



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 112002

(13) C2

(51) МПК

F02K 9/32 (2006.01)

F02K 9/97 (2006.01)

F02K 1/06 (2006.01)

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(21) Номер заявки: а 2014 12135

(22) Дата подання заявки: 10.11.2014

(24) Дата, з якої є чинними
права на винахід: 11.07.2016

(41) Публікація відомостей
про заявку: 10.05.2016, Бюл.№ 9

(46) Публікація відомостей
про видачу патенту: 11.07.2016, Бюл.№ 13

(72) Винахідник(и):

Коваленко Микола Дмитрович (UA),
Кузьменко Микола Петрович (UA),
Кіріченко Олександр Олегович (UA)

(73) Власник(и):

ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ
НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ
І ДЕРЖАВНОГО КОСМІЧНОГО
АГЕНТСТВА УКРАЇНИ,
вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпропетровськ,
49005 (UA)

(56) Перелік документів, взятих до уваги
експертизою:

RU 2293868 C1, 20.02.2007

RU 2353791 C1, 27.04.2009

UA 101762 C2, 25.04.2013

EP 1764498 A2, 21.03.2007

GB 1198522 A, 15.07.1970

RU 2272926 C1, 27.03.2006

US 2926491 A, 01.03.1960

US 4141501 A, 27.02.1979

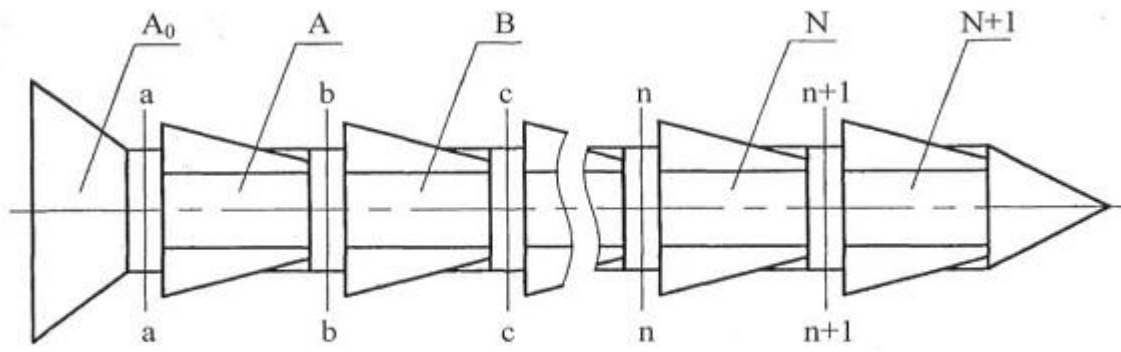
US 5140809 A, 25.08.1992

(54) ДЕТОНАЦІЙНИЙ РАКЕТНИЙ ДВИГУН З ТОРЦЕВИМ ЗАРЯДОМ ТВЕРДОГО ПАЛИВА

(57) Реферат:

Винахід належить до ракетно-космічної та авіаційної техніки і може бути використаний як маршовий двигун розгінних блоків космічних та авіаційних апаратів з гіперзвуковою швидкістю польоту. Детонаційний ракетний двигун з торцевим зарядом твердого палива, що містить циліндричну багатосекційну камеру згоряння і надзвукове сопло, систему запуску двигуна та систему автоматизованого відділення відпрацьованих секцій циліндричної камери. Циліндричні секції двигуна в повздовжньому напрямку утворені з рівної кількості профільованих прямокутних і трикутних елементів, які при розгортанні циліндричної оболонки утворюють конусоподібний розтруб. Таким чином, перевагою винаходу є удосконалення конструкції камери та підвищення енергетичних характеристик двигуна.

UA 112002 C2



Фиг. 1

Винахід належить до ракетно-космічної та авіаційної техніки і може бути використаний як маршовий двигун розгінних блоків космічних та авіаційних апаратів з гіперзвуковою швидкістю польоту.

Відомі детонаційні ракетні двигуни твердого палива (далі - ДРДТП), зокрема [1-3], які в залежності від призначення відрізняються між собою складом, конструктивно-компонувальними схемами основних складових частин, організацією робочого процесу газифікації палива та використання газового потоку.

