

Винахід: **Гібридна ракетна рухова установка / Hybrid rocket propulsion system**

Заявник і автор:

**Галуцько Валентин Васильович**; вул. Журавлина, 86, кв. 4, м. Київ, 03169 /

Halunko Valentyn Vasylovych; vul. Zhuravlyna, 86, kv. 4, Kyiv, 03169 (UA)

Автори:

**Левенко Олександр Сергійович**; вул. Запорізьке шосе, 16, кв. 8, м. Дніпро, 49111 /

Levenko Oleksandr Serhiiovych; vul. Zaporizke shose, 16, kv. 8, Dnipro, 49111 (UA)

**Рокитський Євген Леонідович**; бульв. Лесі Українки, 7Б, кв. 111, м. Київ, 02000 /

Rokytskyi Yevgen Leonidovych; bulv. Lesi Ukrainky, 7B, kv. 111, Kyiv, 02000 (UA)

**Галуцько Валентин Валентинович**; вул. Журавлина, 86, кв. 4, м. Київ, 03169 / Halunko Valentyn Valentynovych; vul. Zhuravlyna, 86, kv. 4, Kyiv, 03169 (UA)

**Глобенко Ігор Олександрович**; вул. Ракетна, 24Б, кв. 412, м. Київ, 03028 / Hlobenko Ihor Aleksandrovich; vul. Raketna, 24B, kv. 412, Kyiv, 03028 (UA)

**Дрозденко Олександр Сергійович**; вул. Запорізьке шосе, 16, кв. 8, м. Дніпро, 49111 /

Drozdenko Oleksandr Serhiiovych; vul. Zaporizke shose, 16, kv. 8, Dnipro, 49111 (UA)

**Іванищук Андрій Анатолійович**; вул. Володимирська, 79, кв. 11, м. Київ, 01033 /

Ivanyshchuk Andrii Anatoliyovych; vul. Volodymyrska, 79, kv. 11, Kyiv, 01033 (UA)

**Куценко Володимир Дмитрович**; вул. Авдєєва Чорноморського, 15, м. Одеса, 65016 /

Kutsenko Volodymyr Dmytrovych; vul. Avdeeva Chornomorskooho, 15, Odesa, 65016 (UA)

**Оксютенко Костянтин Володимирович**; вул. Фіалковського, 20, м. Бровари, Київська обл., 07404 / Oksiutenko Kostiantyn Volodymyrovych; vul. Fialkovskoho, 20, Brovary, Kyivska obl., 07404 (UA)

**Орловська Ірина Григорівна**; вул. Генерала Наумова, 19, кв. 45, м. Київ, 03164 / Orlovska Iryna Hryhorivna; vul. Generala Naumova, 19, kv. 45, Kyiv, 03164 (UA)

**Паук Олег Леонідович**; вул. М. Комарова, 39, м. Дніпро, 49008 / Pauk Oleg Leonidovych; vul. M. Komarova, 39, Dnipro, 49008 (UA)

**Педан Артем Ігорович**; вул. Петра Чаадаєва 2В, кв. 16, м. Київ, 03148 / Pedan Artem Ihorovich; vul. Petra Chaadaeva, 2V, kv. 16, Kyiv, 03148 (UA)

**Приходько Андрій Анатолійович**; вул. Мечникова, 2, м. Київ, 01021 / Prykhodko Andrii Anatoliyovych; vul. Mechnykova, 2, Kyiv, 01021 (UA)

**Савюк Марина Флорівна**; вул. Александрю чел Бун, 18, с. Йорданешти, Глибоцький р-н, Чернівецька обл., 60421 / Saviuk Maryna Florivna; vul. Aleksandru chel Boon, 18, s. Yordaneshti, Hlybotskyi r-n, Chernivetska obl., 60421 (UA)

F02K 9/72 (2006.01) Установки з ракетними двигунами, тобто установки, для роботи яких застосовується паливо і окиснювач; керування цими установками; з використанням рідкого і твердого палива, тобто комбіновані ракетні рушійні установки

ОПИС:

Винахід відноситься до рухових установок з ракетними двигунами, які використовуються в ракетах-носіях, балістичних ракетах, тактичних ракетних снарядах, торпедах, літаках і космічних апаратах.

