



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **119325** (13) **C2**  
(51) МПК**F02K 9/42** (2006.01)**F02K 9/48** (2006.01)**F02K 9/56** (2006.01)МІНІСТЕРСТВО  
ЕКОНОМІЧНОГО  
РОЗВИТКУ І ТОРГІВЛІ  
УКРАЇНИ**(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД****(21)** Номер заявки: **а 2015 11267****(22)** Дата подання заявки: **16.11.2015****(24)** Дата, з якої є чинними  
права на винахід: **10.06.2019****(41)** Публікація відомостей  
про заявку: **25.05.2017, Бюл.№ 10****(46)** Публікація відомостей  
про видачу патенту: **10.06.2019, Бюл.№ 11****(72)** Винахідник(и):  
**Прокопчук Олександр Олександрович**  
**(UA),****Шульга Володимир Андрійович (UA),****Конох Володимир Іванович (UA),****Коваленко Віктор Миколайович (UA),****Стрельченко Євген Володимирович****(UA),****Дібрівний Олександр Валерійович (UA),****Валіахметов Марс Шайхович (UA),****Калініченко Ігор Іванович (UA),****Варварчук Олександр Сергійович (UA)****(73)** Власник(и):  
**ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО**  
**"КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ"**  
**ІМ. М.К. ЯНГЕЛЯ",**  
вул. Криворізька, 3, м. Дніпропетровськ,  
49008 (UA)**(56)** Перелік документів, взятих до уваги  
експертизою:  
Конструкция и проектирование жидкостных  
ракетных двигателей: Учебник для  
студентов вузов по специальности  
«Авиационные двигатели и энергетические  
установки»/ Г. Г. Гахун, В. И. Баулин, В. А.  
Володин и др.; Под общ. ред. Г. Г. Гахуна. –  
М. : Машиностроение, 1989. – 424 с.: ил.  
Рис. 3.4; стор. 52  
RU 2315194 C1, 20.01.2008  
US 2984968 A, 23.05.1961  
US 2979891 A, 18.04.1961  
US 2949007 A, 16.08.1960  
RU 2176744 C2, 10.12.2001**(54) РІДИННИЙ РАКЕТНИЙ ДВИГУН (ВАРІАНТИ)****(57)** Реферат:

Винахід належить до конструкції рідинних ракетних двигунів (РРД) і може бути використаний в ракетному двигунобудуванні.

В основу винаходу поставлена задача підвищення ефективності роботи РРД.

Для досягнення вказаного технічного результату пропонується два варіанти двигуна.

Рішення поставленої задачі в першому варіанті забезпечується тим, що до складу рідинного ракетного двигуна без допалювання генераторного газу входять камера регенеративного охолодження, турбонасосний агрегат з газогенератором приводу турбіни, дросель з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги і встановлений в магістралі подачі одного з компонентів палива в газогенератор, стабілізатор тиску, що виконує функцію

**UA 119325 C2**

регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор і встановлений в магістралі подачі іншого компонента палива в газогенератор, при цьому його чутливий елемент з'єднано з виходом дроселя з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги, стабілізатор тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, при цьому його чутливий елемент з'єднано з магістралями подачі обох компонентів палива в камеру регенеративного охолодження, настроювальний дросель, який виконано безпривідним і встановлено на вході в камеру регенеративного охолодження іншого компонента палива, датчик тиску, встановлений перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження.

Рішення поставленої задачі в другому варіанті забезпечується тим, що до складу рідинного ракетного двигуна без допалювання генераторного газу входять камера регенеративного охолодження, турбонасосний агрегат з газогенератором приводу турбіни, дросель з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги і встановлений в магістралі подачі одного з компонентів палива в газогенератор, стабілізатор тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор і встановлений в магістралі подачі іншого компонента палива в газогенератор, при цьому його чутливий елемент з'єднано з виходом дроселя з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги, дросель з електроприводом, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун і встановлений в магістралі подачі пального в камеру регенеративного охолодження, датчик тиску, встановлений перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження.

