



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **123891** (13) **C2**

(51) МПК (2021.01)

B64G 1/24 (2006.01)**B64G 1/40** (2006.01)**B64G 5/00****B64G 1/14** (2006.01)**B64G 1/62** (2006.01)

НАЦІОНАЛЬНИЙ ОРГАН
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"УКРАЇНСЬКИЙ ІНСТИТУТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ"

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

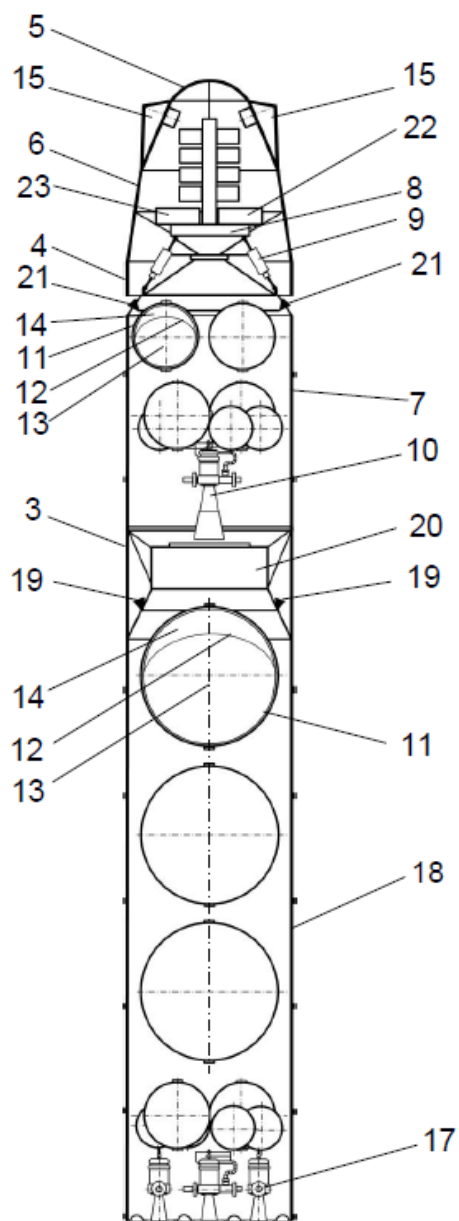
(21) Номер заявки: а 2021 01990	(72) Винахідник(и): Галуцько Валентин Васильович (UA), Левенко Олександр Сергійович (UA), Рокитський Євген Леонідович (UA)
(22) Дата подання заявки: 16.04.2021	
(24) Дата, з якої є чинними права інтелектуальної власності: 17.06.2021	(73) Володілець (володільці): Галуцько Валентин Васильович, вул. Георгія Кірпи, 2А, м. Київ, 03035 (UA)
(41) Публікація відомостей про заявку: 12.05.2021, Бюл.№ 19	(74) Представник: Гладченко Віктор Олексійович, реєстр. №510
(46) Публікація відомостей про державну реєстрацію: 16.06.2021, Бюл.№ 24	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: RU 2179941 C1, 27.02.2002 RU 2092400 C1, 10.10.1997 RU 2464208 C1, 20.10.2012 RU 2187446 C2, 20.08.2002 UA 142147 U, 12.05.2020 US 2020262590 A1, 20.08.2020 US 2017144780 A1, 25.05.2017 US 2015060604 A1, 05.03.2015

(54) РАКЕТНО-КОСМІЧНИЙ КОМПЛЕКС "GREENSPACE" З РАКЕТОЮ-НОСІЄМ З "ХОЛОДНИМИ ДВИГУНАМИ" ТА СПОСІБ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ РАКЕТИ-НОСІЯ**(57) Реферат:**

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до ракетно-космічних комплексів та ракет-носіїв багаторазового використання, що призначені для виводу на навколоземні орбіти космічних апаратів з транспортно-пускового контейнера, а також до способів керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу. Ракетно-космічний комплекс містить транспортно-пусковий контейнер з кришкою та багатоступеневу ракету-носій з космічним ракетним модулем із головним обтічником, причому ракетний модуль виконаний у вигляді головного відсіку останнього ступеня ракети-носія. Ракета-носій виконана з рідинними двигунами, а її головний відсік встановлений на платформі з гідравлічним агрегатом керування положенням платформи, який живиться від магістралі подачі палива в рідинний двигун останнього ступеня ракети-носія. При цьому ракета-носій також містить щонайменше по одному баку рідинних компонентів палива в кожному ступені, причому кожен бак містить роздільну мембрану рідинної і газової порожнин високого тиску. Також головний обтічник ракети-носія містить аеродинамічні рулі, а транспортно-пусковий контейнер містить у підракетному відсіку воду. Спосіб керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу з пусковим контейнером здійснюють шляхом зміни положення центру мас відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня ракети-носія з рідинними двигунами, причому керування польотом ракети-

