



УКРАЇНА

(19) UA (11) 14368 (13) U
(51) МПК (2006)
F41F 3/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС

ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ
НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під
відповідальність
власника
патенту

(54) ПРИСТРІЙ ДЛЯ ПУСКУ РАКЕТ

1

2

(21) u200510668

(22) 11.11.2005

(24) 15.05.2006

(46) 15.05.2006, Бюл. № 5, 2006 р.

(72) Жук Микола Олексійович

(73) Жук Микола Олексійович

(57) Пристрій для пуску ракет, що містить шарнірно з'єднані у вигляді чотирикутника корпус, передній (убік пуску ракети) вивідний важіль, балку, задній вивідний важіль і замок у корпусі, що замикає вузли підвіски ракети шляхом фіксації балки впритул до корпусу так, що вивідні важелі повернені назад, який **відрізняється** тим, що механізм відмикання замка виконаний у вигляді шарнірно з'єд-

наного з корпусом важеля, вільний кінець якого при підвішеній ракеті знаходиться за зрізом її сопла і може повертатися під дією тиску газового струменя її реактивного двигуна, відмикаючи за допомогою шарнірно з'єднаної з ним тяги замок, а вивідні важелі і балка в місцях їх шарнірного з'єднання мають попарно вирізи і/або пази, в які входять вузли підвіски ракети при її підвішуванні і фіксуються при зближенні балки і корпусу, причому в кожній парі таких вирізів і/або пазів використовується ефект ножиць, що забезпечує примусове виштовхування вузла підвіски ракети з балки при віддаленні балки від корпусу під дією сили тяги двигуна ракети під час її пуску.

Корисна модель відноситься до озброєння, зокрема, до установок ракетного озброєння. Вона може використовуватися для розробки нових установок пуску керованих і некерованих ракет як з бойових літаків, так і з наземних бойових бронемашин.

Проблеми безпеки відділення засобів поразки від їх носіїв виникли в першу чергу в авіації і були обумовлені зростанням швидкостей літаків, збільшенням у них числа точок підвіски засобів поразки, складністю урахування випадкових збурювань і т.п.

При використанні авіаційного ракетного озброєння проблеми безпеки усугублялися ще і тим, що зі збільшенням висоти польоту і зменшенням швидкості літака газовий струмінь двигуна ракети, що стартує, збільшувався в поперечнику, попадав у повітрязабірник літака, чим часто викликав помпаж, зуд чи заглушення його двигуна. Через це на літаку, котрий мав чудові тактико-технічні характеристики, у половині діапазону умов його польоту застосування ракетного озброєння було заборонено.

З метою розв'язання вищевказаних проблем на літаках стали встановлювати пристрої примусового відділення засобів поразки, а для пуску ракет стали використовувати їхній різновид - авіаційні катапультні установки (АКУ). Подібна установка за допомогою спеціальних пристосувань відводить ракету до деякої відстані від літака на початковій частині пуску, надаючи їй задані по-

ложення, швидкість і прискорення, що забезпечують безпеку її подальшого відділення. При цьому двигун ракети запускався, як правило, уже після її відділення від АКУ.

Як відомо [1, 2], у даний час для катапультування авіаційних ракет використовується два основних типи установок:

1) АКУ поршневого типу (застосовуються, як правило, для катапультування невеликих авіаційних ракет);

2) АКУ важільного типу (застосовуються, як правило, для катапультування великих авіаційних ракет).

Прикладами установок першого типу, вироблених у СРСР і Росії, є АКУ-170, АКУ-170Е [3], а другого типу - АКУ-1, АКУ-58, АКУ-58-1, АКУ-470 [2].

Необхідним атрибутом усіх вищевказаних і подібних до них АКУ є механізм примусового відділення - привід (піротехнічний, газовий, гідравлічний, комбінований і т.п.) з автономним чи літаковим джерелом енергії [4], від спорядження, потужності, надійності роботи й інших характеристик якого залежить як безпека відділення ракети від літака, так і можливість її катапультування взагалі. Наявність цього привода зв'язана з витратами певних ресурсів і, саме головне, позначається на оперативності підготовки літака до бойового вильоту.

Крім того, механізм примусового відділення (як правило, циліндр з поршнем та балон високого

(13) U
14368
(11)
(19) UA

тиску з газом чи блок з піропатронами) має помітні розміри та певну масу, що в цілому не є сприятливою обставиною для установок авіаційного озброєння, оскільки в авіації наполегливо борються за кожен кілограм зекономленої маси.

