



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **141462** (13) **U**
(51) МПК
F23G 5/40 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО РОЗВИТКУ
ЕКОНОМІКИ, ТОРГІВЛІ ТА
СІЛЬСЬКОГО ГОСПОДАРСТВА
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

<p>(21) Номер заявки: u 2019 09949</p> <p>(22) Дата подання заявки: 23.09.2019</p> <p>(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: 10.04.2020</p> <p>(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 10.04.2020, Бюл.№ 7</p>	<p>(72) Винахідник(и): Толчинський Юрій Аврамович (UA), Товажнянський Леонід Леонідович (UA), Ведь Валерій Євгенович (UA), Перевертайленко Олександр Юрійович (UA)</p> <p>(73) Власник(и): НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ "ХАРКІВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ", вул. Кирпичова, 21, м. Харків, 61002 (UA)</p>
---	---

(54) СПОСІБ ОТРИМАННЯ ЕНЕРГЕТИЧНИХ РЕСУРСІВ З ПОТОКІВ ВИКИДНИХ ГАЗІВ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

(57) Реферат:

Спосіб отримання енергетичних ресурсів з потоку викидних газів ракетного двигуна включає спрямування потоку викидних газів до системи каналів, які складаються з конфузornoї частини, прямої ділянки та дифузornoї частини, впорскування охолоджуючої води та подачу повітря у потік викидних газів. Стінки системи каналів охолоджують, а утилізовану енергію викидних газів акумулюють. Для охолодження стінок системи каналів застосовують щонайменше два потоки охолоджувальних рідин, які подають у окремі замкнені канали, обмежені теплопередаючими стінками та розташовані концентрично відносно потоку викидних газів. Охолоджувальні рідини вибирають таким чином, що теплота утворення парів охолоджувальної рідини у найближчому до потоку викидних газів каналі є найбільшою. Тепло, відведене від охолоджувальних рідин, використовують.

UA 141462 U

Корисна модель належить до ракетної техніки, а саме до способів утилізації енергії викидних газів ракетних двигунів при їх випробуваннях або під час старту ракет.

У двигунах ракет більша частина тепла, що підводиться до робочого тіла, викидається у довкілля з відпрацьованими газами та охолоджувальними агентами. Викиди в атмосферу гарячих відпрацьованих газів обумовлюють негативний вплив на мікроклімат, забруднення ґрунту та ґрунтових вод. Існуючі випробувальні та стартові комплекси не передбачають нейтралізацію газових викидів, що утворюються під час згоряння рідкого ракетного палива, бо хімічні реакції нейтралізації проходять при температурах, значно нижчих, ніж температура викидних газів, а дуже висока швидкість викидних газів (число Маха $M \gg 1$) не дозволяє провести нейтралізацію взагалі.

Відомий спосіб дисипації енергії при випробуванні термоядерних ракетних двигунів [1], який полягає у направленні викидних газів ракетного двигуна у вертикальний отвір, який виконано у алювіальній породі нижче земної поверхні, та впорскуванні охолоджуючої води у потік викидних газів для зниження їх температури з 3000 К до 873 К.

Охолоджений викидний газ інфільтрується в алювіальну породу, де водяна пара, що утворилася під час охолодження струменя викидних газів, конденсується.

Суттєвими недоліками даного способу є його непридатність для використання стосовно ракет з рідким ракетним паливом з екологічної точки зору та відсутність будь-якої утилізації енергії струменя викидних газів. Також має місце дуже високий дебіт охолоджуючої води, бо система водяного охолодження є відкритою.

Відомий також спосіб вилучення енергетичних ресурсів з ракетних двигунів твердого палива, що утилізуються [2]. Спосіб полягає у передачі тепла від продуктів згоряння до псевдо зрідженого потоку твердих частинок та далі до робочого тіла парової турбіни. Акумулявання тепла здійснюється під час дії джерела енергії, тобто під час згоряння.