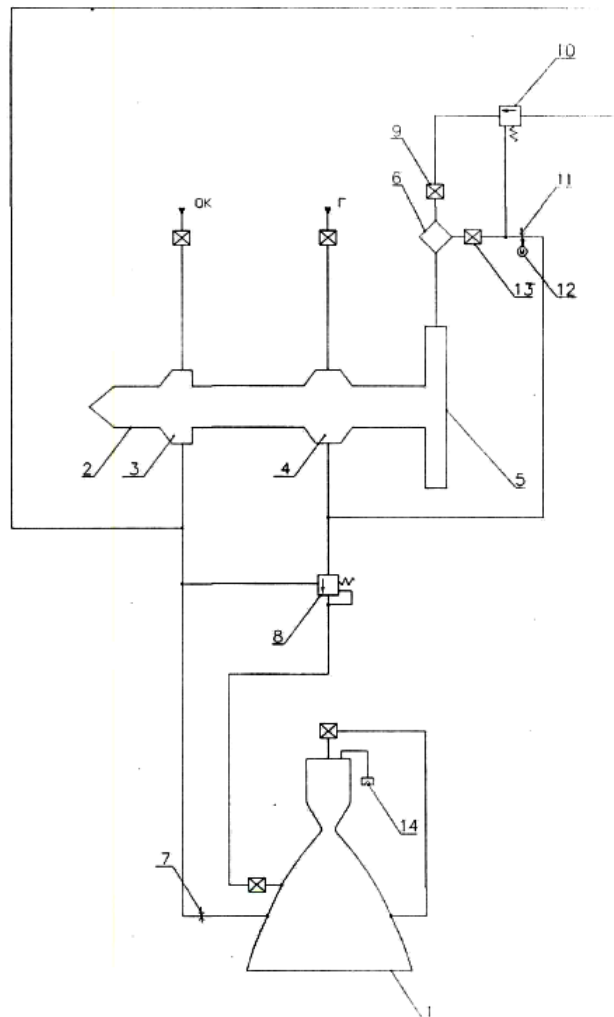


Fig. 1

Винахід належить до конструкції рідинних ракетних двигунів (РРД) і може бути використаний в ракетному двигунобудуванні.

Двигуни верхніх ступенів ракет найчастіше виконуються з турбонасосною системою подачі за відкритою енергетичною схемою (без допалювання генераторного газу).

5 У таких двигунах камера згорання виконується зазвичай з трактом (трактами) регенеративного охолодження одним або обома компонентами палива.

Відомий рідинний ракетний двигун містить камеру регенеративного охолодження, турбонасосний агрегат з газогенератором приводу турбіни, дросель пального, встановлений в напірній магістралі насоса пального турбонасосного агрегату, при цьому для регулювання тяги використаний регулятор витрати окислювача, встановлений на вході в газогенератор, а для підтримання співвідношення компонентів палива - регулятор співвідношення компонентів палива, встановлений по лінії живлення паливом газогенератора (Г.Г. Гахун и др. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. М., Машиностроение, 1989 г., рис. 3.4).

15 Ця схема регулювання достатньо надійна і відпрацьована, проте для регулювання як по тязі, так і по співвідношенню компонентів палива потрібні відповідні командні сигнали від СК РН на три регулятори. Для великих РН зі сфероциліндричними баками керуючий сигнал на регулювання співвідношення компонентів палива зазвичай формується за показниками датчиків рівня, розташованих в баках РН, а регулювання тяги здійснюється за допомогою набору необхідної швидкості польоту РН. Для верхніх ступенів такий підхід часто є неприйнятним, з огляду на те, що конструкція баків ступенів може не дозволяти установку датчиків рівня. Регулювання тяги двигуна по набору швидкості польоту, що виконується виходячи з умови досягнення заданої польотним заданням швидкості і висоти польоту, не завжди виправдане з точки зору розробників РН, оскільки ускладнюється приладова апаратура РН.