Для визначеного призначення найбільші переваги мають ДРДТП з тривалим процесом газифікації палива, який забезпечується, наприклад, в ДРДТП зі шнуровим детонаційним зарядом, який описано в [1-3]. Цей двигун містить в собі камеру згоряння і розміщений в ній заряд у вигляді прошарків детонаційного шнура, розділених прошарками демпфуючої речовини, яка не допускає розповсюдження детонації за межі детонуючої ділянки шнура на сусідні прошарки шнура і газифікується при проходженні по шнуру детонаційної хвилі.

Відомі зазначені ДРДТП з різними зарядами: торцевим, конусоподібним, циліндричним або більш складної форми. В залежності від типу шнурового заряду відомі безсоплові ДРДТП, з соплом Лавалля, надзвуковим соплом циліндричної або конусоподібної форми [2].

Найбільш близьким аналогом (прототипом винаходу) вибрано ДРДТП з торцевим шнуровим зарядом та надзвуковим соплом, який описано в [3].

До загальних істотних ознак прототипу та двигуна, що заявляється, належить наявність циліндричної багатосекційної камери згоряння та надзвукового сопла, секції камери згоряння з'єднані між собою автоматизованим роз'ємним сполученням таким чином, що вони можуть розгортатися із силової (міцної) циліндричної оболонки камери згоряння в конусоподібний або іншої форми розтруб, що розширюється з півкутом 5-15 градусів, а потім послідовно відділятися.

Недоліком двигуна-прототипу є недосконалість конструкції камери та секцій, що відділяються, яка пов'язана з тим, що з метою підвищення балістичної ефективності літального апарата секції, що відділяються, розгортаються із силової (міцної) циліндричної оболонки камери згоряння в конусоподібний розтруб, але не визначено технічні рішення щодо механізмів такого розгортання і формування надзвукового сопла двигуна.

В основу винаходу, що заявляється, поставлено задачу удосконалення ДРДТП за рахунок використання нових технічних рішень щодо механізмів розгортання в сопло відпрацьованих циліндричних секцій камер з подальшим відділенням їх (соплових блоків) від корпусу двигуна.

Відомі з джерел, зокрема [4, 5], конструктивні рішення по розсувних соплових блоках РДТП або таким, що розгортаються, не можуть бути застосовані в детонаційному двигуні, що заявляється, що обумовлено суттєво різними робочими характеристиками процесів в камері згоряння двигуна, а також конструктивними відмінностями (в камері ДРДТП відсутній критичний переріз сопла).

Поставлена задача вирішується тим, що циліндричні секції ДРДТП в повздовжньому напрямку утворені з рівної кількості профільованих прямокутних і трикутних елементів, причому прямокутні елементи покладені уздовж твірної циліндра так, ніби утворюють "діжку", а трикутні елементи розміщені уздовж між прямокутними поперемінно під кутом 90° відносно останніх так, що виступають вертикально назовні циліндра, утворюючи вертикальні ребра, що сходять однією вершиною до одного краю секції. При цьому внутрішня поверхня циліндра залишається рівною. Прямокутні елементи з однієї сторони кріпляться до автоматизованого роз'ємного сполучення за допомогою петель. Трикутні елементи, що примикають до прямокутних, також з одного боку кріпляться до них петлями уздовж утворюючих таким чином, щоб при русі прямокутних елементів нагору трикутний елемент як стулка складався горизонтально між прямокутними елементами, утворюючи конусоподібний розтруб.

З метою підвищення міцності та герметичності конструкції розгорнутого розтрубу на зовнішній поверхні прямокутних і трикутних елементів поперек осі циліндра прокладається щонайменше один ряд скоб, в кожен з яких просмикується окремий трос, що виконує роль силового обруча при розкритті елементів у конусоподібний розтруб.

Суть винаходу пояснюється кресленнями (Фіг. 1-6). Фіг. 1 - загальний вигляд ДРДТП, Фіг. 2-4 - конструктивне виконання секції, яка з циліндричного положення розкладається у конусоподібний розтруб, Фіг. 5, 6 - механізм розкриття циліндричної секції у конусоподібний розтруб. ДРДТП складається із моноблочного сопла A_0 та множини циліндричних секцій $A, B, \dots, N, N+1$ (Фіг. 1). Циліндрична секція складається, наприклад, з шести прямокутних елементів 1 (Фіг. 2), шести трикутних елементів 2, петель 3 і 4, що кріплять прямокутні елементи до автоматизованого роз'ємного сполучення 5 і трикутні елементи до прямокутних відповідно. Розташування трикутних елементів між прямокутними показано на Фіг. 2, 3. Із зовнішньої

частини складених елементів 1, 2 у зоні зрізу конусоподібного розтруба за допомогою скоб 6 прокладений трос 7, що допомагає елементам 2 розкластися в горизонтальному напрямку та згодом виконує роль силового обруча, як показано на Фіг. 4.

