



УКРАЇНА

(19) UA (11) 51791 (13) U
(51) МПК (2009)
B64G 5/00
B64D 5/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під
відповідальність
власника
патенту

(54) АВІАЦІЙНИЙ РАКЕТНИЙ КОМПЛЕКС

1

2

(21) u201003211

(22) 19.03.2010

(24) 26.07.2010

(46) 26.07.2010, Бюл.№ 14, 2010 р.

(72) БЕБЕШКО ВОЛОДИМИР ІЛЛІЧ, ЗАКАБЛУК
СТАНІСЛАВ ТИМОФІЙОВИЧ, МОКІН АНДРІЙ
ОЛЕКСАНДРОВИЧ, МОКІН ОЛЕКСАНДР ВАСИ-
ЛЬОВИЧ, ТУПІЦІН МИКОЛА МИКОЛАЙОВИЧ,
ХАСПЕКОВ ВІТАЛІЙ ГЕОРГІЙОВИЧ

(73) БЕБЕШКО ВОЛОДИМИР ІЛЛІЧ, ЗАКАБЛУК
СТАНІСЛАВ ТИМОФІЙОВИЧ, МОКІН АНДРІЙ
ОЛЕКСАНДРОВИЧ, МОКІН ОЛЕКСАНДР ВАСИ-
ЛЬОВИЧ, ТУПІЦІН МИКОЛА МИКОЛАЙОВИЧ,
ХАСПЕКОВ ВІТАЛІЙ ГЕОРГІЙОВИЧ

(57) 1. Авіаційний ракетний комплекс, що містить
літак, котрий включає вантажний відсік з підлогою,
ракету, котра включає бак рідкого кисню з систе-
мою контролю рівня, та вузли кріплення ракети у
вантажному відсіку, який **відрізняється** тим, що у
вантажному відсіку літака встановлена криогенна
ємність з рідким киснем, при цьому у баці рідкого

кисню ракети виконана поперечна перегородка,
яка обмежує замкнений газорідкий об'єм у пе-
редній частині бака, нижня частина котрого через
виконаний у поперечній перегородці отвір спо-
лучена з основним об'ємом цього бака і через трубо-
провід з насосом рідкого кисню з'єднана з ниж-
ньою частиною криогенної ємності, верхня частина
якої через трубопровід з запірним клапаном з'єд-
нана з верхніми частинами газорідного об'єму і
основного об'єму бака рідкого кисню, а також спо-
лучена з атмосферою.

2. Авіаційний ракетний комплекс за п. 1, який **від-
різняється** тим, що система контролю рівня роз-
ташована у газорідному об'ємі бака рідкого кис-
ню і орієнтована перпендикулярно поздовжній осі
ракети.

3. Авіаційний ракетний комплекс за п. 1, який **від-
різняється** тим, що поздовжня вісь ракети розта-
шована під кутом 1-3° до підлоги вантажного відсі-
ку літака з нахилом у бік задньої частини ракети.

Корисна модель відноситься до авіаційно-
космічної галузі, а саме до авіаційних ракетних
комплексів, які забезпечують виведення на орбіту
корисних вантажів з використанням ракети, що
стартує з літака-розгінника.

Відомим є авіаційний ракетний комплекс
(АРК), що містить літак-розгінник і повітряно-
космічний літак (ПКЛ), зв'язані між собою з можли-
вістю розділення і споряджені рідинними ракетни-
ми рушійними установками (РРУ), причому палив-
ні баки ПКЛ сполучені з паливними баками
літака-розгінника і споряджені заправними при-
строями для їх дозаправлення у польоті, викорис-
товуючи для цього літак-заправник, що стартує з
аеродрому (див. патент РФ №2.046.076, МПК
B64D 1/14, 1993р.). У процесі польоту відомого
АРК у застиглованому стані паливо до рушійної
установки літака-розгінника направляють з палив-
них баків ПКЛ, а перед відділенням ПКЛ виконують
дозаправлення його паливних баків, використовую-
ючи для цього літак-заправник, що стартує з аеро-

дрому.