Суттєвими недоліками цього способу є обмеженість застосування його тільки для ракетних двигунів на твердому паливі та низька ефективність теплопередачі від гарячих газів до потоку твердих частинок.

Найближчим аналогом є спосіб зниження температури та швидкості потоку викидних газів ракетного двигуна на рідкому паливі на випробувальному стенді [3], який полягає у тому, що викидні гази ракетного двигуна, що випробується, направляють до системи каналів, що складаються з конфузорної частини, прямої ділянки та дифузорної частини, впорскують у потік охолоджуючу воду, а стінки системи каналів охолоджують також водою, причому вода не міняє свого агрегатного стану.

Суттєвим недоліком найближчого аналога є те, що тепло, яке відводиться від потоку викидного газу ніяк не використовується, а для охолодження стінок системи каналів потрібна дуже велика кількість води, що складає у ряду випадків велику логістичну проблему. Також цей спосіб не може бути реалізований для стартового ракетного комплексу.

Задача запропонованої корисної моделі полягає в утилізації більшої частини тепла викидних газів ракетних двигунів при їх випробуванні або під час старту ракет;

забезпеченні параметрів викидних газів, що утворюються під час згоряння рідкого ракетного палива, для каталітичної нейтралізації шкідливих викидів у довкілля;

універсалізації застосування способу для двигунів: на рідкому паливі, на твердому паливі, на ядерному паливі тощо.

Суть корисної моделі полягає в тому, що для охолодження стінок системи каналів, у яку подається потік викидного газу ракетного двигуна, застосовують щонайменше два потоки охолоджуючої рідини, які подають у окремі замкнені канали, обмежені теплопередаючими стінками та розташовані концентрично відносно потоку викидного газу, причому охолоджувальні рідини вибирають таким чином, що теплота утворення парів охолоджуючої рідини у найближчому до потоку викидних газів каналі є найбільшою, а тепло, відведене від охолоджуючих рідин, використовується.

Як охолоджуючі рідини використовують потоки рідких металів.

Запропонована корисна модель пояснена кресленнями.

На Фіг. 1 показано спрямування потоку викидних газів ракетного двигуна ВГ у систему каналів, яка складається з конфузорної частини 1, прямої ділянки 2 та дифузорної частини 3. У потік газу впорскують повітря 4 та охолоджуючу воду 5 для охолодження стінок системи каналів застосовують щонайменше два потоки охолоджувальних рідин ОР1 та ОР2, які подають у окремі замкнені канали 6, обмежені теплопередаючими стінками та розташованими концентрично відносно потоку викидних газів ВГ. Вхід охолоджувальної рідини ОР1 здійснюється через штуцери ОР1¹, а вихід - через штуцери ОР1¹¹, а вхід та вихід

охолоджувальної рідини OP2 - через штуцери OP2¹ та OP2¹¹ відповідно. Потік викидного газу, що охолодився, поступає у блок каталітичної очистки від шкідливих викидів 7.

На Фіг. 2 показано поперечний переріз А-А конфузornoї частини системи каналів 6, у які подають охолоджувальні рідини OP1 та OP2. Поперечні перерізи прямої ділянки та дифузornoї частини каналу, у який направляється викидний газ, є аналогічними. Хрестиком зазначено напрям руху викидних газів ВГ ракетного двигуна (див. також Фіг. 1).

На Фіг. 3 наведена принципова схема прикладу використання тепла, відведеного охолоджувальними рідинами OP, за допомогою парогенератора 8, у якому утворюються пари 9 робочого тіла циклу Ренкіна, парова турбіна Т, що виробляє електроенергію, джерело теплової енергії 10, конденсатор парів робочого тіла К, потік робочого тіла у рідкому стані 11 та циркуляційна помпа 12. А_Е - акумулятор електричної енергії, А_Т - акумулятор теплової енергії, ОВ - охолоджуюча вода на конденсатор.