Механізм розгортання прямокутних і трикутних елементів у розтруб наведений на Фіг. 5. Прямокутні елементи АВ і ВС (вигляд з боку торця секції) під дією сил тиску продуктів згоряння займає по черзі положення 1, 2, 3 (пунктирні лінії). У положенні 1 трикутний елемент BN займає положення по лінії a_1 (відрізок B_1N_1 на Фіг. 5), у положенні 2 займає своє місце по лінії b_2 (відрізок B_2N_2). У положенні 3 відрізки $A'N'$, $N'B'$ і $B'C'$ зімкнуться та утворять правильну частину кола по лінії c_3 . Рух відрізка BN (елемент 2) у потрібному напрямку буде забезпечувати натягування троса 7, максимальний діаметр якого буде збігатися з максимальним діаметром розтруба в місці його розміщення (див. Фіг. 3, 4), що призведе до стикування всіх елементів 1 і 2 по круговій лінії $A'N'B'C'$, що показано на Фіг. 6. Криволінійне з'єднання елементів 1 і 2 (посадка в пази) у точках N' і B' забезпечує герметичність розтрубата зменшує втрату тиску продуктів згоряння.

ДРДТП, що пропонується, працює наступним чином. Отримавши початковий імпульс руху від відділення моноблочного сопла A_0 далі під дією тиску продуктів згоряння прямокутні елементи 1 починають розкладатися в розтруб, тягнучи за собою елементи 2, які починають займати своє положення відповідно до механізму розкладання, наведеному на Фіг. 5, 6. Елемент 2 під дією троса 7, що натягується, починає рух по стрілці (див. Фіг. 5, лінія BN). Після розкладання всіх елементів у конусоподібний розтруб, трос 7 утримує їх від подальшого руху (розкладки) і в такий спосіб утримує розтруб у розкритому робочому положенні. Подальше розкриття наступних циліндричних секцій $B...N$, $N+1$ відбувається за таким же механізмом.

Таким чином, перевагою винаходу є удосконалення конструкції камери та підвищення енергетичних характеристик двигуна.

Список використаних джерел:

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

2. Коваленко Н.Д. О состоянии разработок и перспективах применения реактивных двигателей с детонационной газификацией топлива / Н.Д. Коваленко, А.Е. Золотко, А.О. Кириченко / Техническая механика. - Днепропетровск. - 2011. - № 2. - С. 30-48.

3. Пат. на винахід 101762 Україна, МПК F02K 9/08. Детонаційний ракетний двигун твердого палива / М.Д. Коваленко, М.П. Кузьменко, О.О. Кіріченко; заявник і патентоволодар Інститут технічної механіки НАНУ і ДКАУ. - а201200282; заявл. 10.01.2012, опубл. 25.04.2013. - Бюл. № 8-6 с.

4. Патент на изобретение 2293868 Российская федерация, МПК F02K 9/97. Раздвижное сопло ракетного двигателя / Гребенкин В.И., Зыков Г.А., Бондаренко С.А., Болотов А.А., Котчуров А.Г.; заявитель и патентообладатель ОАО Научно-производственное объединение "Искра". - 2005125499/06; заявл. 10.08.2005; опубл. 20.02.2007. - Бюл. № 5. - 6 с.

