



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 52442

(13) A

(51) B 64D5/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІОПИС  
ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ  
НА ВИНАХІДВидається під  
відповідальність  
власника  
патенту

(54) АВІАЦІЙНИЙ РАКЕТНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ТРАНСПОРТУВАННЯ І ЗАПУСКУ РАКЕТИ У ВЕРХНІХ ШАРАХ АТМОСФЕРИ

1

(21) 2002054045

(22) 17 05 2002

(24) 16 12 2002

(46) 16 12 2002, Бюл. № 12, 2002 р.

(72) Сідельников Леонід Павлович, Лепескін Ігор Борисович

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

(57) 1. Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і запуску ракети у верхніх шарах атмосфери, що містить літак з роликовою доріжкою і транспортно-пусковий контейнер, оснащений двома парами напрямних із встановленою в них ракетою, який відрізняється тим, що в літаку встановлена лебідка повернення, а роликова доріжка оснащена напрямними і кареткою, взаємодіючою з лебідкою повернення.

2. Авіаційний ракетний комплекс за п. 1, який

2

відрізняється тим, що в ньому транспортно-пусковий контейнер із встановленою ракетою закріплений на роликовій доріжці з напрямними, а ракета з'єднана з парашутом.

3. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 2, який відрізняється тим, що на транспортно-пусковому контейнері розміщений акумулятор тиску, а між ракетою і днищем транспортно-пускового контейнера встановлений піддон, що контактує з ракетою, при цьому усередині транспортно-пускового контейнера виконані упори-обмежники ходу піддона.

4. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 2, 3, який відрізняється тим, що в транспортно-пусковому контейнері ракета розміщена носком у напрямку руху літака, а відстань між кінцями пар напрямних виконана меншою за відстань між осями пар опор, наприклад роликових, на ракеті.

Винахід належить до авіаційно-космічної техніки, і може використовуватися для повторного старту ракет у верхніх шарах атмосфери з літака.

Відомі технічні рішення по стаціонарно закріпленню у літаку транспортно-пусковим пристроєм (ТПП) для відділення ракети від літака [1], у яких ракета набирає швидкість перед відділенням від літака.

До недоліків цього комплексу відноситься дуже велика довжина стаціонарно закріпленого в літаку ТПП і зв'язані з цим технологічні утруднення.

Відомі також засоби виведення ракети на орбіту [2], що враховувалися при розробці винаходу.

Найбільш близьким до запропонованого є авіаційний ракетний комплекс по патенту UA № 45179A [3], що містить літак, прилади й устаткування, необхідне для підготовки до запуску і керування стартом ракети, а також транспортно-пусковий контейнер (ТПК), з направляючими для установаження ракети. У літаку ракета разом із транспортно-пусковим контейнером набирає швидкість перед відділенням її від літака, потім транс-

портно-пусковий контейнер зупиняється в крайнім положенні, а ракета відокремлюється від літака-прототипу.

До недоліків прототипу відносяться великі ударні навантаження на літак при зупиненні ТПК після набору швидкості.

В основу винаходу "Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і запуску ракети у верхніх шарах атмосфери" поставлена задача шляхом зупинення ТПК за рахунок віддачі забезпечити зменшення довжини ТПК і виключення його ударного впливу на літак.

Поставлена задача досягається тим, що авіаційний ракетний комплекс має сукупність наступних суттєвих відмінних ознак, достатніх для досягнення нового технічного результату.

У літаку встановлена лебідка повернення, а роликова доріжка постачена направляючими і кареткою, зв'язаною з лебідкою повернення.

Транспортно-пусковий контейнер із встановленою ракетою постачений парашутом і закріплений на роликовій доріжці з направляючими.

На транспортно-пусковому контейнері розмі-

(13) A

(11) 52442

(19) UA

щений акумулятор тиску, а між ракетою і днищем транспортно-пускового контейнера встановлений піддон, що контактує з ракетою, при цьому усередині транспортно-пускового контейнера виконані упори-обмежники ходу піддона.

