



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 50677

(13) A

(51) B 64D5/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС

ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ
НА ВИНАХІДВИДАЄТЬСЯ ПІД
ВІДПОВІДАЛЬНІСТЬ
ВЛАСНИКА
ПАТЕНТУ

(54) АВІАЦІЙНИЙ РАКЕТНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ТРАНСПОРТУВАННЯ І ЗАПУСКУ В ПОВІТРІ РАКЕТИ

1

2

(21) 2002043499

(22) 25 04 2002

(24) 15 10 2002

(46) 15 10 2002, Бюл. № 10, 2002 р.

(72) Сідельников Леонід Павлович, Майданюк Дмитро Вікторович, Мельничук Вячеслав Валерійович

(73) ДЕРЖАВНЕ КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ" ІМ М. К. ЯНГЕЛЯ

(57) 1. Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і запуску в повітрі ракети, що містить літак, транспортно-пусковий контейнер з ракетою, причому транспортно-пусковий контейнер обладнаний двома парами гладких напрямних, розміщених по його бічних поверхнях і зміщених по вертикалі і горизонталі, а ракета обладнана роликовими опорами, який відрізняється тим, що верхня пара напрямних зміщена щодо нижньої пари напрямних у бік руху ракети.

2. Авіаційний ракетний комплекс за п. 1, який відрізняється тим, що відстань між кінцями пар напрямних транспортно-пускового контейнера виконана меншою за відстань між осями пар роликових опор на ракеті.

3. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 2, який відрізняється тим, що він оснащений парашутною системою з декількох куполів із пристроєм відстрілу частини з них, а сполучний трос з боку ракети виконаний розгалуженим на два відрізки і обладнаний пірвотзлом перечепплення в точці розгалуження і пірвотзлами відстрілу на вільних кінцях відрізків.

4. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 2, який відрізняється тим, що сполучний трос і вільні кінці відрізків закріплені по верхній (щодо підлоги літака) твірній ракеті, причому точку розгалуження троса закріплюють біля торця ракети, а вільні кінці відрізків - по обидва боки центра ваги по довжині ракети.

Винахід належить до авіаційно-космічної галузі, а саме до авіатранспортних засобів доставки споряджених великогабаритних ракет у район пуску і запуску їх у верхніх шарах атмосфери.

Відома авіаційно-космічна система з патенту РФ, що включає рідинну ракету з пристроями заправлення і т.п., розташовану в транспортно-пусковому контейнері (ТПК), обладнану пристроєм пневматичного десантування ракети [1]. Відомі також способи десантування ракети з допомогою парашута [2].

Найбільш близький до запропонованого авіаційного ракетного комплексу для транспортування і запуску в повітрі ракети, що містить літак, ТПК з ракетою і парашут, причому ТПК обладнаний двома парами гладких напрямляючих, розміщених по його бічних поверхнях і зміщених по вертикалі і горизонталі, а ракета обладнана роликовими опорами [3] - прототип.

Недоліком цих комплексів є втрати кінетичної енергії, отриманою ракетою від літака при відділенні і до моменту старту і відповідне зменшення

ваги корисного навантаження, що виводиться на орбіту.

В основу передбачуваного винаходу «Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і запуску в повітрі ракети» покладена задача шляхом забезпечення оптимального кута тангажа ракети після відділення, який складає з кута тангажа, отриманого в результаті еволюцій літака і кута тангажа, отриманого при русі ракети усередині літака, а, крім того, з фіксації оптимального кута тангажа ракети до моменту запуску двигуна за рахунок перечепплення парашутної системи і відстрілу частини її куполів, забезпечити зменшення втрат кінетичної енергії, отриманою ракетою від літака при відділенні, і відповідне збільшення ваги корисного навантаження, виведеного на орбіту.

Зазначена задача досягається тим, що в авіаційному ракетному комплексі, що містить літак, ТПК із ракетою, причому ТПК обладнаний двома парами гладких напрямляючих, розміщених по його бічних поверхнях і зміщених по вертикалі і горизонталі, а ракета обладнана роликовими опорами.