5. Патент на изобретение 2353791 Российская федерация, МПК F02K 9/97, F02K 1/09. Сопловой насадок ракетного двигателя / Зыков Г.А., Болотов А.А., Селянский Л.И., Кац И.Р.; заявитель и патентообладатель ОАО Научно-производственное объединение "Искра". - 2007139966/06; заявл. 29.10.2007; опубл. 27.04.2009. - Бюл. № 12. - 5 с.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Детонаційний ракетний двигун з торцевим зарядом твердого палива, що містить циліндричну багатосекційну камеру згоряння та надзвукове сопло, секції камери згоряння з'єднані між собою автоматизованим роз'ємним сполученням таким чином, що вони можуть розгортатися із силової (міцної) циліндричної оболонки камери згоряння в конусоподібний або іншої форми розтруб, що розширюється з півкутом 5-15 градусів, а потім послідовно відділятися, який **відрізняється** тим, що циліндричні секції двигуна в повздовжньому напрямку утворені з рівної кількості профільованих прямокутних і трикутних елементів, причому прямокутні елементи покладені уздовж твірної циліндра так, ніби утворюють "діжку", а трикутні елементи розміщені уздовж між прямокутними поперемінно під кутом 90° відносно останніх так, що виступають вертикально назовні циліндра, утворюючи вертикальні ребра, що сходять однією вершиною до одного краю секції, прямокутні елементи з однієї сторони кріпляться до автоматизованого роз'ємного сполучення за допомогою петель, а трикутні елементи, що примикають до прямокутних, також з одного боку кріпляться до них петлями уздовж утворюючих таким чином, щоб при русі прямокутних елементів нагору трикутний елемент як стулка складався горизонтально між прямокутними елементами, утворюючи конусоподібний розтруб.

2. Детонаційний ракетний двигун з торцевим зарядом твердого палива за п. 1, який **відрізняється** тим, що на зовнішній поверхні прямокутних і трикутних елементів поперек осі циліндра прокладається щонайменше один ряд скоб, в кожен з яких просмикується окремий трос, що виконує роль силового обруча при розкритті елементів у конусоподібний розтруб.