Недоліком відомого АРК є його низькі експлуа-
таційні якості, такі як:

- неможливість його використання без літака-
заправника;

- складність функціонування комплексу вна-
слідок необхідності подавання палива до рушійної
установки літака-розгінника з паливних баків ПКЛ і
необхідності дозаправлення у повітрі паливних
баків останнього, що знижує надійність функціону-
вання цього комплексу.

Відомим є АРК, що містить літак-розгінник і ро-
зміщену на його фюзеляжі з можливістю відділен-
ня ракети, що включає проміжний розгінний сту-
пінь з РРУ, який є першим ступенем ракети, та
розташований на ній орбітальний літак з корисним
навантаженням, причому розгінний ступінь вико-
наний за схемою літака, і додатково споряджений
прямоточним повітряно-реактивним двигуном
(див. патент РФ №2.061.630, МПК B64D 1/14,
1996р.). Ракету встановлюють на літак за допомо-

(13) U

(11) 51791

(19) UA

гою спеціальних козлових підйомних пристроїв (див. книгу В.М.Филин "Путь к "Энергии", М., "Логос", 2001, с.71-73). Скидання ракети з літака-розгінника у точці старту здійснюється за допомогою маневру за патентом України №56365, МПК B64G 1/00, F41F 3/00, 1999р.

Найближчим до запропонованого по технічному рішенню є вибраний як прототип авіаційний ракетний комплекс за патентом РФ №2.026.798, МПК B64D 5/00. Цей АРК містить літак, котрий включає вантажний відсік з підлогою, ракету, котра включає бак рідкого кисню, та вузли кріплення ракети у вантажному відсіку. В ракетах, заправлення яких здійснюється у вертикальному положенні на наземній пусковій установці, система контролю рівня (СКР), що встановлена у баку рідкого кисню, орієнтована паралельно поздовжній осі ракети (див. патент України №4473и, МІЖ B64G 1/00, F42B 15/00, 2004р.). Відомий АРК забезпечує транспортування ракети у точку старту, її підготовки і скидання (десантування).

Недоліком відомого АРК є його невисокі експлуатаційні якості, тому що під час відділення ракети від літака на її конструкцію діють значні збуджуючі прискорення, які призводять до порушення гідродинамічної стабільності об'єму рідини у паливних баках. В той же час під час виведення ракети на висоту старту у баку рідкого кисню, внаслідок теплоприпливу до нього, утворюється значний об'єм парової фази, і під час відділення ракети дія цих збуджуючих прискорень, у відсутності тяги першого ступеня, викличе перемішування рідинної і газової фаз у баку кисню, що призведе до попадання значних парогазових включень у магістраль подавання кисню до РРПУ першого ступеня. Ці включення можуть викликати зрив подавання рідкого кисню до РРПУ першого ступеня, не запускання РРПУ або її аварію, і, відповідно, руйнування ракети.

В основу корисної моделі поставлена задача створення удосконаленої конструкції авіаційного ракетного комплексу, яка б дозволила забезпечити підвищення його експлуатаційних якостей шляхом уведення в неї нових елементів і технічних рішень, таких як:

- у вантажному відсіку літака встановлюється криогенна ємність з рідким киснем, нижня частина якої через трубопровід з насосом рідкого кисню з'єднується з нижньою частиною газорідного об'єму бака, а її верхня частина через трубопровід з запірними клапанами з'єднується з верхніми частинами газорідного об'єму і рідинного об'єму бака рідкого кисню, а також сполучається з атмосферою, що дозволяє забезпечити можливість підготовки ракети до повітряного старту десантуванням, під час її транспортування літаком, за рахунок відведення з баку пари кисню, що утворюється від зовнішнього теплоприпливу, і одночасного живлення баку переохолодженим киснем, а також за рахунок можливості повного, без газових включень, заповнення основного об'єму цього баку рідким киснем;

- у баку рідкого кисню ракети виконується поперечна перегородка, що обмежує замкнений газорідний об'єм у передній частині баку, нижня