25 Також відомий, взятий за найближчий аналог, рідинний ракетний двигун, що містить камеру регенеративного охолодження, турбонасосний агрегат з газогенератором приводу турбіни, два регулятори витрати і два сопла Вентурі, встановлені в напірних магістралях насосів турбонасосного агрегату, при цьому чутливі елементи золотників регуляторів з'єднані трубопроводами з входами в сопла Вентурі та їх найменшими перерізами, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора тяги, встановлений в магістралі подачі одного з компонентів палива в газогенератор, причому дросельовальний елемент серводроселя з'єднаний трубопроводом з напірною магістраллю насоса цього компонента після сопла Вентурі, а трубопровід подачі другого компонента в газогенератор з'єднаний з напірною магістраллю насоса цього компонента після серводроселя регулятора, що виконує функцію регулятора співвідношення витрат компонентів палива через двигун (патент РФ № 2315194 МПК9/42, опублікований 20.01.2008 р.).

35 Даний винахід забезпечує підтримання співвідношення компонентів палива і тяги без зовнішніх зв'язків з приладовою апаратурою РН. Однак, проведені проектні та експериментальні роботи показали, що забезпечити високу точність регулювання співвідношення компонентів палива через двигун, використовуючи командні сигнали, що надходять від сопла Вентурі досить складно. Це пов'язано з невідповідністю характеристик сопел Вентурі, отриманих при гідравлічному випробуванні на воді, з характеристиками на компонентах палива при вогневих випробуваннях двигуна.

40 Для отримання стабільних характеристик сопел Вентурі необхідно забезпечити модельні гідравлічні випробування збірної системи регулювання на етапі виготовлення і проводити їх не на модельній рідині (воді), а на штатних компонентах палива, що вимагає створення спеціальних стендів, а, отже, і великих витрат, що особливо проблематично при роботі з токсичними компонентами палива. Крім того, велика кількість агрегатів регулювання призводить до зниження надійності двигуна.

В основу винаходу поставлено задачу підвищення ефективності роботи РРД за рахунок 50 забезпечення високої точності підтримки співвідношення компонентів палива і підвищення надійності шляхом спрощення його конструкції.

Для вирішення зазначеної задачі пропонуються два варіанти конструкції двигуна.

Рішення поставленої задачі в першому варіанті забезпечується тим, що рідинний ракетний двигун без допалювання генераторного газу, до складу якого входять камера регенеративного охолодження, турбонасосний агрегат з газогенератором приводу турбіни, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора тяги і встановлений в магістралі подачі одного з компонентів палива в газогенератор, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, згідно з винаходом, в магістралі подачі іншого компонента палива в газогенератор встановлено стабілізатор тиску, що виконує функцію 60 регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор, при цьому його чутливий

елемент з'єднано з виходом дроселя з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, виконано у вигляді стабілізатора тиску, при цьому його чутливий елемент з'єднано з магістралями подачі обох компонентів палива в камеру регенеративного охолодження, на вході в камеру регенеративного охолодження іншого компонента палива встановлено настроювальний дросель, який виконано безпривідним, а перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження встановлено датчик тиску.

Таким чином, істотні відмітні ознаки:

- в магістралі подачі іншого компонента палива в газогенератор встановлено стабілізатор тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор;
- чутливий елемент стабілізатора тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор, з'єднано з виходом дроселя з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги;

- на вході в камеру регенеративного охолодження одного з компонентів палива встановлено серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, який виконано у вигляді стабілізатора тиску, при цьому його чутливий елемент з'єднано з магістралями подачі обох компонентів палива в камеру регенеративного охолодження;

- на вході в камеру регенеративного охолодження іншого компонента палива встановлено настроювальний дросель, який виконано безпривідним;

- перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження встановлено датчик тиску,

в сукупності з відомими суттєвими ознаками дозволяють поліпшити енергомасові характеристики двигуна, а саме підвищити точність настройки співвідношення компонентів палива, підтримувати сталість величини співвідношення компонентів палива через двигун з високою точністю регулювання тяги двигуна, спростити його конструкцію, і, тим самим, підвищити надійність роботи двигуна та знизити вартість його відпрацювання.