Спосіб отримання енергетичних ресурсів з потоків викидних газів ракетних двигунів згідно корисної моделі здійснюється наступним чином.

Викидні гази ракетного двигуна ВГ, що утворюються під час випробування двигуна або під час старту ракети, швидкість потоку яких $M \gg 1$, а температура сягає 3000-5000 °С, подається в конфузornoї частину 1 системи каналів для відведення ВГ, на виході з якої швидкість потоку ВГ падає до $M > 1$, потім потік ВГ подається до прямої ділянки 2, де його швидкість стабілізується до $M = 1$, та до дифузornoї частини 3, де його швидкість падає до $M < 1$.

У потік ВГ підмішується охолоджуюче повітря 4 та впорскується охолоджуюча вода 5. Стінки системи каналів охолоджуються потоками щонайменше двох охолоджувальних рідин OP1 та OP2, які подаються у відповідні канали 6, розташовані концентрично до потоку ВГ. Охолоджувальні рідини підбираються таким чином, що теплота утворення парів OP1 є більшою, ніж теплота утворення парів OP2. Вхід охолоджуючих рідин у канали 6 здійснюється через штуцери OP1¹ та OP2¹, а вихід - через штуцери OP1¹¹ та OP2¹¹. Як охолоджувальна рідина OP1 може бути використаний щонайменше потік рідкого металу. Така система охолодження дозволяє отримати температуру ВГ на виході з системи каналів на рівні 400-500 °С. Це дозволяє у разі необхідності здійснити каталітичну нейтралізацію шкідливих викидів з потоку ВГ ракетного двигуна.

Утилізація тепла охолоджувальних рідин OP може бути здійснена за допомогою, наприклад, циклу Ренкіна, тобто потік охолоджувальної рідини OP¹¹ подається до парогенератора 8, де віддає тепло на випаровування робочого, а сам повертається у системи каналів 6 у вигляді потоку OP¹. Робоче тіло циклу Ренкіна у пароподібному стані подається на турбіну для виробництва електричної енергії, потім робоче тіло подається на пристрій 10 для виробництва теплової енергії, конденсується, та у рідкому стані помпою 12 подається у парогенератор 8. Вироблена електрична та тепла енергія акумулюється у відповідних акумуляторах А_Е та А_Т.

Корисний ефект полягає в утилізації більшої частини тепла викидних газів ракетних двигунів під час їх випробування або під час старту ракет та забезпечення параметрів викидних газів, які дозволяють провести процес каталітичної нейтралізації шкідливих викидів у довкіллі.

Спосіб може бути застосований для ракетних двигунів на рідкому паливі, твердому та ядерному паливі тощо.

Джерела інформації:

1. Steven D. Howe et al. Ground testing a nuclear thermal rocket: design of a sub-scale demonstration experiment. - 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference&Exhibit, 30 July-01 August 2012, Atlanta, Georgia; paper AIAA 2012-3743. - 10 pp.

2. Способ извлечения энергетических ресурсов из утилизируемых ракетных двигателей твердого топлива. Патент РФ № 2464496, заявл. 25.05.2011, оп. 20.10.2012, бюлл. № 29, МПК F23G 5/46, F23G 7/00.