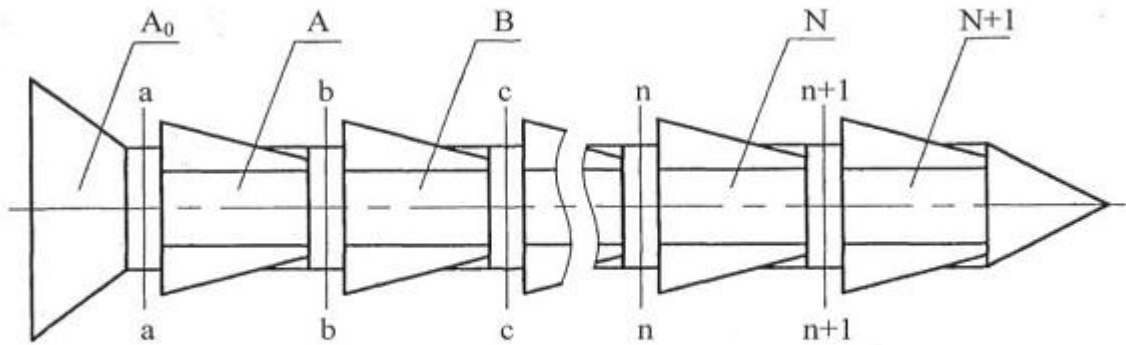


Fig. 1

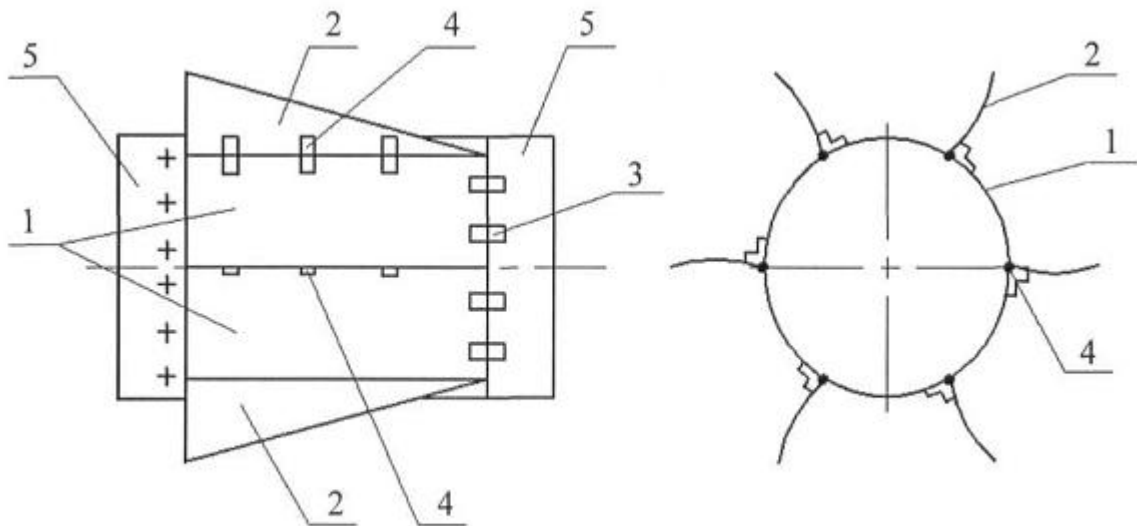
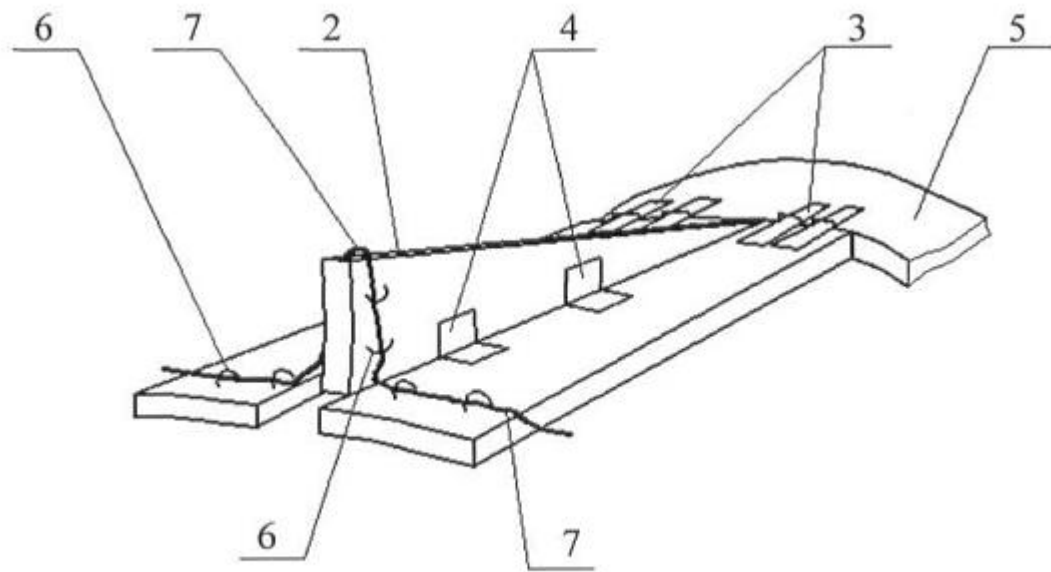
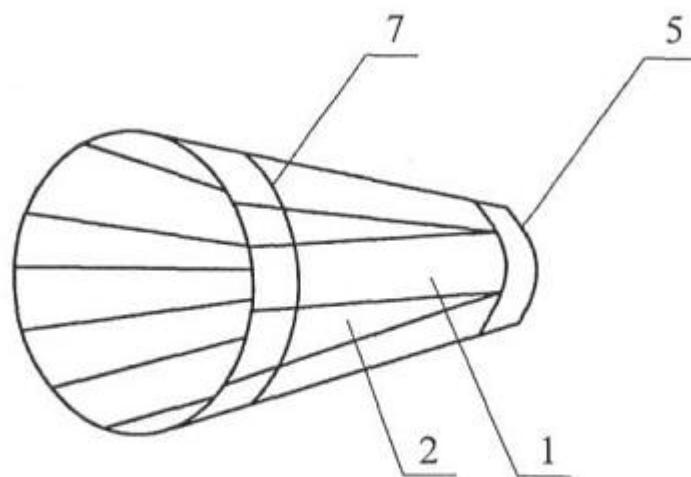