(13) A

(11) 50677

(19) UA

рами, досягнута сукупність наступних відмітних суттєвих ознак, достатніх для досягнення нового технічного результату

- відстань між кінцями пар направляючих ТПК виконана менше відстані між осями пар роликових опор на ракеті, при цьому верхня пара напрямних у ТПК зміщена щодо нижньої пари напрямних у бік руху ракети при відділенні щодо літака, що забезпечує поворот ракети в площині тангажа,

- комплекс оснащений парашутною системою з декількох куполів із пристроєм відстрілу частини з них, а сполучний трос у найближчому до ракети кінці виконаний розгалуженим на два відрізки і обладнаний піввузлом перечеплення в точці розгалуження і піввузлами відстрілу на вільних кінцях відрізків,

- сполучний трос і вільні кінці відрізків закріплені по верхній (щодо підлоги літака) утворюючій ракети, причому точка розгалуження сполучного троса закріплена біля торця ракети, а вільні кінці відрізків - по обидві сторони центра ваги по довжині ракети

Сукупність суттєвих відмітних ознак у взаємодії з відомими ознаками при відділенні ракети від літака до моменту запуску двигуна забезпечує вищезгаданий технічний результат

- зменшення втрат кінетичної енергії, отриманою ракетою від літака при відділенні, і відповідне збільшення ваги корисного навантаження, виведеного на орбіту

Сутність винаходу пояснюється кресленнями, де

- на фіг. 1 схематично зображений загальний вигляд авіаційного ракетного комплексу в положенні для транспортування, перед відділенням ракети,

- на фіг. 2 схематично зображений загальний вигляд авіаційного ракетного комплексу в процесі відділення, на момент сходу з напрямних задньої пари роликових опор ракети,

- на фіг. 3 схематично зображений загальний вигляд авіаційного ракетного комплексу на завершальному етапі відділення, у момент сходу з напрямних передньої пари роликових опор ракети,

- на фіг. 4 схематично зображений загальний вигляд авіаційного ракетного комплексу після відділення, до перечеплення парашутної системи,

- на фіг. 5 схематично зображений загальний вигляд авіаційного ракетного комплексу після відділення і після перечеплення парашутної системи,

Літерами позначені θ - кут тангажа, забезпечений літаком 1, α - кут тангажа, забезпечений при русі ракети 2 у середині літака 1, ЦВ - центр ваги ракети, V - напрямок вектора швидкості літака

Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і запуску в повітрі ракети включає літак 1, що несе у середині фюзеляжу ТПК 10 із закріпленою в ньому ракетою 2. Ракета 2 обладнана двома парами роликових опор 3 і 4, а також такелажними точками (не показані на кресленнях), які використовуються для фіксації ракети 2 при транспортуванні і при вантажно-розвантажувальних роботах. ТПК 10 містить дві пари направляючих 5, рознесених по вертикалі і горизонталі, що контактують при відділенні ракети 2 із двома парами роликових опор 3 і 4. Відділення ракети 2 від літака 1 і рух її

до моменту запуску двигуна здійснено за допомогою парашутної системи 6. Парашутна система 6 оснащена сполучним тросом 7 для кріплення до ракети 2, що виконаний розгалуженим на два відрізки 8 і 9, і обладнаний піввузлом перечеплення в точці розгалуження і піввузлами відстрілу на вільних кінцях відрізків 8 і 9. Трос 7 і вільні кінці відрізків 8 і 9 закріплені піввузлами по верхній (щодо підлоги літака) утворюючій ракети, причому точка розгалуження троса 7 закріплена у торця ракети 2, а вільні кінці відрізків 8 і 9 - по обидві сторони центра ваги по довжині ракети 2.

Працює авіаційний ракетний комплекс таким чином

Ракета 2 у ТПК 10 після завантаження в літак 1, закріплення ТПК 10 у літаку 1, проходить перевірку систем і підготовку до польоту. Потім доставляється літаком 1 у район запуску. Для зниження перевантажень при відділенні ракети 2 перед запуском літак 1 виконує маневр "гірка" при цьому до моменту відділення літак 1 і ракета 2 одержують кут тангажа θ (фіг. 1). При досягненні розрахункових параметрів, що відповідають початку скидання ракети 3 і відкриття заднього люка, подається команда на введення в дію парашутної системи 6 і на роз'єднання фіксаторів кріплення ракети 2 у ТПК 10. Під дією парашутної системи 6 спочатку здійснюють тільки поступальний рух ракети 2 по направляючим 5 на двох парах опор 3 і 4 (фіг. 2). Після сходу з направляючих 5 задньої опори 4 здійснюють поступальний рух ракети 2 по направляючим 5 на парі опор 3 і поворот ракети навколо пари опор 3 до відділення від літака 1 (фіг. 3). За рахунок того, що відстань між кінцями направляючих 5 менше відстані між осями роликових опор 3 і 4, при русі ракети 2 на передній парі роликових опор 3 забезпечують необхідну величину кута тангажа α .