Рішення поставленої задачі у другому варіанті забезпечується тим, що рідинний ракетний двигун без допалювання генераторного газу, до складу якого входять камера регенеративного охолодження, турбонасосний агрегат з газогенератором приводу турбіни, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора тяги і встановлений в магістралі подачі одного з компонентів палива в газогенератор, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, згідно з винаходом, в магістралі подачі іншого компонента палива в газогенератор встановлено стабілізатор тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор, при цьому його чутливий елемент з'єднано з виходом дроселя з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги, в магістралі подачі пального в камеру регенеративного охолодження встановлено дросель з електроприводом, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, а перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження встановлено датчик тиску.

Таким чином, істотні відмітні ознаки:

- в магістралі подачі іншого компонента палива в газогенератор встановлено стабілізатор тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор;

- чутливий елемент стабілізатора тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор, з'єднано з виходом дроселя з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги;

- в магістралі подачі пального в камеру регенеративного охолодження встановлено дросель з електроприводом, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун,

- перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження встановлено датчик тиску, в сукупності з відомими суттєвими ознаками дозволяють забезпечити високу точність регулювання співвідношення компонентів палива при можливості установки мірних датчиків в баках Ок і Г.

Суть технічних рішень пояснюється кресленнями. Пневмогідрравлічна схема двигуна за першим варіантом наведена на фіг. 1, за другим варіантом - на фіг. 2.

Рідинний ракетний двигун без допалювання генераторного газу (фіг. 1) містить камеру регенеративного охолодження 1, турбонасосний агрегат 2, що складається з насоса окислювача 3, насоса пального 4 і турбіни 5, газогенератор 6 приводу турбіни 5. На вході окислювача в камеру регенеративного охолодження 1 встановлено настроювальний дросель 7, який виконано безпривідним. Стабілізатор тиску 8, який виконує функцію регулятора

співвідношення компонентів палива через двигун, встановлений в напірній магістралі насоса пального турбонасосного агрегату 2, при цьому чутливий елемент стабілізатора тиску 8 з'єднано з напірною магістраллю насоса окислювача 3 турбонасосного агрегату 2. На вході в клапан окислювача 9 газогенератора 6 встановлено стабілізатор тиску 10. Дросель 11 з електроприводом 12, що виконує функцію регулятора тяги, встановлено в магістралі пального між насосом пального 4 і клапаном пального 13 газогенератора 6, а його вихід з'єднано з чутливим елементом стабілізатору тиску 10. Перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження 1 встановлено датчик тиску 14.

Настроювальний дросель 7 використовується для підвищення точності настройки за співвідношенням компонентів палива. При проведенні контрольно-технологічного випробування за допомогою технологічного електроприводу здійснюється перекидка настроювального дроселя 7 для визначення залежності значення співвідношення компонентів палива від кута його повороту. Після отримання залежності здійснюється установа дроселя на кут, відповідний номінальному співвідношенню компонентів палива з необхідною точністю при натурних випробуваннях. Потім електропривод з дроселя знімається. Налаштування кожного двигуна проводиться індивідуально. Зміна тяги двигуна здійснюється шляхом обертання вала електропривода 12 по командах СК РН, сформованих по спрацюванню контактів датчика тиску 14.

Підтримання співвідношення витрат компонентів палива здійснюється шляхом порівняння тиску за насосом окислювача 3 турбонасосного агрегату 2 і тиску пального на виході із стабілізатора тиску 8. Магістраль окислювача є командною, пального - регульованою. Керуючий тиск окислювача порівнюється з тиском пального на чутливому елементі стабілізатора тиску 8 - мембрані. Коли керуючий тиск окислювача більше тиску пального - мембрана прогинається до сопла стабілізатора, зменшується тиск перед поршнем серводроселя, дросельна голка відкривається, збільшуючи витрату пального. Процес закінчується при досягненні рівності тисків окислювача і пального та відновленні первісного значення коефіцієнта співвідношення компонентів палива. Коли керуючий тиск окислювача зменшується, процес регулювання йде у зворотному напрямку. Стабілізатор тиску 8 відпрацьовує всі збурення по витратах та тисках, при цьому співвідношення витрат компонентів підтримується постійним.