Відомий винахід рухової установки з гібридним ракетним двигуном (ГРД) з соплом, де у камері згоряння ГРД розташований твердий компонент палива, а рідкий компонент

палива розташований в окремій ємності (в окремому баці) рухової установки, в якій розміщений бак високого тиску з газом для витіснення рідкого компоненту палива в камеру згоряння, в наскрізному отворі твердого компоненту якої розташована циліндрична коаксіальна труба-форсунка, з отворами для витіснення рідкого компоненту палива в камеру згоряння, і довжина труби-форсунка перевищує довжину твердого компоненту палива. [1]

Відносним недоліком відомої рухової установки є обов'язкова потреба у наявності в її конструкції автоматичного регулювання подачі рідкого компоненту палива в камеру згоряння і автоматичного регулювання згоряння твердого компоненту палива.

Відносним недоліком відомого технічного рішення також є наявність у ГРД камери догоряння, з розміщеними у ній додатковими форсунками.

Суттєвим недоліком відомого технічного рішення рухової установки є також те, що у ГРД використовують лише одну форсунку, що обумовлює нерівномірність вигорання твердого компоненту палива, з постійним збільшенням площі горіння.

Загальним недоліком гібридних ГРД з поверхневим горінням твердого компоненту палива є те, що під поверхнею горіння розігрівается внутрішній шар твердого компоненту палива, який може плавитися до згоряння, з виносом через сопло, що призводить до неповного згоряння палива у ГРД.

Окрім іншого, відома рухова установка містить бак рідкого компоненту палива, який можна використовувати лише у вертикальному положенні, задля можливості витіснення рідкого компоненту палива газом – за наявності сил тяжіння. У невагомості, і під час можливого відхилення рухової установки від вертикального положення, газ не тисне на площину рідкого компоненту палива, який, у результаті, в ГРД не постачається і відповідно ГРД за своїм призначенням не функціонує.

Відносна складність конструкції відомої рухової установки покликана забезпечити її необхідну роботоздатність, але, за наявності згадуваних недоліків, роботоздатність такої рухової установки порівняно недостатня.

В основу винаходу, що заявляється, поставлене створення рухової установки з ГРД, яка б не мала наведених недоліків.

Поставлене завдання досягається технічною розробкою гібридної ракетної рухової установки (далі також іменується “рухова установка”), суть якої пояснюється пневмо-гідравлічною схемою на фіг. 1 і схематичним зображенням на фіг. 2.

Фігури креслення:

Фіг. 1. Пневмо-гідравлічна схема гібридної ракетної рухової установки з ГРД.

Фіг. 2. Схематичне зображення перетину камери згоряння ГРД.

1 – сопло; 2 – камера згоряння ГРД; 3 – твердий компонент палива з наскрізними отворами; 4 – бак рідкого компоненту палива; 5 – бак високого тиску з газом; 6 – труба-форсунка; 7 – отвори для витіснення рідкого компоненту палива; 8 – редуктор; 9 – мембрана; 10 – газогенератор; 11 – сітчастий компонент; 12 – електропневмоклапан-1; 13 – датчик тиску газу; 14 – електропневмоклапан-2; 15 – регулятор витрати рідкого компоненту палива; 16 – датчик тиску газу; 17 – камера догоряння; 18 – фільтр; 19 – зворотний клапан; 20 – запобіжний клапан; 21 – трубопровід; 22 – вентиль; 23 – стикувальний клапан; 24 – електропневмоклапан-3; 25 – електропневмоклапан-4; 26 – стикувальний клапан; 27 – термокомпенсатор; 28 – газове сопло з електропневмоклапаном; 29 – електропневмоклапан-5; 30 – електропневмоклапан-6.

