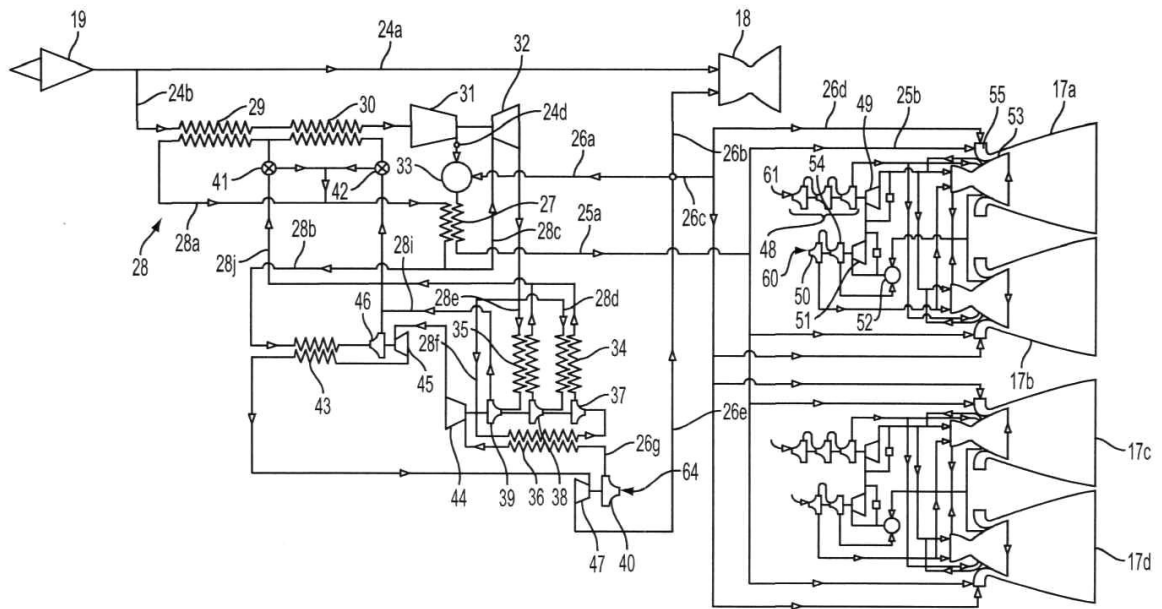
ФІГ. 1А



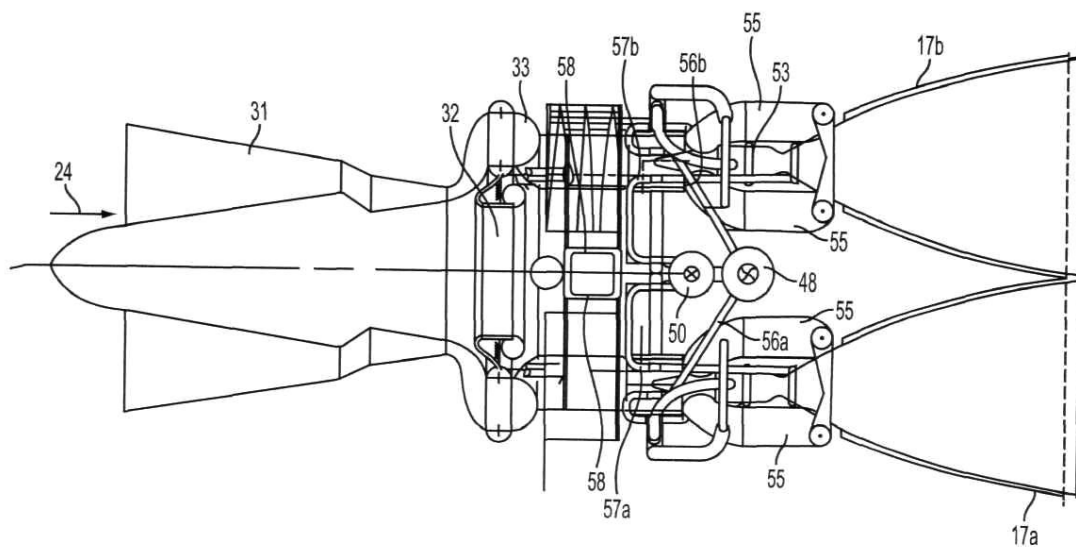
ФІГ. 1В



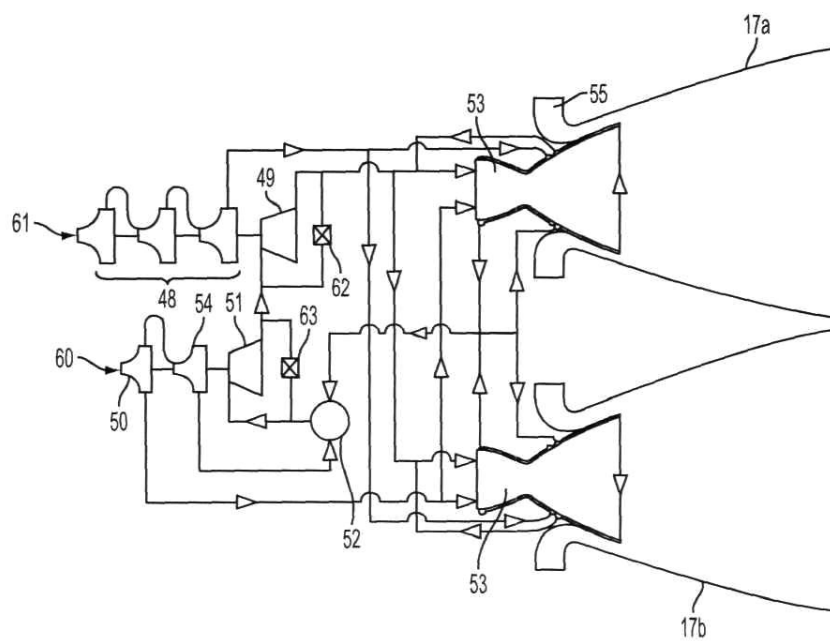
ФІГ. 2  
(ПОПЕРЕДНІЙ РІВЕНЬ ТЕХНІКИ)