частина якого через виконане у перегородці отвір сполучається з основним об'ємом цього баку, що дозволяє забезпечити можливість створення у передній частині баку локалізованого газового об'єму, який знаходиться у динамічному контакті з рідким киснем, що заповнює бак, і забезпечує можливість безперервного надходження рідкого, без газових включень, кисню до РРПУ першого ступеня під час її запуску. Розміщення локалізованого газу у передній частині баку, тобто на максимальній відстані від забірної пристрою бака, запобігає потраплянню газу у цей пристрій;

- система контролю рівня розташовується у газорідному об'ємі бака рідкого кисню і орієнтується перпендикулярно поздовжній осі ракети, що дозволяє створити заданий об'єм газу, необхідний для нормального функціонування бака окислювача як під час транспортування ракети, так і під час її пуску;

- поздовжня вісь ракети розташовується під кутом $\alpha = 1-3^\circ$ до підлоги вантажного відсіку літака з нахилом у бік задньої частини ракети, що дозволяє поліпшити відведення пари кисню з основного об'єму бака, тому що ця пара буде накопичуватися біля поперечної перегородки.

Поставлена задача вирішується таким чином, що у запропонованому авіаційному ракетному комплексі, який містить літак, котрий включає вантажний відсік з підлогою, ракету, котра включає бак рідкого кисню з системою контролю рівня, та вузли кріплення ракети у вантажному відсіку, в ньому у вантажному відсіку літака встановлена криогенна ємність з рідким киснем, при цьому у баку рідкого кисню ракети виконана поперечна перегородка, яка обмежує замкнений газорідний об'єм у передній частині бака, нижня частина котрого через виконаний у поперечній перегородці отвір сполучена з основним об'ємом цього бака і через трубопровід з насосом рідкого кисню з'єднана з нижньою частиною криогенної ємності, верхня частина якої через трубопровід з запірним клапаном з'єднана з верхніми частинами газорідного об'єму і основного об'єму бака рідкого кисню, а також сполучена з атмосферою. Система контролю рівня розташована у газорідному об'ємі бака рідкого кисню і орієнтована перпендикулярно поздовжній осі ракети. Поздовжня вісь ракети розташована під кутом $1-3^\circ$ до підлоги вантажного відсіку літака з нахилом у бік задньої частини ракети.

Для пояснення конструкції АРК і його роботи додаються креслення і його детальний опис. На кресленнях зображено:

- на фіг. 1 - загальний вигляд АРК;
- на фіг.2 - взаємний зв'язок бака рідкого кисню ракети і криогенної ємності з рідким киснем на літаку;
- на фіг.3 - розріз А-А фіг.2 (закріплення ракети у вантажному відсіку літака);
- на фіг.4 - виносний елемент Б фіг.3 (виконання роликів опор на полозках).

Запропонований АРК складається з літака 1 і розташованої всередині нього багатоступінчастої ракети 2, яка розміщена у вантажному відсіку 3 фюзеляжу літака (фіг.1). Ракета 2 розташована у фюзеляжі літака 1 на опорних полозках 4, викона-