Гібридна ракетна рухова установка з гібридним ракетним двигуном (ГРД) із соплом (1), де у камері згоряння ГРД (2) розміщений твердий компонент палива (3), і у гібридній руховій установці розміщений бак рідкого компоненту палива (4), і також в ній розміщений бак високого тиску з газом (5) для витіснення рідкого компоненту палива в

камеру згоряння, а у, виконаному в твердому компоненті, наскрізному отворі розташована циліндрична труба-форсунка (6), із виконаними в ній отворами для витіснення рідкого компоненту палива (7) в камеру згоряння, де довжина труби-форсунки перевищує довжину твердого компоненту палива. Відрізняється ж рухова установка тим, що містить знижувальний редуктор (8), призначений для подання газу високого тиску в бак рідкого компоненту палива для витіснення рідкого компоненту палива в камеру згоряння, а, розміщений в руховій установці, бак рідкого компоненту палива виконаний із, розташованою у ньому, мембраною (9), призначеною для обмеження переміщень рідкого компоненту палива в баці, де мембрана постійно перебуває під тиском газу, і бак високого тиску з газом виконаний у вигляді ресивера, сполученого із, розташованим у руховій установці, щонайменше одним газогенератором (10), а у, розташованому в камері згоряння, твердому компоненті палива, який армований сітчастим його компонентом (11), додатково виконаний щонайменше один наскрізний отвір і, у кожен наскрізний отвір вставлена циліндрична труба-форсунка. На схематичному зображенні перетину камери згоряння ГРД (Див. на фіг. 2) позначка "А-А" вказує на перетин.

У якості твердого компоненту палива можуть бути використані високомолекулярні синтетичні горючі сполуки, зокрема такі як парафін, поліетилен, поліуретан, капрон і гума на основі каучуку – як зв'язуючої речовини у його поєднанні з наповнювачами, зокрема з окислювачами (такими як селітра) в суміші з горючими речовинами, зокрема з алюмінієвим порошком.

У якості твердого компонента палива, можуть бути використані окислювачі – такі як селітра нітрат амонію.

У якості рідкого компоненту палива можуть бути використані окислювачі – зокрема такі як закис азоту, висококонцентрований перекис водню, скраплений кисень, або рідке пальне – таке, як керосин, чи скраплені водень або метан. В якості газу високого тиску можуть бути використані інертні або хімічно пасивні гази – такі, як азот, а для генерації газу газогенераторами, можуть бути використані тверді матеріали – такі, як порох, сумішеві тверді ракетні палива та хімічні сполуки, які при розкладанні виділяють гази. Зокрема, для генерації азоту, може бути використаний азид натрію.

Баки, ГРД і корпуси газогенераторів можуть бути виконані сталевими або можуть бути виготовлені із вуглецевих чи органічних матеріалів.

Армуючий сітчастий компонент може бути виготовлений з поліетилену (температура плавлення 122 °С), з капрону (температура плавлення 215 °С), з кевлару/араміду (температура плавлення/розкладання 430-480 °С) або з інших твердих горючих матеріалів, з урахуванням того, що температура в камері згоряння ГРД зазвичай є не меншою ніж 2500 °С.

Для приведення гібридної ракетної установки в дію, відкривають електропневмоклапан-1 (12), розташований на виході з баку високого тиску з газом (На фіг. 1 позначений як "ВИХІД-1"), і тиск контролюють датчиком тиску газу (13). Далі, через знижувальний редуктор, газ під дією тиску надходить (На фіг. 1 позначений як "ВИХІД-2") у бак рідкого компоненту палива, після чого, під тиском газу мембрана переміщується і витісняє рідкий компонент палива (На фіг. 1 позначений як "ВИХІД-2"). Після цього відкривають електропневмоклапан-2 (14), і рідкий компонент надходить під тиском газу в труби-форсунки камери згоряння ГРД. Витрату рідкого компоненту палива регулюють в автоматичному режимі регулятором витрати рідкого компоненту палива (15), а тиск контролюють датчиком тиску газу (16). Після чого, з труби-форсунки, через отвори для витіснення рідкого компоненту палива, рідкий компонент палива під дією тиску розпилюється в наскрізних отворах твердого компоненту палива. Під час проходження рідкого компоненту крізь трубу-форсунку, труба-форсунка охолоджується, а рідкий компонент нагрівається, випаровується і в газоподібному стані надходить у отвори в