UA 123891 C2

носія здійснюють шляхом відхилення головного відсіку останнього ступеня ракети-носія відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня ракети-носія з рідинними двигунами.



Фиг. 3

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, зокрема до ракетно-космічних комплексів та ракет-носіїв багаторазового використання, що призначені для виводу на навколоземні орбіти космічних апаратів з транспортно-пускового контейнера, а також до способів керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу.

Відомий бойовий ракетний комплекс – БЖРК МБР РТ-23УТТХ, який включає транспортно-пусковий контейнер, що містить ракету-носіїв (міжконтинентальну балістичну ракету 15Ж61) з ракетним модулем із головним обтічником, де ракетний модуль виконаний у вигляді головного відсіку останнього ступеня ракети-носія [1].

Суттєвим недоліком відомого ракетного комплексу є те, що в ньому двигуни ракети-носія придатні лише для одноразового використання, оскільки вони оснащені твердопаливними ракетними двигунами.

Суттєвим недоліком відомого винаходу є також те, що, для зміни положення центру мас рушійної установки, на кожному ступені ракети-носія використовують виконавчий механізм – індивідуальний (окремий) для кожного ступеня: на першому ступені використовують центральне поворотне сопло з гідравлічним приводом, для керування другим ступенем використовують відхилення головної частини з аеродинамічними рулями. Така конструкція ступенів суттєво знижує надійність функціонування ракети-носія, збільшує його вагу та істотно підвищує вартість виготовлення.

Значним недоліком відомого винаходу також є те, що у технічному рішенні за цим винаходом аеродинамічне керування польотом ракети-носія до запуску ракетного двигуна неможливе, оскільки за цим винаходом двигун запускають лише після викидання (вильоту) ракети-носія з транспортно-пускового контейнера, що у результаті супроводжується втратою швидкості польоту ракети-носія після її викидання.

Крім того, у відомому ракетному комплексі ракета-носіїв викидається з транспортно-пускового контейнера тиском продуктів згоряння одноразового стартового порохового акумулятора тиску, що без суттєвого переоснащення (переробки) унеможливорює повторне використання цього відомого ракетного комплексу.

Відомий спосіб керування польотом твердопаливної ракети-носія, шляхом відхилення головної відсіку останнього ступеня ракети-носія відносно вектора тяги двигунів ракети-носія, за яким, для відхилення головної частини ракети-носія на кут $\sim 7^\circ$ в будь-яку сторону, використовують платформу, яку відхиляють чотири гідроприводами рульового агрегату з живленням від системи постачання гідравлічної рідини [2].

Таке управління польотом придатне лише для твердопаливної ракети-носія, оскільки для цього, на відміну від відомих рідинних ракет-носіїв, де динаміка коливань рідини в баках унеможливорює керування польотом, твердопаливна ракета-носіїв має жорстку конструкцію, необхідну для забезпечення потрібної динаміки керування ракетою-носієм, шляхом відхилення головної відсіку останнього ступеня ракети-носія.

Найближчим до технічного рішення, що заявляється, є відомий винахід космічного ракетного комплексу і способу забезпечення послуг щодо запуску космічних апаратів з використанням космічного ракетного комплексу, за яким ракетно-космічний комплекс містить транспортно-пусковий контейнер та ракету-носіїв, з космічним ракетним модулем із головним обтічником, де ракетний модуль виконаний у вигляді головного відсіку останнього ступеня ракети-носія, а керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу з пусковим контейнером здійснюють шляхом зміни положення центру мас відносно вектора тяги рушійної установки ракети-носія [3].

Недоліком технічного рішення відомого ракетно-космічного комплексу є неможливість його багаторазового використання, обумовлена його конструкцією як твердопаливного, де виконані одноразовими як ракета-носіїв, так і акумулятор тиску транспортно-пускового контейнера.