Рідинний ракетний двигун без допалювання генераторного газу (фіг. 2) містить камеру регенеративного охолодження 1, турбонасосний агрегат 2, що складається з насоса окислювача 3, насоса пального 4 і турбіни 5, газогенератор 6 приводу турбіни 5. В напірній магістралі насоса пального 4 турбонасосного агрегату 2 встановлено дросель 7 з електроприводом 8, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, а на вході в клапан окислювача 9 газогенератора 6 встановлено стабілізатор тиску 10, чутливий елемент якого з'єднано з виходом дроселя 11 з електроприводом 12, який встановлено в магістралі пального між насосом пального 4 і клапаном пального 13 газогенератора 6. Перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження встановлено датчик тиску 14.

Зміна тяги двигуна проводиться шляхом обертання вала електроприводу 12 по командах СК РН, сформованим по спрацюванню контактів датчика тиску 14. Регулювання співвідношення витрат компонентів палива здійснюється шляхом подачі керуючого сигналу на електропривод 8 дроселя 7, що надходить від датчиків, встановлених в баках окислювача і пального.

Підтримання тяги двигуна в обох варіантах здійснюється системою підтримки тиску (СПТ) в камері двигуна 1. Як чутливий елемент СПТ використовується датчик тиску 14, що подає сигнал на форсування або дроселювання двигуна залежно від тиску окислювача перед форсунками камери 1 двигуна. Виконавчим органом СПТ є дросель 8 у першому варіанті, або дросель 11 у другому варіанті, який змінює витрату пального в газогенератор. По команді від СК електропривод 9 повертає вал дроселя 8 у першому варіанті, або електропривод 12 повертає вал дроселя 11 у другому варіанті, в потрібному напрямку. СК формує керуючі команди на електропривод 9 у першому варіанті, або електропривод 12 у другому варіанті, по сигналах з контактів форсування і дроселювання відповідно до логіки регулювання.

При цьому постійне значення співвідношення компонентів палива через газогенератор (а отже і температура в газогенераторі) підтримується за допомогою стабілізатора тиску 12 у першому варіанті або стабілізатора тиску 10 у другому варіанті, встановлених по лінії окислювача газогенератора. В даному випадку лінія пального є командною, а окислювача регульованою. Керуючий тиск пального порівнюється з тиском окислювача на виході зі стабілізатора тиску 12 (або стабілізатора тиску 10) на його чутливому елементі - мембрані. Принцип регулювання аналогічний описаному вище для стабілізатора тиску 5.

Описані схеми для двигуна тягою  $\approx 8$  тс, що працює на токсичних компонентах палива, дозволяє забезпечити підтримання тяги в діапазоні  $\pm 4\%$  і співвідношення компонентів палива  $\pm 1\%$ .

5

## ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Рідинний ракетний двигун без допалювання генераторного газу, до складу якого входять камера регенеративного охолодження, турбонасосний агрегат з газогенератором приводу турбіни, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора тяги і встановлений в магістралі подачі одного з компонентів палива в газогенератор, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, який **відрізняється** тим, що в магістралі подачі іншого компонента палива в газогенератор встановлено стабілізатор тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор, при цьому його чутливий елемент з'єднано з виходом дроселя з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, виконано у вигляді стабілізатора тиску, при цьому його чутливий елемент з'єднано з магістралями подачі обох компонентів палива в камеру регенеративного охолодження, на вході в камеру регенеративного охолодження іншого компонента палива встановлено настроювальний дросель, який виконано безпривідним, а перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження встановлено датчик тиску.
2. Рідинний ракетний двигун без допалювання генераторного газу, до складу якого входять камера регенеративного охолодження, турбонасосний агрегат з газогенератором приводу турбіни, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора тяги і встановлений в магістралі подачі одного з компонентів палива в газогенератор, серводросель регулятора, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, який **відрізняється** тим, що в магістралі подачі іншого компонента палива в газогенератор встановлено стабілізатор тиску, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через газогенератор, при цьому його чутливий елемент з'єднано з виходом дроселя з електроприводом, що виконує функцію регулятора тяги, в магістралі подачі пального в камеру регенеративного охолодження встановлено дросель з електроприводом, що виконує функцію регулятора співвідношення компонентів палива через двигун, а перед форсунками окислювача камери регенеративного охолодження встановлено датчик тиску.