твердому компоненті палива. Після запалювання ГРД, на поверхні твердого компоненту, під дією газоподібного рідкого компоненту палива, відбувається процес горіння та допалювання продуктів згоряння в камері догоряння (17). Водночас сітчастий армуючий компонент твердого палива в камері згоряння ГРД вигорає і є додатковим пальним.

Одержана у результаті горіння, газова суміш високої температури витікає через сопло, чим створює тягу ГРД.

Ефективність роботи двигуна досягається повним згорянням твердого компоненту палива завдяки його армуванню згадуваним сітчастим твердим компонентом палива, температура плавлення і займання якого більші ніж температура плавлення і займання твердого компоненту палива.

У випадку падіння тиску в баці високого тиску з газом, що контролюється датчиком тиску газу, включають почергово газогенератори, і вироблений ними газ через фільтр (18) та зворотний клапан (19) надходить у бак високого тиску з газом (На фіг. 1 позначений як "ВХІД-1"), а для попередження підвищення тиску більше необхідного використовують запобіжний клапан (20).

Попередньо бак високого тиску з газом заправляють через трубопровід (21), для чого вентилем (22) відкривають газотік від зовнішнього носія газу через стикувальний клапан (23).

Бак рідкого компоненту палива попередньо заправляють рідким компонентом палива шляхом вакуумної заправки, для чого відкривають електропневмоклапан-3 (24) – для сполучення атмосферного тиску з тиском в баці рідкого компоненту палива (На фіг. 1 позначений як "ВХІД-2"). Після цього відкривають електропневмоклапан-4 (25), і через стикувальний клапан (26) у бак рідкого компоненту палива надходить рідкий компонент палива, після вакуумування баку рідкого компоненту палива, у результаті чого, у баці рідкого компоненту палива мембрана переміщується (На фіг. 1 – у напрямку від "ВХІД-2" до "ВИХІД-2").

Рідкий компонент надходить у бак рідкого компоненту палива під тиском від зовнішнього носія цього компоненту. Мембрана переміщується у зворотньому напрямку (На фіг. 1 – у напрямку від "ВИХІД-2" до "ВХІД-2"). Напрямок руху рідкого компоненту палива показаний на фіг. 1 вертикальною жирною стрілкою.

Після заповнення баку рідкого компоненту палива електропневмоклапан-3 і електропневмоклапан-4 закривають.

В конструкції використано термокомпенсатор (27), який компенсує температурну зміну об'єму рідкого компоненту палива до запуску ГРД без підвищення тиску в баці рідкого компоненту палива.

У конструкції рухової установки передбачені газові сопла з електропневмоклапанами (28) для керування польотом ракетного апарату, де рухова установка встановлена. Для живлення газових сопел газом високого тиску (можуть бути встановлені у два і більше рядів на корпусі ракетного апарату), з баку високого тиску з газом, при відкритому електропневмоклапані-1, відкривають електропневмоклапан-5 (29) і електропневмоклапан-6 (30). Напрямок руху газу показаний на фіг. 1 показаний шістьма жирними світлими стрілками з темними тонкими окресленнями – чотирма горизонтальними і двома вертикальними.