Fig. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

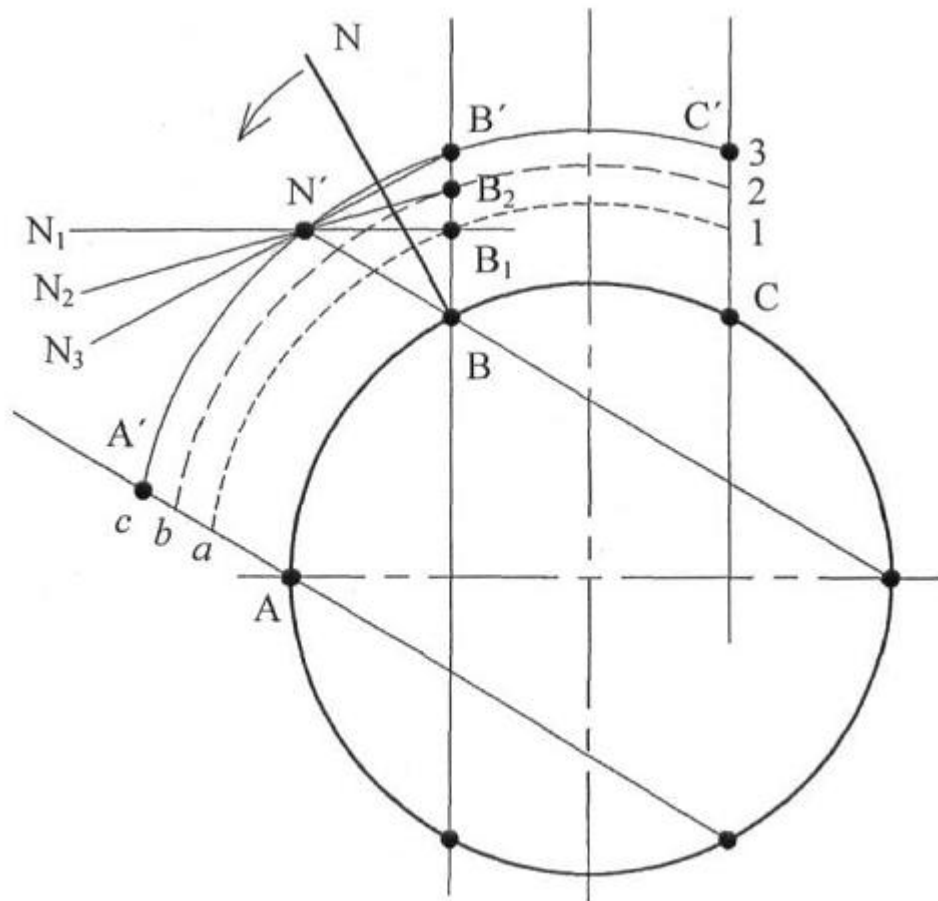


Fig. 5

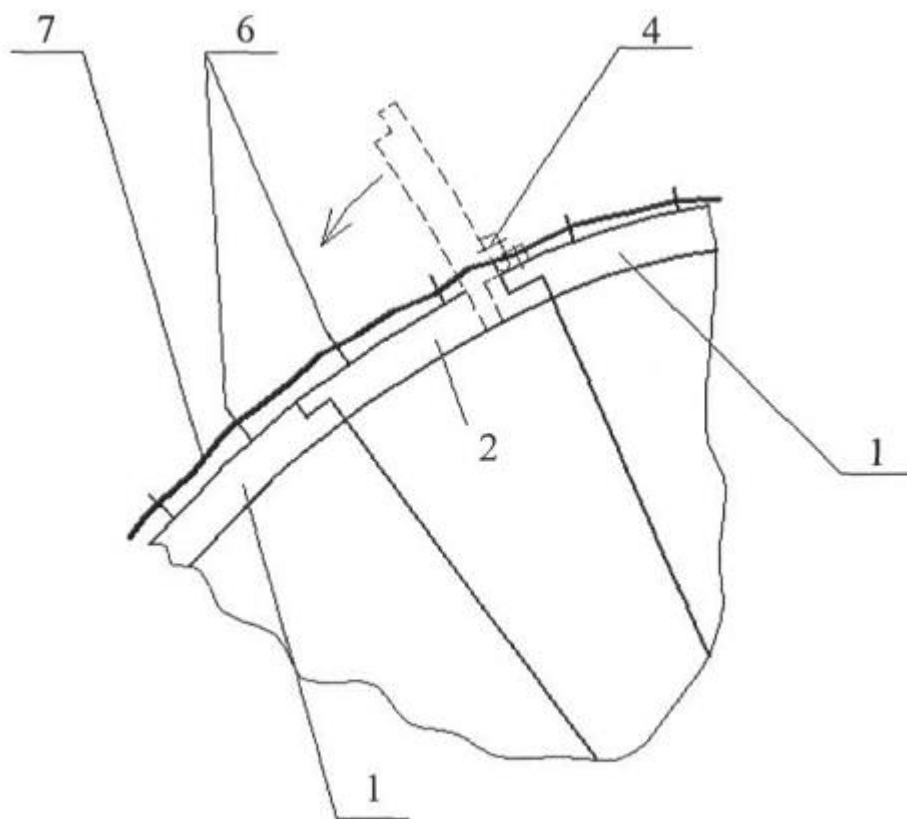


Fig. 6

Комп'ютерна верстка О. Рябко

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Василя Липківського, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

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