Оптимальний кут тангажа ракети 2 формують з кута тангажа θ , що забезпечений літаком 1 при виконанні маневру «гірка», перед відділенням ракети 2, і кута тангажа α , що отриманий у процесі відділення ракети 2. Положення ракети 2 після відділення від літака 1 і досягнення оптимального кута тангажа $(\theta + \alpha)$ показано на фіг. 4.

Далі здійснюють набір безпечної відстані між літаком 1 і ракетою 2 перед запуском двигуна. На цій ділянці фіксують вільне положення ракети 2, що вільно рухається, перечеплення парашутної системи 6 і включають у роботу відрізки 8 і 9 троса 7. Підбиранням довжин відрізків 8 і 9 забезпечують проходження лінії дії тяги парашутної системи через центр ваги ЦВ ракети 2. Цим фіксують стійке положення ракети 2 до запуску двигуна, що відповідає мінімальним втратам кінетичної енергії, отриманою ракетою 2 від літака 1 при відділенні (фіг. 3).

Оскільки для фіксації стійкого положення ракети 2 до запуску двигуна потрібна менша величина тяги парашутної системи, чим для відділення ракети 2 від літака 1, після перечеплення роблять відстріл частини куполів парашутної системи, чим забезпечують зменшення втрат кінетичної енергії, отриманою ракетою від літака при відділенні.

Таким чином, застосування винаходу «Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і

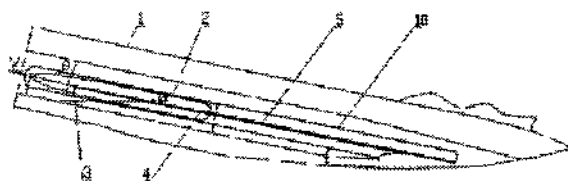
запуску в повітрі ракети» дозволяє одержати технічний результат зменшення втрат кінетичної енергії, отриманої ракетою від літака при відділенні і забезпечення підвищення ваги корисного навантаження, виведеного на орбіту

Джерела інформації

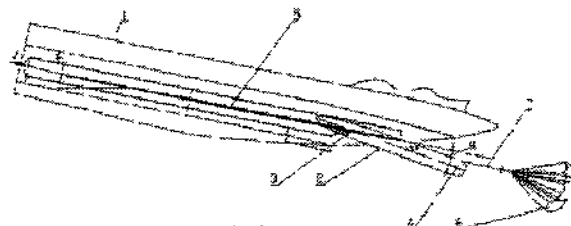
1 RU №2160215 В 64 G 1/00

2 UA №45171А В 64 D 5/00

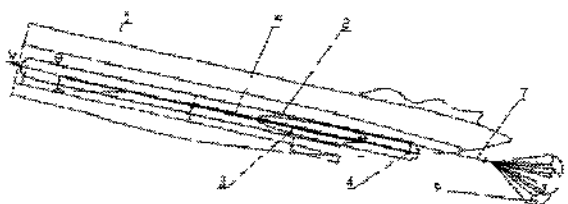
3 UA № 43737А В 64 D 5/00 - прототип



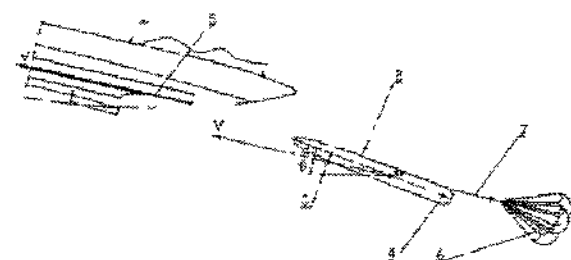
Фиг. 1



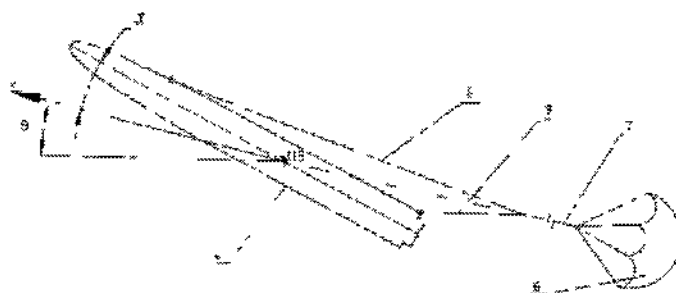
Фиг. 3



Фиг. 2



Фиг. 4



Фиг. 5

ДП «Український інститут промислової власності» (Укрпатент)

вул. Сим'ї Хохлових, 15, м. Київ, 04119, Україна

(044) 456 – 20 – 90

ТОВ «Міжнародний науковий комітет»

вул. Артема, 77, м. Київ, 04050, Україна

(044) 216 – 32 – 71