Технічний результат, що його забезпечує реалізація винаходу полягає у тому, що:

- завдяки постійному підтриманню високого тиску газу в баці високого тиску з газом використанням газогенераторів, підтримується постійний тиск в баці, чим досягається відносно висока стабільність витрати рідкого компоненту палива, та завдяки використанню у конструкції баку рідкого компоненту палива мембрани, яка обмежує рідкий компонент палива, завдяки вакуумній заправці, суттєво спрощується система

- автоматичного регулювання витрати рідкого компонента палива, що у результаті підвищує ефективність згорання компонентів палива в ГРД;
- завдяки використанню труби-форсунки, з її охолодженням рідким компонентом палива, який у результаті набуває стану газоподібної суміші, з отворів труби-форсунки розпилюється газоподібна суміш, що суттєво підвищується ефективність поверхневого горіння твердого компонента палива;
  - завдяки армуванню твердого компонента палива сітчастим твердим компонентом, розплавлені незгорілі частинки твердого компонента палива утримуються від їх виносу через сопло ГРД, чим суттєво підвищується ефективність використання всіх компонентів палива;
  - завдяки використанню баку високого тиску з газом в руховій установці, тиск в якому зберігається навіть після виключення ГРД, забезпечується керування напрямком польоту ракетного апарату, з розміщеною у ньому руховою установкою по тангажу. рисканню і крену.

Гібридна ракетна рухова установка може бути виготовлена на будь-якому машинобудівному підприємстві, оснащеному універсальними засобами виробництва.

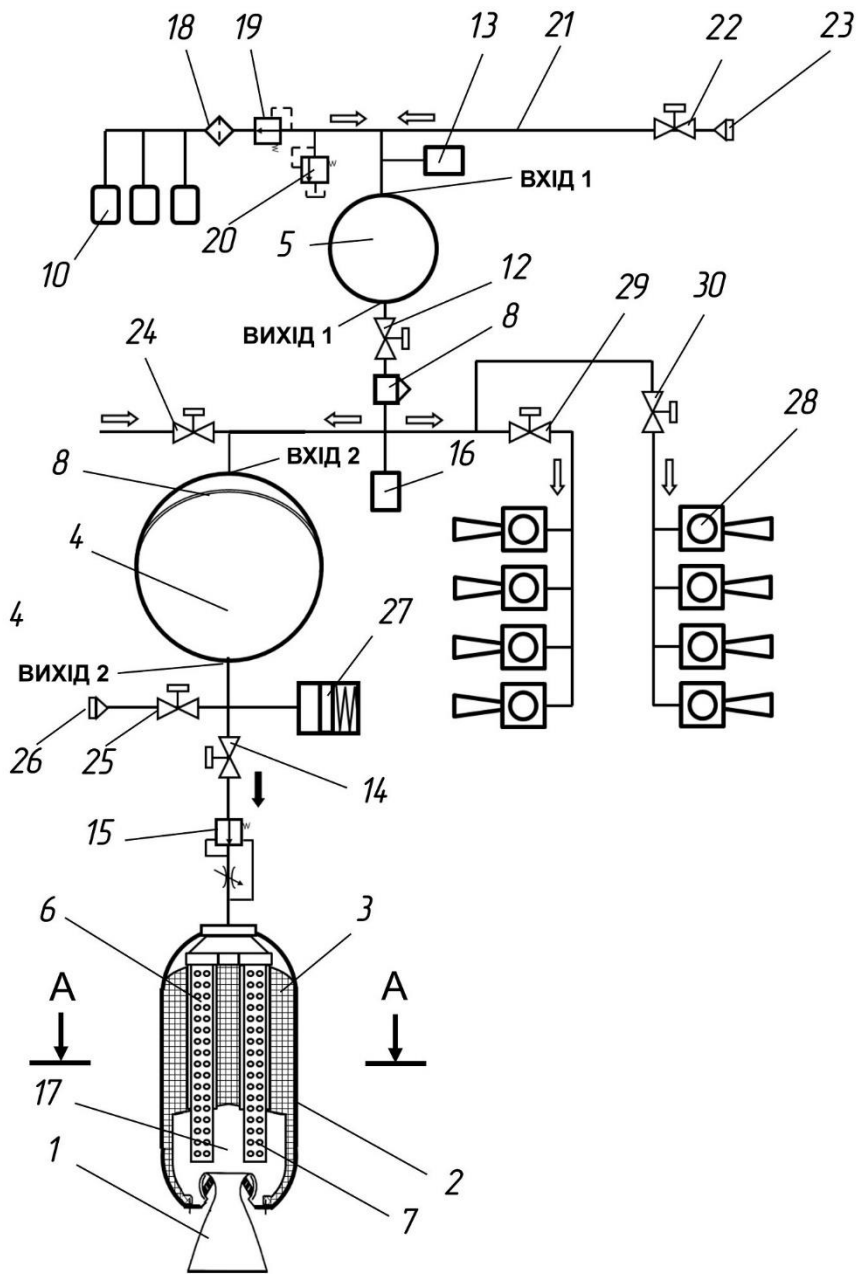
Баки для газу високого тиску і для рідкого компонента палива заправляються в умовах підприємств, де вони виготовляються, з можливістю їх поставки на підприємство-виробник гібридної ракетної рухової установки. В гібридній ракетній руховій установці можуть використовуватися клапани, редуктори, датчики і арматура загальнотехнічного призначення. Необхідні матеріали можуть бути придбані без обмежень на світовому ринку товарів, а такий матеріал як поліетилен, в якості твердого компонента палива, може використовуватися у вигляді вторинної сировини.