Суттєвим недоліком цього відомого ракетно-космічного комплексу є також те, що для зміни положення центру мас рушійної установки, на кожному ступені ракети-носія, використовують виконавчий механізм – індивідуальний (окремий) для кожного ступеня: на першому ступені використовують сопловий насадок з функцією відхилювання; на другому ступені в закритичну частину сопла вприскують гарячий газ під тиском з камери згоряння; на решті ступенів використовують спеціальні газові сопла, з функцією переключення напрямку тяги. Така конструкція ступенів суттєво знижує надійність функціонування ракети-носія, збільшує її вагу, та істотно підвищує вартість виготовлення.

В основу технічного рішення, що заявляється, поставлена задача технічної розробки ракетно-космічного комплексу і способу керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу, які б не мали наведених недоліків.

Поставлена задача вирішується технічною розробкою ракетно-космічного комплексу з ракетою-носієм та спосіб керування польотом ракети-носія, суть яких пояснюється на фігурах 1-3.

За технічним рішенням, що заявляється, ракетно-космічний комплекс, що містить транспортно-пусковий контейнер (1) з кришкою (2), багатоступінчасту ракету-носіє (3) з космічним ракетним модулем (4) із головним обтічником (5), де ракетний модуль виконаний у вигляді головного відсіку (6) останнього ступеня (7) ракети-носія, відрізняється тим, що ракета-носіє виконана як рідинна, тобто працює на рідкому ракетному паливі, і її головний відсік встановлений на платформі (8) з гідравлічним агрегатом керування (9), який живиться від магістралі подачі палива в рідинний двигун (10), і ракета-носіє також містить щонайменше по одному баку рідинних компонентів палива (11) в кожному ступені, де кожен бак містить роздільну мембрану (12) рідинної (13) і газової (14) порожнин високого тиску, а головний обтічник ракети-носія містить аеродинамічні рулі (15), і транспортно-пусковий контейнер містить у підракетному відсіку воду (16).

Таким чином, у цьому технічному рішенні ракетно-космічного комплексу, платформа з гідравлічним агрегатом керування виконана з функцією виконавчого механізму системи керування ракетою-носієм.

Для можливості запуску ракети-носія з транспортно-пускового контейнера, в транспортно-пусковому контейнері відкривають кришку, після чого транспортно-пусковий контейнер встановлюють вертикально, після чого в транспортно-пусковий контейнер заливають воду.

Далі запускають рідинний двигун (17) першого ступеня (18), після чого вода від нагріву полум'ям рідинного двигуна першого ступеня перетворюється в пару, водночас охолоджуючи стінки транспортно-пускового контейнера (задля його убезпечення від руйнації), пара виштовхує ракету-носіє з транспортно-пускового контейнера, яка вилітає з швидкістю, достатньою для керування польотом ракети-носія аеродинамічними рулями і відхиленням головного відсіку від центру мас ракети-носія.

Після досягнення ракетою-носієм запланованої висоти, рідинний двигун першого ступеня вимикається, і запускається рідинний двигун другого ступеня (остання в двоступінчатій ракеті-носії), а з газової порожнини високого тиску паливних баків першого ступеня, газ під тиском подають в сопла протитяги для гальмування першого ступеня (19).

Після зниження першого ступеня в атмосфері випускають парашут (20), і ступінь уловлюють гелікоптером для доставлення в місце призначення.

Водночас з поверненням першого ступеня, другий ступінь (остання в двоступінчатій ракеті-носії), періодично вимикаючи-вмикаючи, наявний у ній, рідинний двигун, виходить на задану навколоземну орбіту, після чого рідинний двигун вимикають.

В процесі польоту ракети-носія за межами щільних шарів атмосфери, від головного відсіку ракети-носія відділяють головний обтічник.

До виходу другого ступеня (остання в двоступінчатій ракеті-носії) на орбіту, процесом польоту цього ступеня керують шляхом відхилення головного відсіку, зі зміщенням центру мас.

На навколоземній орбіті від другого ступеня (остання в двоступінчатій ракеті-носії), за необхідністю, відділяють космічні апарати.

Після цього, з порожнини високого тиску паливних баків другого ступеня (остання в двоступінчатій ракеті-носії), газ під тиском подають в сопла протитяги для гальмування цього ступеня (21).