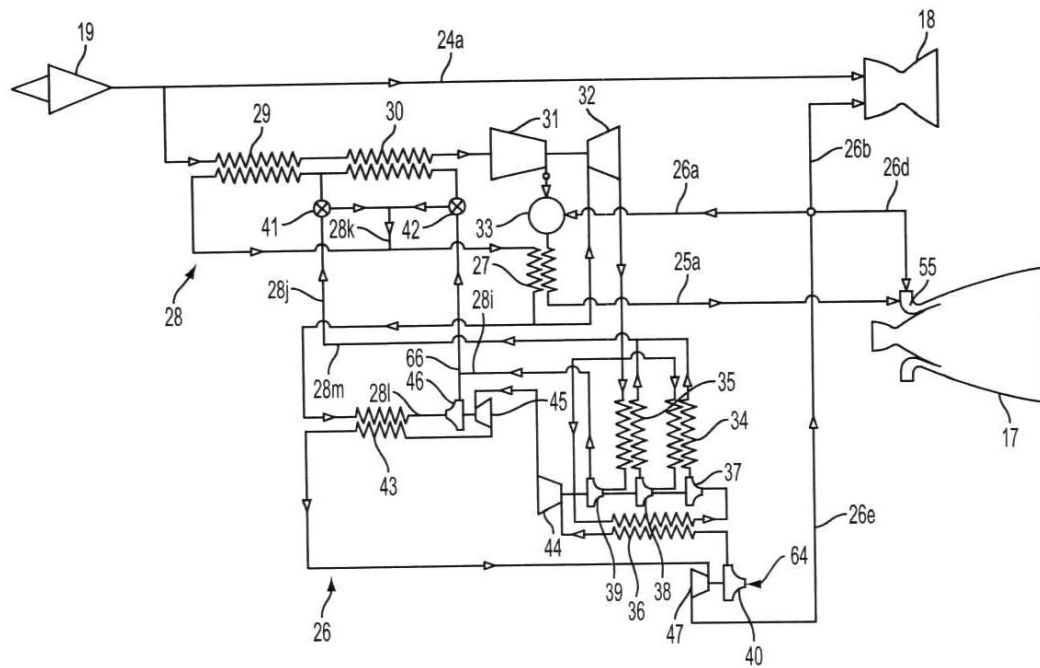
ФІГ. 3



ФІГ. 4



ФІГ. 5



ФІГ. 6

Комп'ютерна верстка Л. Литвиненко

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