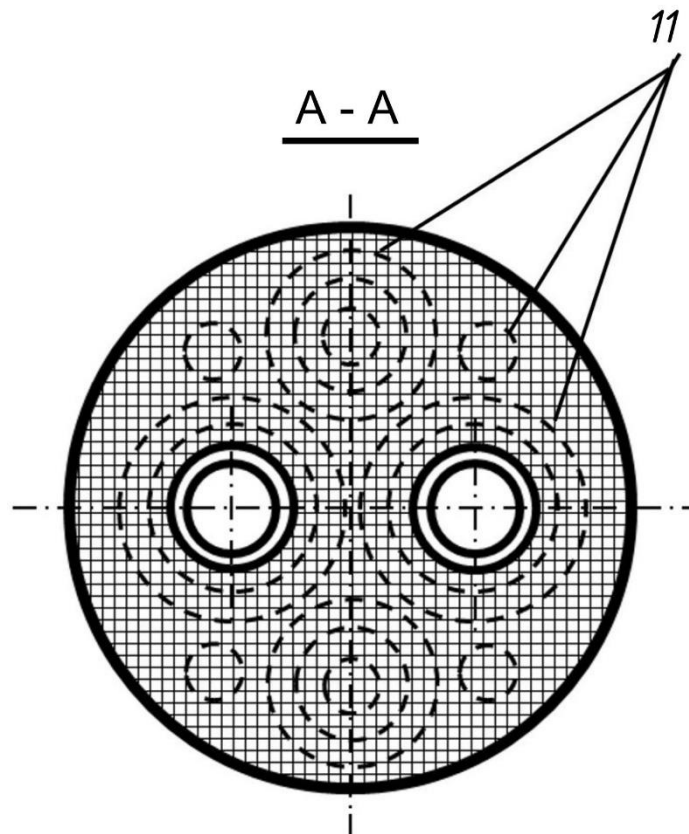
Промислова придатність гібридної ракетної рухової установки підтверджена випробуваннями її роботоздатності в режимі комп'ютерної симуляції, з тестовими випробуваннями придатності - для відповідного використання в ГРД поліетилену і закису азоту у якості рідкого компонента палива, і газу азоту - у якості газу високого тиску. Виконане авторами винаходу балістичне проектування підтвердило можливість використання гібридної ракетної рухової установки з ГРД в ракетному літальному апараті. [2]

Гібридна ракетна рухова установка може бути використана без обмежень в ракетах подвійного призначення, ракетних підводних апаратах, ракетних літальних апаратах різного типу, спортивних гоночних автомобілях. Компоненти палива ГРД не потребують термостатування, експлуатація гібридної ракетної рухової установки можлива при температурах від -60 до +50 °С, а термін зберігання ГРД до використання може досягати 70 років при забезпеченні технічного обслуговування засобів автоматики.