них у вигляді фермової конструкції з роликами кочення, що забезпечують можливість руху по них ракети у бік хвостової частини літака, який має люк десантування (не зображений), при цьому у своєму вихідному положенні ракета 2 строго орієнтована і жорстко закріплена у вантажному відсіку 3 за допомогою упорів 5, споряджених пневмозамками (не зображені), що забезпечують при їх спрацюванні розривання силових зв'язків упорів 5 і ракети 2. Ракета 2 складається з головного блоку 6 з корисним навантаженням і ракетних блоків у вигляді першого 7 і другого 8 ступенів з РРПУ. Перший ступінь 7 містить паливний бак 9 вуглеводневого пального (гасу), паливний бак 10 окислювача (рідкого кисню) і РРПУ 11. Всередині літака 1 розміщена також теплоізольована вертикальна кріогенна ємність 12 з рідким киснем, порожнина якої трубопроводом 13 з запірним клапаном сполучена з атмосферою. Паливний бак 10 рідкого кисню має заправний трубопровід 14 і підключений до РРПУ 11 за допомогою витратної магістралі 15 (фіг.2). У передній, найбільше віддаленій від витратної магістралі 15, частині паливного бака 10 встановлена поперечна вертикальна розділювальна перегородка 16, яка обмежує замкнений газорідинний об'єм 17, нижня (рідинна) частина якого сполучена з основним об'ємом 18 цього бака через отвір з патрубком 19, встановленим у поперечній перегородці 16. Верхні частини об'ємів 17 і 18 паливного бака 10 через дренажні клапани відповідно 20 і 21 і теплоізольовану дренажну магістраль 22 з'єднані з внутрішньою порожниною кріогенної ємності 12 з рідким киснем, верхня частина якої за допомогою трубопроводу 13 сполучена з атмосферою. Нижня частина кріогенної ємності 12 теплоізольованою магістраллю 23, що містить насос 24 рідкого кисню і клапан 25, з'єднана з нижньою (рідинною) частиною газорідинного об'єму 17 бака 10 рідкого кисню через вузол автоматичного розстикування з відсічним клапаном 26, що забезпечує розстикування даного з'єднання перед проведенням десантування ракети 2 з літака 1. Дренажна магістраль 22 пари кисню з'єднана з об'ємами 17 і 18 бака 10 рідкого кисню також через аналогічні вузли автоматичного розстикування з відсічними клапанами 26, що встановлені у верхніх частинах цих об'ємів і забезпечують розстикування цих з'єднань перед десантуванням ракети 2. До об'єму 17 бака 10 підключений також трубопровід 27 системи наддування. Кріогенна ємність 12 має трубопровід 28 зливання рідкого кисню. Опорні полозки 4 (фіг.3, 4), на яких розташована ракета 2 всередині літака 1, містить по усій довжині декілька рядів опорних роликів 29, що встановлені на осях обертання 30 і забезпечують можливість позовдовжнього переміщення по них ракети 2 під час проведення її десантування. У баку 10 встановлена СКР 31, а ракета 2 кріпиться на підлозі 32 вантажного відсіку 3 за допомогою опорних полозків 4 і упорів 5.

Робота запропонованого АРК здійснюється наступним чином.

На аеродромі ракету 2 встановлюють горизонтально або під кутом $\alpha = 1-3^\circ$ всередині літака 2 на опорних полозках 4 (фіг. 1) і жорстко закріплюють

у вантажному відсіку 3 за допомогою пневмозамків на упорах 5 (фіг.3). Потім виконують заправлення літака 1 паливом і заправлення паливних баків першого 7 і другого 8 ступенів ракети 2 компонентами ракетного палива, а також заправлення кріогенної ємності 12 рідким киснем. Заправлення паливного бака 10 першого ступеня 7 ракети 2 виконують рідким киплячим киснем з температурою 90-93 К через заправний трубопровід 14, при цьому пару кисню, що утворилась в об'ємах 17 і 18 бака 10, відводять через відкриті клапани 20 і 21 по дренажній магістралі 22 у кріогенну ємність 12, звідкіля через дренажний трубопровід 13 скидають у атмосферу. Після досягнення заданої висоти стовпу рідини в об'ємі 17 бака 10 за сигналом СКР 31 (фіг.2) закривають дренажний клапан 20 і через трубопровід 27 вдувають газоподібний гелій для забезпечення необхідного рівня заправки цього бака і локалізації в ньому заданого об'єму газу. Заправлення бака 10 ведуть до повного заповнення його основного об'єму 18 рідким киснем, при цьому газорідинний об'єм 17 своєю рідинною частиною через патрубок 19 сполучається з основним об'ємом 18, заповненим рідким киснем. Далі виконують заправлення рідким киснем кріогенної ємності 12. При цьому рідкий кисень, що подають по магістралі 14 у бак 10, потрапляє у кріогенну ємність 12 по дренажній магістралі 22 через відкритий клапан 21 основного об'єму 18 бака 10. Маса кисню, що заправляють у кріогенну ємність 12, забезпечує компенсацію втрат кисню від випаровування у баку 10 окислювача першого ступеня 7 і у самій кріогенній ємності 12 з моменту закінчення неземного заправлення до моменту закінчення дозаправлення у польоті. Під час знаходження заправленої ракети 2 на борту літака 1 пара кисню, що утворюється під час випаровування рідкого кисню у основному об'ємі 18 бака 10, з можливими вклученнями рідини відводиться по дренажній магістралі 22 у кріогенну ємність 12, де відбувається сепарація рідини і скидання пари через трубопровід 13 за борт літака 1.