Для гальмування другого ступеня, під час входження в атмосферу, використовують гіперзвуковий аеродинамічний тормозний пристрій (22), виконаний з вуглецевої тканини.

В атмосфері гіперзвуковий аеродинамічний тормозний пристрій виконує функцію витяжного парашуту – для основного парашуту приземлення другого ступеня (23). Другий ступінь уловлюється гелікоптером для її доставлення в місце призначення.

Спосіб керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу з пусковим контейнером шляхом зміни положення центру мас відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня рідинної ракети-носія відрізняється тим, що керування польотом ракети-носія здійснюють шляхом відхилення головного відсіку останнього ступеня ракети-носія відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня рідинної ракети-носія.

За технічним рішенням, що заявляється, у способі керування польотом ракети-носія, відхилення головного відсіку останнього ступеня ракети-носія здійснюють зворотно-поступальним переміщенням штоків гідравлічних приводів, а тиском пари, утвореної в транспортно-пусковому контейнері, ракеті-носію надають поступального руху, зі швидкістю, достатньою для польоту ракети-носія в атмосфері для здійснення аеродинамічного керування.

Технічне рішення також передбачає, що температуру в камері згоряння щонайменше одного двигуна знижують шляхом застосування як компонентів ракетного пального – водню пероксиду і етанолу, в стехіометричному їх співвідношенні, де кожний компонент перебуває у водному розчині концентрації від 98 % до 100 %.

5 Для гальмування та керування зворотним польотом ступенів ракети-носія за способом, що заявляється, використовують газ високого тиску з паливних баків.

Сукупність суттєвих ознак винаходу, що заявляється, забезпечує одержання порівняно кращого технічного результату, який виражається у тому, що ракетно-космічний комплекс виконаний з можливістю багаторазового його використання, яке забезпечують виконанням 10 ракети-носія рідинною, і таким чином придатною, після повернення ступенів ракети-носія для повторної заправки рідинним ракетним паливом, для повторного її старту.

Придатність ракети-носія для повернення її ступенів на Землю і для повторної заправки рідинним ракетним паливом для повторного її старту, на відміну від відомих аналогів, також забезпечує застосування води в транспортно-пусковому контейнері для утворення пари, з метою багаторазового виштовхування ракети-носія з працюючим двигуном. 15

У зв'язку з цим, додатковим технічним результатом є те, що, утворювана в транспортному пусковому контейнері пара є ефективним його (транспортно-пускового контейнера) охолоджувачем.

Пара виштовхує ракету-носіє на кшталт поршня парової машини з відомою ефективністю, та 20 має граничну температуру нагріву близько 1200-1500 °C, без дисоціації на водень та кисень, і охолоджує матеріал пускового контейнера від нагріву полум'ям ракетного двигуна, де температура полум'я досягає 2000 °C, та не залишає на внутрішній поверхні транспортно-пускового контейнера сажі, внаслідок чого, при згорянні палива в двигунах ракети-носія, утворюються лише водяна пара та газоподібні оксиди вуглецю. Пара при її нагріві не 25 призводить до утворення різких коливань тиску, і, після вильоту ракети-носія з контейнера, не містить для ракети-носія загрози від післядії.

У порівнянні з відомими аналогами, конструкція ракетно-космічного комплексу, що заявляється, є порівняно значно простішою, а тому – надійнішою, що обумовлюється наявністю у ракеті-носії виконавчого механізму системи керування, яким є платформа з гідравлічним 30 керуванням у головному відсіку ракети-носія.

Технічний результат, що його забезпечує сукупність суттєвих ознак способу керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу, виражається у порівняно більш простій системі керування польотом ракети-носія, яке здійснюють шляхом відхилення головного відсіку останнього ступеня ракети-носія відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня рідинної 35 ракети-носія зворотно-поступальним переміщенням штоків гідравлічних приводів гідравлічного агрегату керування.

Також за технічним рішенням, що заявляється, швидкість викидання ракети-носія з транспортно-пускового контейнера, яке здійснюють парою, є цілком достатньою для безперервного використання (роботи) аеродинамічних рулів з моменту запуску ракетного 40 двигуна у транспортно-пусковому контейнері.