Для вищевказаних АКУ існує також деяка імовірність того, що катапультивання ракети відбувається без наступного запуску її двигуна (через поганий контакт у сполученнях, несправності чи бойові ушкодження ланцюгів запуску і т.п.). Така подія супроводжується падінням ракети в незапланованому місці, що вже само по собі є надзвичайною подією.

Тим часом, ракета сама має могутнє джерело енергії - це її двигун, що може використовуватися для її ж примусового відділення від літака.

Ця ідея нашою автором на розробку важільного пристрою для пуску авіаційних керованих ракет способом катапультивання, але без використання механізму примусового відділення та автономного чи літакового джерела енергії. Замість них використовуються самі важелі катапультивної установки та тяга ракетного двигуна [5]. Цей пристрій є аналогом для запропонованої корисної моделі.

Вищевказаний пристрій для пуску авіаційних ракет містить шарнірно з'єднані у вигляді чотирикутника (чотириланцюжника) корпус, передній вивідний важіль, балку, задній вивідний важіль і замок, що замикає вузли підвіски ракети під час транспортування.

У початковому положенні важільний чотириланцюжник вищевказаного пристрою складений назад (проти напрямку пуску ракети) так, що має можливість розкладатися під дією сили тяги двигуна ракети. Після запуску двигуна ракети спрацьовує замок, звільняє балку, що під дією сили тяги двигуна ракети захоплює за собою передній і задній вивідні важелі, повертаючи їх навколо закріплених у корпусі осей, забезпечуючи тим самим віддалення ракети від літака і придбання нею швидкості не тільки в подовжньому, але й у поперечному стосовно літака напрямку. При досягненні визначених кутів повороту вивідних важелів ракета звільняється від механічних зв'язків з чотириланцюжником, причому кінцеві кути цього чотириланцюжника і його розміри вибираються таким чином, щоб при відділенні від нього ракета мала задані координати, лінійну і кутову швидкості відносно літака [5].

В [5] описано фактично спосіб катапультивання авіаційної ракети за допомогою її двигуна та лише в загальних рисах наведено конструкцію самої авіаційної катапультивної установки. Тому для реалізації цього способу необхідно конкретизувати пристрій.

Є і ще одна обставина, що вимагає конкретизації конструкції аналога, - це необхідність його застосування не тільки в авіації, але й у наземній броньованій техніці для пуску ракет класу «земля-земля». Необхідність обумовлена тим, що саме ракети, котрі розташовані над автомобілем (бронемашиною), з яких вони пускаються, є самим незахищеним, тобто уразливим елементом цих комплексів, підданим впливу куль і осколків від боеприпасів, що розірвалися поблизу. Розташу-

вання ракет нижче, тобто за броньованими бортами автомобіля і використання важільних пристроїв для їхнього катапультивання, що спрацьовують від тяги двигунів самих ракет, що пускаються, є дуже насущною задачею.

Пропонований пристрій для пуску ракет містить шарнірно з'єднані у вигляді чотирикутника корпус, передній (убік пуску ракети) вивідний важіль, балку, задній вивідний важіль і замок у корпусі, що замикає вузли підвіски ракети шляхом фіксації балки впритул до корпусу так, що вивідні важелі повернені назад, котрий відрізняється тим, що механізм відмикання замка виконаний у вигляді шарнірно з'єданого з корпусом важеля, вільний кінець якого при підвішеній ракеті знаходиться за зрізом її сопла і може повертатися під дією тиску газового струменя її реактивного двигуна, відмикаючи за допомогою шарнірно з'єднаної з ним тяги замок, а вивідні важелі і балка в місцях їх шарнірного з'єднання мають попарно вирізи і/або пази, в котрі входять вузли підвіски ракети при її підвісці і фіксуються при зближенні балки і корпусу, причому в кожній парі таких вирізів і/або пазів використовується ефект ножиців, що забезпечує примусове виштовхування вузла підвіски ракети з балки при віддаленні балки від корпусу під дією сили тяги двигуна ракети під час її пуску.

Схема приклада пристрою для пуску ракет за вищевказаними ознаками у початковому положенні показана на Фіг.1, а відразу після відділення ракети від пристрою - на Фіг.2.

По своїй конструкції пристрій для пуску ракет містить наступні елементи (Фіг.1).