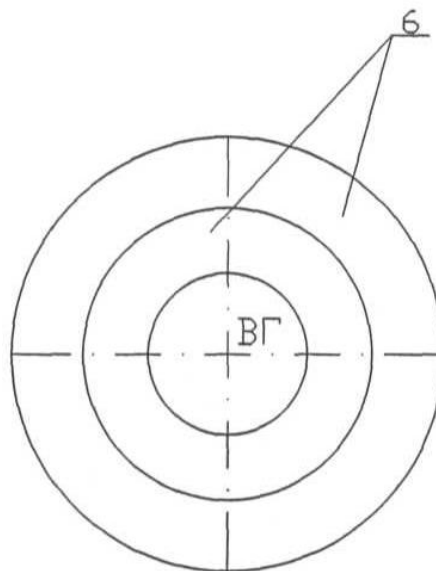
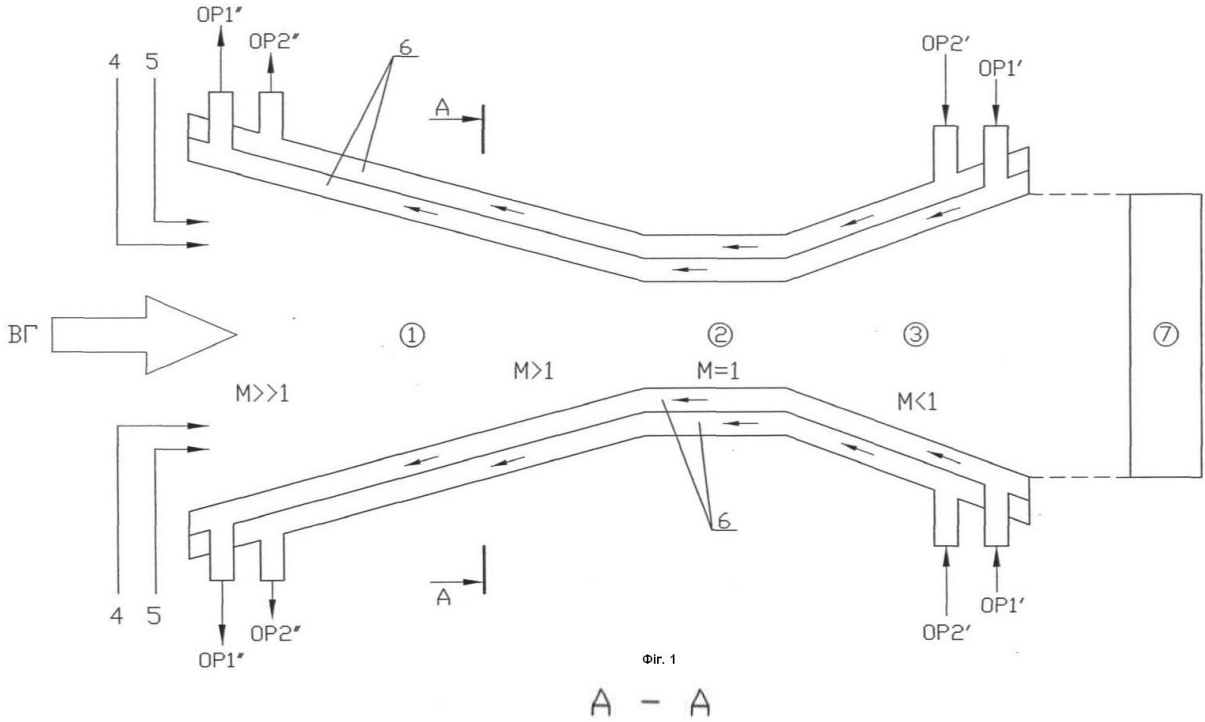
3. Галеев А.Г. Основные устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок. - г. Пересвет, Московской обл.: изд-во ФКП "НИЦ РКП", 2010. - 180 с; стр. 87-92, рис. 2.25, 2.30.