Джерела інформації:

1. Патент Російської Федерації на винахід RU2511986 C2 від 10.04.2014 р. Інтернет-ресурс: [patentimages.storage.googleapis.com/](https://patentimages.storage.googleapis.com/) Режим доступу: <https://patentimages.storage.googleapis.com/e6/80/d2/7aac2ab169d817/RU2511986C2.pdf>
2. Science and Space LLC. Пояснювальна записка до Технічної пропозиції по створенню ракетно-космічного комплексу в частині квазібалістичної одноступеневої зондувальної ракети РТ-500-1. Шифр "Космотехніка-РКК", 2023 р. К. – 20 с.





#### ФОРМУЛА:

Гібридна ракетна рухова установка з гібридним ракетним двигуном (ГРД) із соплом, де у камері згоряння ГРД розміщений твердий компонент палива, і у гібридній руховій установці розміщений бак рідкого компоненту палива, і також в ній розміщений бак високого тиску з газом для витіснення рідкого компоненту палива в камеру згоряння, а у, виконаному в твердому компоненті, наскрізному отворі розташована циліндрична труба-форсунка, із виконаними в ній отворами для витіснення рідкого компоненту палива в камеру згоряння, де довжина труби-форсунки перевищує довжину твердого компоненту палива, який **відрізняється** тим, що рухова установка містить знижувальний редуктор, призначений для подання газу високого тиску в бак рідкого компоненту палива для витіснення рідкого компоненту палива в камеру згоряння, а, розміщений в руховій установці, бак рідкого компоненту палива виконаний із, розташованою у ньому, мембраною, призначеною для обмеження переміщень рідкого компоненту палива в баці, де мембрана постійно перебуває під тиском газу, і бак високого тиску з газом виконаний у вигляді ресивера, сполученого із, розташованим у руховій установці, щонайменше одним газогенератором, а у, розташованому в камері згоряння, твердому компоненті палива, який армований сітчастим його компонентом, виконі щонайменше два наскрізні отвори, у кожен з яких вставлена циліндрична труба-форсунка.

#### РЕФЕРАТ:

Гібридна ракетна рухова установка з гібридним ракетним двигуном (ГРД) із соплом, де у камері згоряння ГРД розміщений твердий компонент палива, і у гібридній руховій установці розміщений бак рідкого компоненту палива, і також в ній розміщений бак високого тиску з газом для витіснення рідкого компоненту палива в камеру згоряння, а у, виконаному в твердому компоненті, наскрізному отворі розташована циліндрична труба-форсунка, із виконаними в ній отворами для витіснення рідкого компоненту палива в

камеру згоряння, де довжина труби-форсунки перевищує довжину твердого компоненту палива, і рухова установка містить знижувальний редуктор, призначений для подання газу високого тиску в бак рідкого компоненту палива для витіснення рідкого компоненту палива в камеру згорання, а, розміщений в руховій установці, бак рідкого компоненту палива виконаний із, розташованою у ньому, мембраною, призначеною для обмеження переміщень рідкого компоненту палива в баці, де мембрана постійно перебуває під тиском газу, і бак високого тиску з газом виконаний у вигляді ресивера, сполученого із, розташованим у руховій установці, щонайменше одним газогенератором, а у, розташованому в камері згоряння, твердому компоненті палива, який армований сітчастим його компонентом, виконі щонайменше два наскрізні отвори, у кожен з яких вставлена циліндрична труба-форсунка.

УЗГОДЖЕНО:

*Галуцько В. В.*