ракета в транспортно-пусковому контейнері розміщена носком у напрямку руху літака, а відстань між кінцями пар направляючих ракети здійснена менше відстані між осями пар роликів опор на ракеті

Сукупність перерахованих суттєвих відмітних ознак при взаємодії з відомими ознаками дають можливість одержати нові технічні властивості, що виражаються в припиненні ТПК (після роз'єднання із ракетою) за рахунок віддачі при впливі на піддон і ТПК стиснутого газу з акумулятора тиску, і виключити тим самим ударний вплив ТПК на літак, а відстань між кінцями пар направляючих ракети, що виконана менше відстані між осями пар і роликів опор, дозволяє забезпечити поворот ракети під час руху її на передній парі роликів опор і зменшити її переміщення по вертикалі, що дозволяє зменшити довжину ТПК

Сутність винаходу пояснюється кресленнями, де

на фіг 1 схематично зображений загальний вигляд авіаційного ракетного комплексу (АРК) у положенні для транспортування,

на фіг 2 схематично зображений загальний вигляд АРК на момент початку руху ТПК із ракетою,

на фіг 3 схематично зображений загальний вигляд АРК на момент подачі команди на вмикання акумулятора тиску і початку гальмування ТПК,

на фіг 4 схематично зображений загальний вигляд АРК після відділення ракети і повернення ТПК із піддоном у початкове положення. Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і запуску ракети у верхніх шарах атмосфери включає літак 1, що несе усередині ТПК 3 із закріпленою в ньому ракетою 2. ТПК 3 встановлений і зафіксований на роликів доріжці з направляючими 4, а наприкінці направляючих 4 розміщена каретка 8, яка взаємодіє з ланкою 9 повернення ТПК 3 у початкове положення. На днище ТПК 3 встановлений акумулятор тиску 6. Між днищем ТПК 3 і ракетою 2 встановлений піддон 5, що контактує з ракетою 2. Парашут 7 до введення в дію розміщений на літаку 1 і з'єднаний з ракетою 2.

Працює авіаційний ракетний комплекс таким

чином. Ракета 2 у ТПК 3 після завантаження в літак 1 і кріплення ТПК 3 у літаку 1 проходить перевірки систем і підготовку до польоту. Потім доставляється літаком 1 у район запуску. У районі запуску, при досягненні розрахункових параметрів, що відповідають початку відділення ракети 2 і відкриття заднього люка, подається команда на введення в дію парашута 7 і на роз'єднання фіксаторів кріплення ТПК 3 з направляючими роликів доріжки 4. Під дією парашута 7 ТПК 3 з ракетою 2 по направляючим 4 здійснюють розгін до крайнього положення для набору необхідної швидкості відділення. На деякій відстані від крайнього положення задіюють акумулятор тиску 6, що подає тиск у порожнину між днищем ТПК 3 і піддоном 5, а також розкривають фіксатори кріплення ракети 2 у ТПК 3. При цьому піддон 5 і ракета 2 одержують збільшення швидкості, а ТПК 3, роз'єднаний від парашута 7, гальмується. Переміщення піддона 5 у контакті з ракетою 2 визначають вибором положення упорів усередині ТПК 3. Після посадки піддона 5 на упори ТПК 3 піддон 5 зупиняється, а ракету 2 під дією парашута 7 відокремлюють від літака 1, використовуючи поворот ракети 2 навколо її передньої опори, для чого відстань між кінцями пар направляючих ракети 2 виконують менше відстані між осями пар і роликів опор. При цьому за рахунок повороту ракети 2 навколо осі передньої пари опор забезпечують менше переміщення ракети 2 по вертикалі до відділення і, відповідно, меншу довжину ТПК 3.

Після відділення ракети 2 збільшують потужність тягових двигунів літака 1 для набору безпечної відстані до неї. Після досягнення необхідного положення ракети 2 і набору безпечної відстані між літаком 1 і ракетою 2 здійснюють запуск ракети 2. Літак 1 повертається на базу.