Під час вильоту ракети-носія з транспортно-пускового контейнера, зі швидкістю польоту біля 6 м/с, можливе перевантаження не більше 3g, що дозволяє використовувати в конструкції ракети-носія не спеціальну ракетну, а загально-технічну апаратуру, завдяки чому вартість ракети-носія може бути суттєво знижена.

45 У порівнянні з рівнем температури, яка утворюється у відомих твердопаливних і рідинних двигунах ракет-носіїв, зниження температури в камері згоряння ракетних двигунів за способом, що заявляється, завдяки використанню як компонентів ракетного пального – водню пероксиду і етанолу, в стехіометричному їх співвідношенні, де кожний компонент перебуває у водному розчині концентрації від 98 % до 100 %, забезпечує зниження температури горіння щонайменше 50 на 1000 °C, що, у результаті, дозволяє використовувати необмежено довго такі ракетні двигуни ("холодні двигуни") багаторазового використання в складі ракетно-космічного комплексу. Зазначені компоненти ракетного палива не розкладаються в магістралях їх підводу до камери згоряння, і не залишають забруднень. Такі компоненти ракетного палива є розчинниками, а тому, під час роботи ракетного двигуна, ефективно промивають магістралі підводу ракетного 55 палива до камери згоряння, і таким чином підготовлюють ці магістралі для повторного використання. При згорянні таких компонентів ракетного палива утворюється водяна пара і оксиди вуглецю, тобто ці компоненти ракетного палива є екологічно безпечними.

Важливим технічним результатом, що його забезпечує реалізація винаходу, що заявляється, є можливість повернення на Землю ступенів ракети-носія, завдяки гальмуванню та 60 керуванню її зворотним польотом, з використанням газу високого тиску з паливних баків в

соплах гальмування ступенів ракети-носія – як під часу польоту ракети-носія на орбіті Землі, так і в атмосфері.

Фігури креслення:

Фіг. 1. Схематичне зображення ракетно-космічного комплексу.

5 Фіг. 2. Схематичне зображення ракетно-космічного комплексу в стартовому положенні.

Фіг. 3. Схематичне зображення ракети-носія.

1 - транспортно-пусковий контейнер; 2 - кришка; 3 - ракета-носіє; 4 - космічний ракетний модуль; 5 - головний обтічник; 6 - головний відсік; 7 - останній ступінь; 8 - платформа; 9 - гідравлічний агрегат керування; 10 - рідинний двигун останнього ступеня; 11 - бак рідинних компонентів палива; 12 - роздільна мембрана; 13 - рідинна порожнина; 14 - газова порожнина; 15 - аеродинамічний руль; 16 - вода; 17 - рідинний двигун першого ступеня; 18 - перший ступінь; 19 - сопло протитяги для гальмування першого ступеня; 20 - парашут; 21 - сопло протитяги останнього ступеня; 22 - аеродинамічний тормозний пристрій; 23 - парашут приземлення другого ступеня.

15 Авторами винаходу була проведена комп'ютерна симуляція практичної реалізації ракетно-космічного комплексу і способу керування польотом ракети-носія за технічним рішенням, що заявляється, під час якої здійснювалася імітація виведення на навколоземну орбіту, висотою 500 км, космічного апарата, масою 100 кг, у результаті чого була повністю підтверджена можливість реалізації винаходу у всій сукупності його суттєвих ознак.

20 Ракетно-космічний комплекс з ракетою-носієм за технічним рішенням, що заявляється, може бути виготовлений на будь-якому машинобудівному виробництві, оснащеному пристосуваннями і механізмами для оброблення металів і композитних матеріалів, обладнанням для формування та зварювання деталей, обладнанням для нанесення захисних покриттів, із застосуванням спеціально розроблених, а також поширених технологій виробництва, за наявності цеху для збирання крупногабаритних виробів та проведення їх випробувань.

25 Джерела інформації:

1. Карпенко А.В., Уткин А.Ф., Попов А.Д. Отечественные стратегические ракетные комплексы. – Спб.: Невский проспект, 1999. - 282 с.

30 2. Игдалов И.М., Кучма Л.Д., Поляков Н.В., Шептун Ю.Д. Ракета как объект управления: Учебник: Под ред. акад. С.Н. Конюхова. – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. - 544 с.