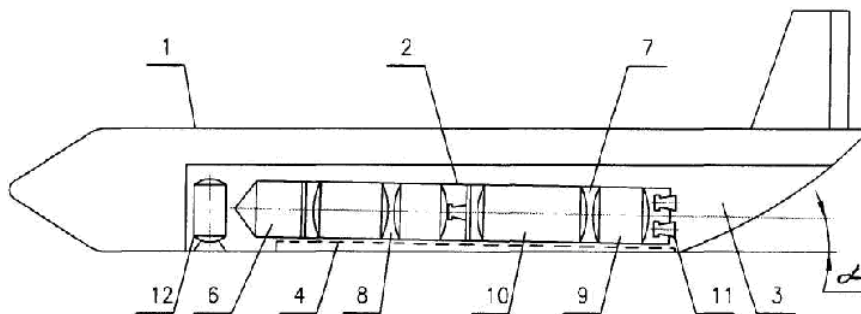
У процесі підйому АРК тиск за бортом літака 1 знижується і, відповідно, знижується температура рідкого кисню у кріогенній ємності 12, яка сполучена з атмосферою через трубопровід 13. Цей кисень періодично порціями насосом 24 подають по трубопроводу 23 у бак 10 окислювача першого ступеня 7 для компенсації втрат рідкого кисню, що випаровує в ньому, причому кисень уводиться у нижню частину об'єму 17 і звідти через патрубок 19 поступає в основний об'єм 18 бака 10. Періодична подача переохолодженого кисню у бак 10 через об'єм 17 дозволяє термостатувати кисень, що знаходиться в ньому, і забезпечує необхідну величину газової частини в об'ємі 17. Під час польоту АРК на висоті десантування (приблизно 10 км) температура рідкого кисню у кріогенній ємності 12, за рахунок його розкип'ячування при пониженому тиску, знижується до 81-83 К. Подача цього кисню у бак 10 окислювача першого ступеня 7 дозволяє отримати до моменту закінчення дозаправлення бака 10 перед десантуванням ракети 2 середньомасову температуру рідкого кисню 89,5-91,5 К, здійснюючи регулювання тиску у баку 10 клапаном

21. Перед десантуванням ракети 2 виконують заповнення її бака 10 рідким киснем з криогенної ємності 12 до повного видалення парової фази з основного об'єму 18 бака 10, закриття клапанів 25 і 21 та передстартове наддування бака 10 через трубопровід 27 за патентом України №63553А, МПК В64D 37/24, F42В 15/00, 2003р. Виконують також заходження витратного тракту РРРУ 11 ракети 2. Десантування ракети 2 здійснюють за допомогою витяжного парашуту (не зображений) під час маневру літака 2 з набором їм висоти. Під час проведення десантування спрацювають пневмозамки на упорах 5 (фіг.3) і ракета 2 по роликах 29 (фіг.4), встановлених на полозках 4, переміщується у напрямку люку десантування, при цьому відбувається розстикування вузлів 26 (фіг.2), що з'єднують магістралі 22 і 23 криогенної ємності 12 з баком 10 ракети 2. Після десантування ракети 2 виконують запуск її РРРУ 11, при цьому, оскільки видача рідкого кисню у витратну магістраль 15 здійснюється з основного об'єму 18 бака 10, який не містить у даний момент парогазових включень,