Таким чином сукупність суттєвих відмітних ознак у взаємодії з відомими ознаками при відділенні ракети від літака забезпечує вищезгаданий технічний результат:

зменшення габаритів ТПК 3,

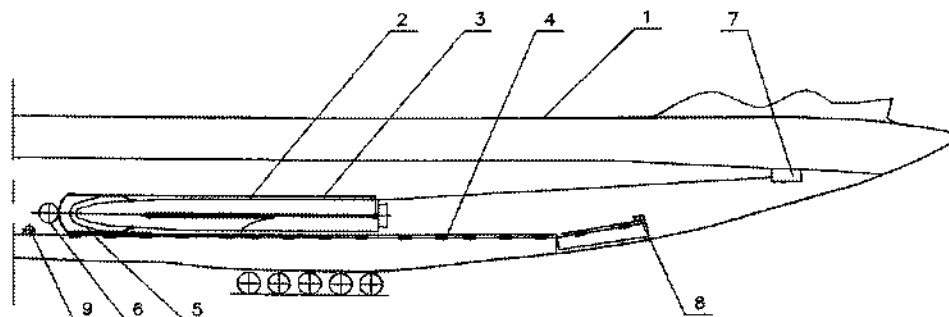
виключення ударного впливу ТПК 3 на конструкцію літака

Джерела інформації

1 UA № 45171A B 64 D 5/00

2 RU № 2159727 C1 B 64 G 1/00, F 41 F 3/06, B64 D 5/00

3 UA № 45179A B 64 D 5/00 - прототип



Фиг 1

5

52442

6

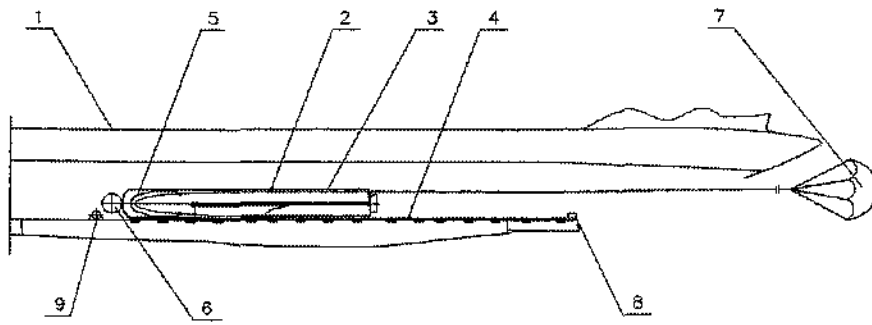


Fig. 2

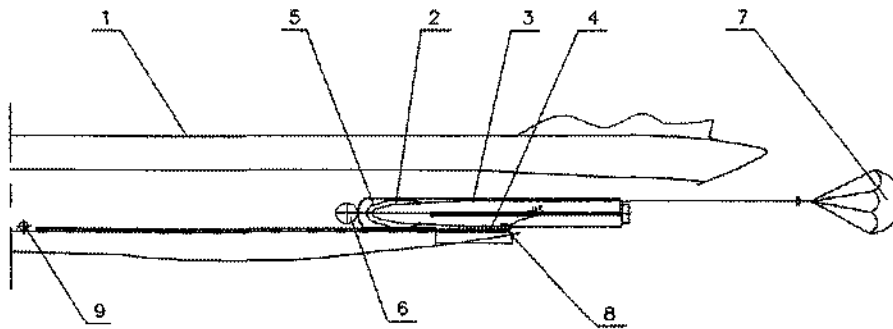


Fig. 3

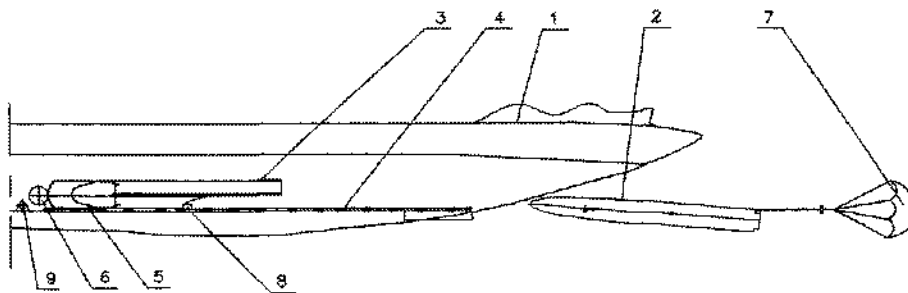


Fig. 4