3. Космический ракетный комплекс и способ обеспечения услуг по запуску космических аппаратов с использованием космического ракетного комплекса. Патент RU2179941 С1, опубликовано 27.02.2002 г.

35 ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

1. Ракетно-космічний комплекс, що містить транспортно-пусковий контейнер з кришкою та багатоступеневу ракету-носіє з космічним ракетним модулем із головним обтічником, причому ракетний модуль виконаний у вигляді головного відсіку останнього ступеня ракети-носія, який
40 **відрізняється** тим, що ракета-носіє виконана з рідинними двигунами, а її головний відсік встановлений на платформі з гідравлічним агрегатом керування положенням платформи, який живиться від магістралі подачі палива в рідинний двигун останнього ступеня ракети-носія, при цьому ракета-носіє також містить щонайменше по одному баку рідинних компонентів палива в кожному ступені, причому кожен бак містить роздільну мембрану рідинної і газової порожнин високого тиску, головний обтічник ракети-носія містить аеродинамічні рулі, а транспортно-пусковий контейнер містить у підракетному відсіку воду.

2. Спосіб керування польотом ракети-носія ракетно-космічного комплексу з пусковим контейнером, який здійснюють шляхом зміни положення центру мас відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня ракети-носія з рідинними двигунами, який **відрізняється** тим, що керування польотом ракети-носія здійснюють шляхом відхилення головного відсіку останнього ступеня ракети-носія відносно вектора тяги двигунів кожного ступеня ракети-носія з рідинними двигунами.

3. Спосіб за п. 2, який **відрізняється** тим, що відхилення головного відсіку останнього ступеня ракети-носія здійснюють зворотно-поступальним переміщенням штоків гідравлічних приводів.

55 4. Спосіб за п. 2 або п. 3, який **відрізняється** тим, що тиском пари, утворюваної в транспортно-пусковому контейнері, ракеті-носіє надають поступального руху зі швидкістю, достатньою для польоту ракети-носія в атмосфері для здійснення аеродинамічного керування.

60 5. Спосіб за будь-яким із пп. 2-4, який **відрізняється** тим, що температуру в камері згоряння щонайменше одного двигуна знижують шляхом застосування як компонентів ракетного пального - водню пероксиду і етанолу, в стехіометричному їх співвідношенні, де кожний

компонент перебуває у водному розчині концентрації від 98 до 100 %.

6. Спосіб за будь-яким із пп. 2-5, який **відрізняється** тим, що для гальмування та керування зворотним польотом ступенів ракети-носія використовують газ високого тиску з паливних баків.