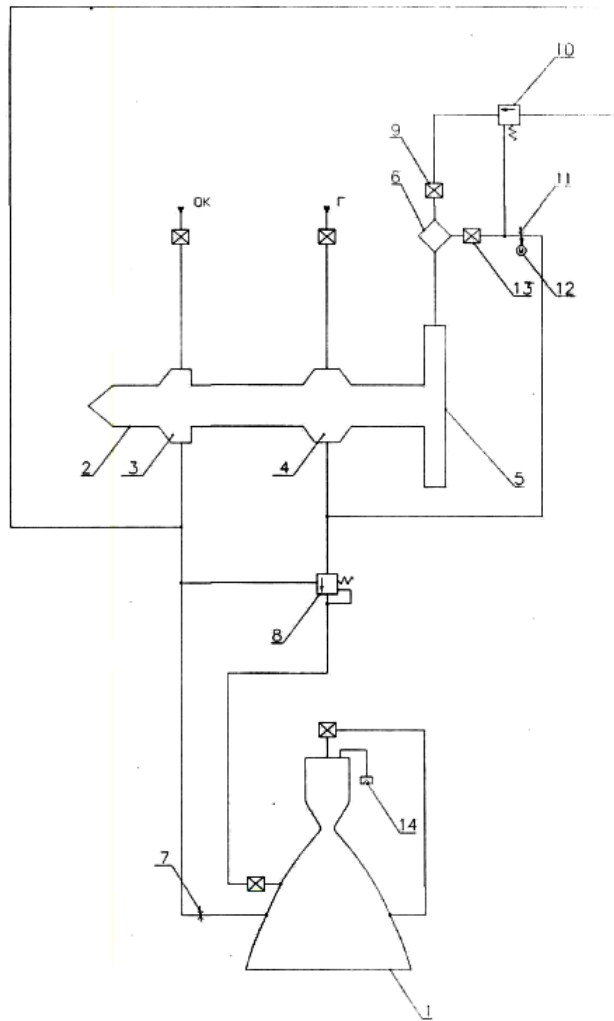
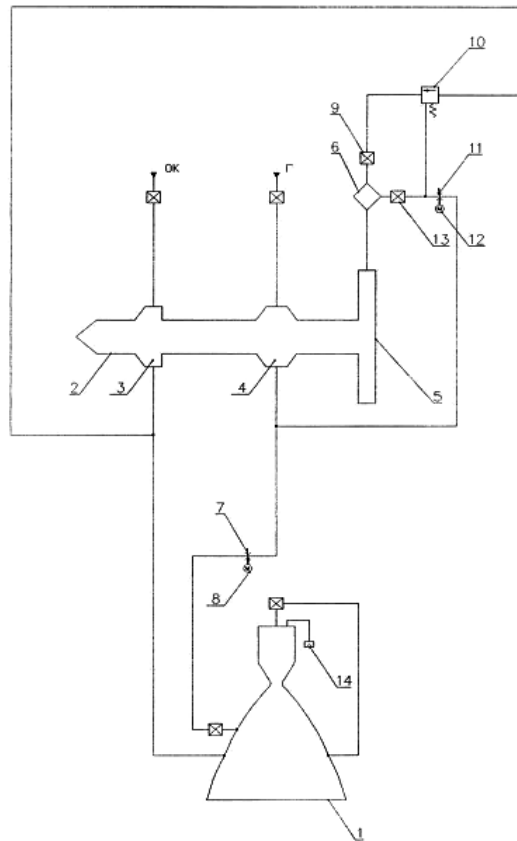


Fig. 1



Фиг. 2

---

Комп'ютерна верстка А. Крулевський

---

Міністерство економічного розвитку і торгівлі України, вул. М. Грушевського, 12/2, м. Київ, 01008, Україна

---

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