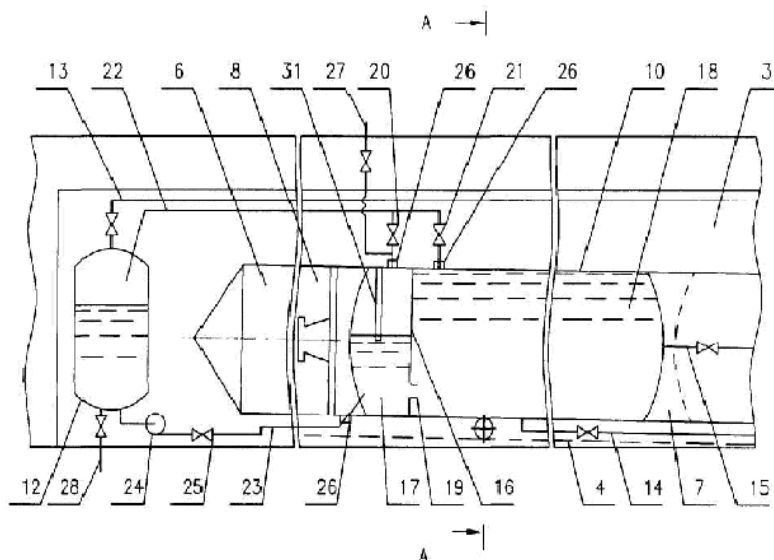
забезпечується надійний запуск РРРУ 11 і наступний старт ракети 2 у повітрі.

У процесі заправлення бака 10 контроль рівня рідкого кисню здійснюють за допомогою СКР (яка наведена у книзі "Космодром" под ред. А. П. Вольского, М., "Машиностроение", 1977, с.249), котра містить датчик рівня за патентом України №16851u, МПК G01F 23/00, В64G 1/00, 2006р. Замість опорних полозків 4 для кріплення ракети 2 можуть використовуватися поздовжні напрямні, які закріплені на підлозі 32 вантажного відсіку 3 і взаємодіють з бугелями ракети 2 (див. патент України №56675А, МПК В64D 5/00, 2002р.).

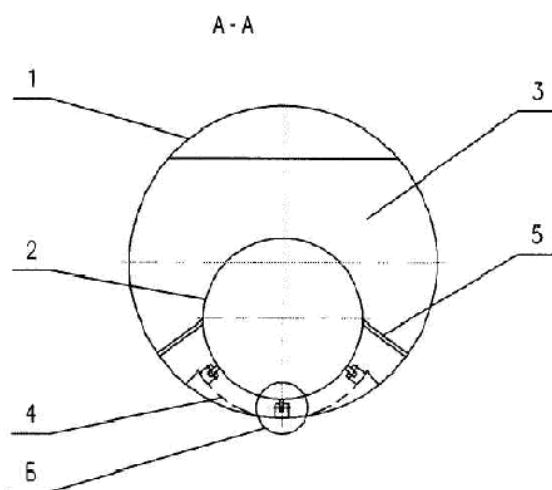
Таким чином, запропонований АРК, який має просту і надійну конструкцію, дозволяє знизити витрати на його виготовлення і збільшити масу корисного навантаження, що виводять на орбіту, тому що дозволяє використовувати відпрацьовану при наземних запусках конструкцію (схему) ракети, тоді як відомі АРК передбачають значні конструктивні зміни ракети.



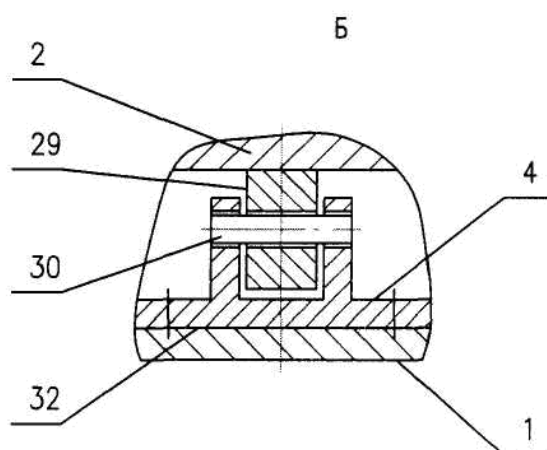
Фіг. 1



Фіг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4