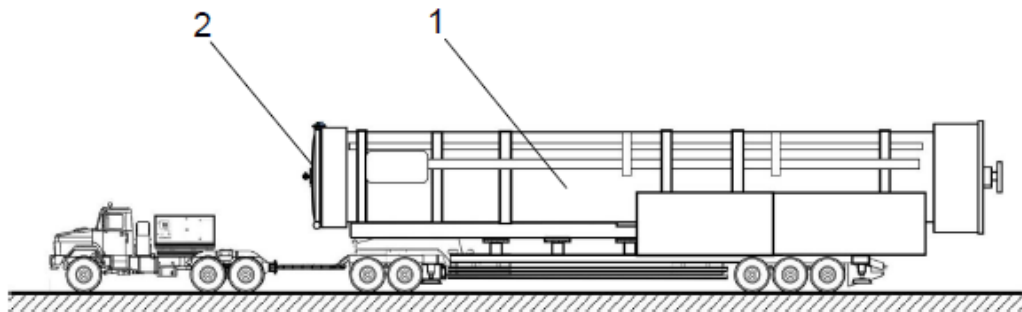


Fig. 1

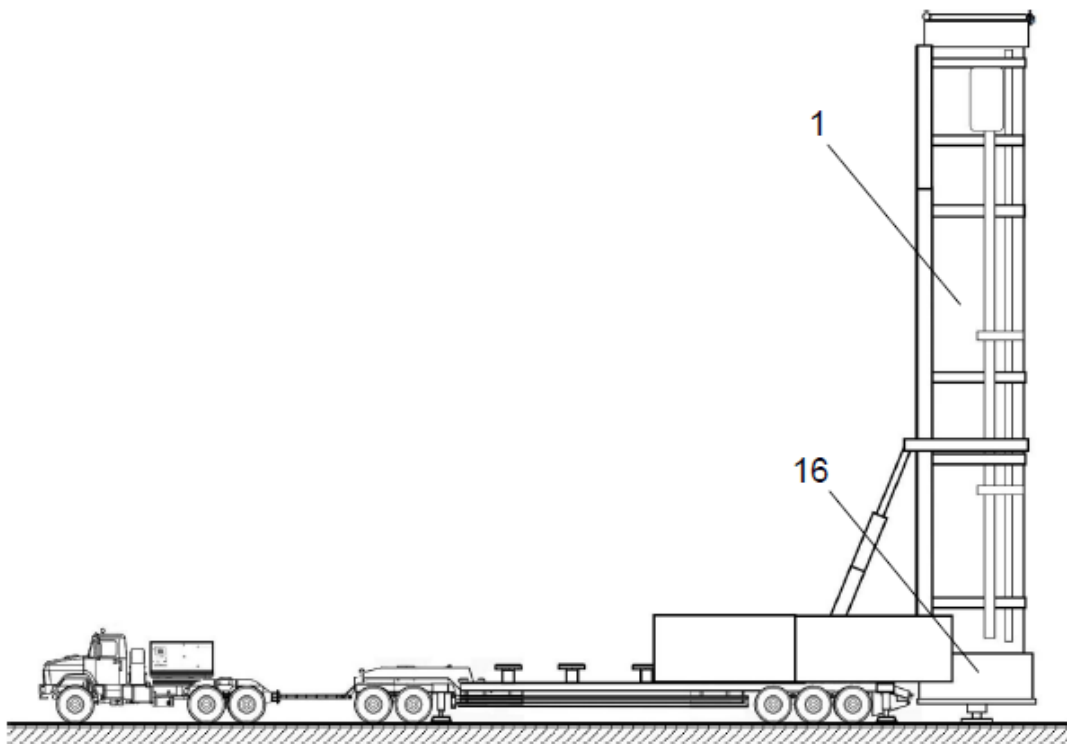
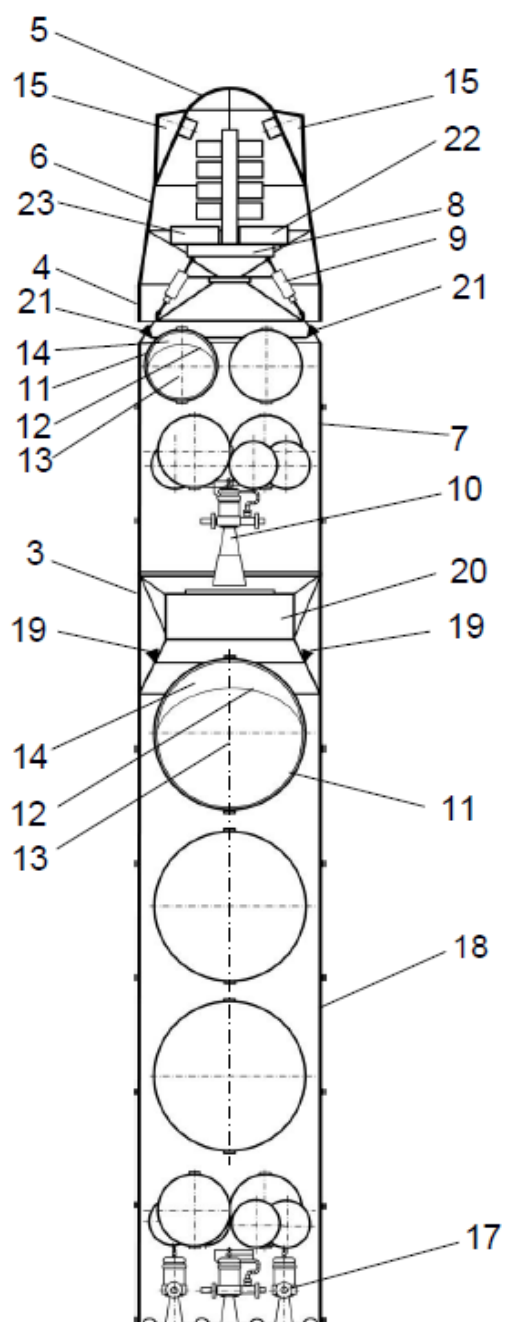


Fig. 2



Фіг. 3