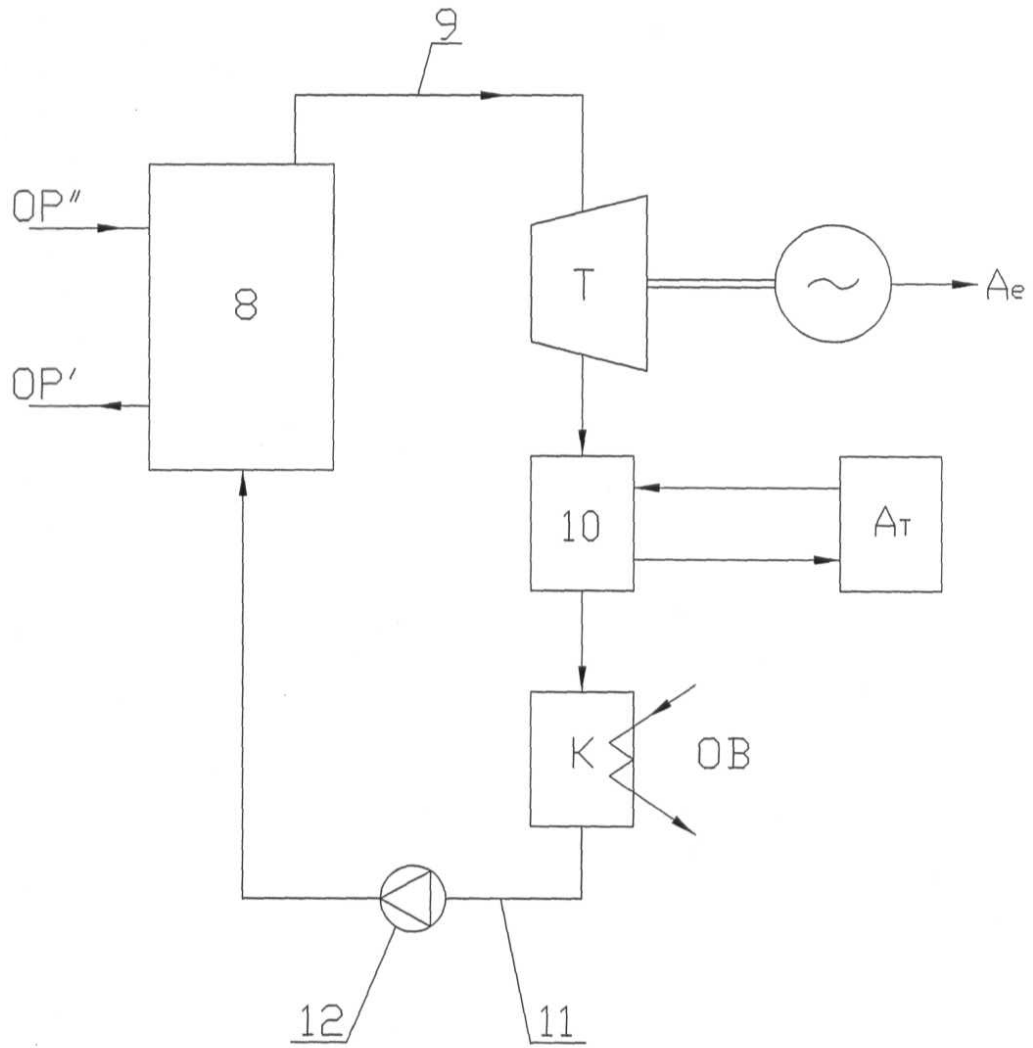
ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

1. Спосіб отримання енергетичних ресурсів з потоку викидних газів ракетного двигуна, що включає спрямування потоку викидних газів до системи каналів, які складаються з конфузornoї частини, прямої ділянки та дифузornoї частини, впорскування охолоджуючої води та подачу повітря у потік викидних газів; стінки системи каналів охолоджують, а утилізовану енергію викидних газів акумулюють, який **відрізняється** тим, що для охолодження стінок системи каналів застосовують щонайменше два потоки охолоджувальних рідин, які подають у окремі

замкнені канали, обмежені теплопередаючими стінками та розташовані концентрично відносно потоку викидних газів, причому охолоджувальні рідини вибирають таким чином, що теплота утворення парів охолоджувальної рідини у найближчому до потоку викидних газів каналі є найбільшою, а тепло, відведене від охолоджувальних рідин, використовують.

5 2. Спосіб за п. 1, який **відрізняється** тим, що як охолоджуючі рідини використовують потоки рідких металів.





Фиг. 3

Комп'ютерна верстка О. Рябко

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