Пристрій складається з корпусу 1, до якого шарнірно приєднані передній (убік польоту ракети) 2 і задній 8 вивідні важелі, рухомі кінці яких також шарнірно з'єднуються з балкою 4, що може рухатися разом з вивідними важелями, а також утримуватися впритул до корпусу 1 за допомогою замка, що складається з важеля замикавання 6, утримуваного в передньому положенні пружиною 5. Передній вивідний важіль 2 у залежності від необхідного характеру руху ракети може бути довшим від заднього вивідного важеля 8.

У задній частині до корпусу 1 шарнірно приєднаний важіль відмикання 10, з'єднаний тягою 7 з важелем замикавання 6. Важіль 10 з тягою 7 утворює механізм відмикання замка. Довжина і площа поперечного перетину цього важеля вибираються так, щоб він входив у газовий струмінь двигуна ракети і повертався тільки при досягненні визначеного тиску на нього.

У балці 4 є два вертикальних вирізи, у які входять переднє 3 (показане у місцевому розрізі) і заднє 9 вушка підвіски ракети (як приклад вузлів її кріплення). На рухомих кінцях вивідних важелів 2 і 8 також є вирізи, але фігурні, котрі при наближенні балки 4 до корпусу 1 повертаються відносно вирізів у балці 4 і тим самим попарно фіксують вушка 3 і 9 ракети в балці 4.

У вихідному положенні вивідні важелі 2 і 8 відведені назад, балка 4 упритул наближена до корпусу 1 і утримується в такому положенні важелем замикавання 6. Вушка підвіски ракети 3 і 9 зафіксовані у вирізах на балці 4 і відповідних вирізах вивідних важелів 2 і 8. Важіль відмикання 10 своїм

вільним кінцем знаходиться відразу за соплом двигуна підвішеної ракети. Між подовжніми осями вивідних важелів 2, 8 та подовжною віссю корпусу 1, проведених через центри шарнірних з'єднань, існують гострі кути, що забезпечують створення обертальних моментів на цих важелях при запуску двигуна ракети.

При пуску ракети спочатку запускається її двигун, під дією тиску газового струменя якого важіль відмикання 10 повертається назад, захоплює за собою тягу 7, котра, у свою чергу, тягне важіль замикання 6, переборюючи зусилля пружини 5. Важіль замикання 6 повертається і звільняє балку 4 разом з кінцями вивідних важелів 2 і 8, що під дією моментів сили тяги двигуна ракети починають повертатися вперед, віддаючи і розвертаючи ракету від корпусу 1 (тобто від літака), а також додаючи її центру мас O такий вектор швидкості \vec{V} , поперечна проекція V_y якого також спрямована від корпусу 1 (Фіг.2).

У процесі повертання вивідних важелів 2 і 8 вирізи цих важелів і балки 4 також попарно повертаються відносно один одного і за рахунок ефекту ножиців виштовхують вушка підвіски ракети 3 і 9 з балки 4. При досягненні визначених кутів повороту вивідних важелів 2 і 8 ці вушка зовсім звільняються і далі ракета починає рухатися автономно. Рівна нижня поверхня балки 4 із закритими наприкінці пуску вирізами виключає випадкові зіткнення ракети з пусковим пристроєм.

Після відділення ракети всі елементи конструкції пускового пристрою під впливом пружини 5, другий кінець якої з'єднаний з переднім вивідним важелем 2 (на Фіг.1 показана тільки вісь кріплення пружини до важеля), повертаються у вихідне по-

ложення. Процес пуску ракети способом катапультивання закінчений.

Пропонований пристрій для пуску ракет може бути цілком реалізованим на практиці, тому що в порівнянні з існуючими АКУ не має механізму примусового відділення ракети і є більш простим і легким для реалізації в порівнянні з ними.

Корисна модель створена у вільний від роботи час і з використанням відкритих джерел інформації.

Джерела інформації

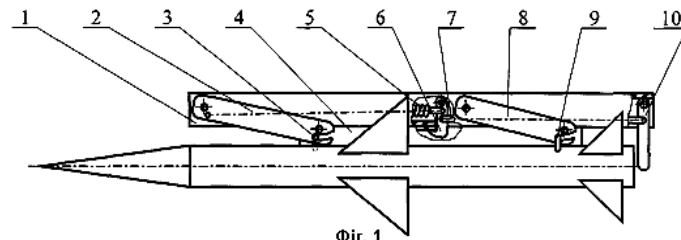
1. «Авиационные средства поражения и установки авиационного вооружения». Учебное пособие. Под ред. Чикурова В.А. -Харьков: ВВАУЛ, 1989.

2. Широкоград А.Б. «История авиационного вооружения». -Минск: «Харвест», 1999.

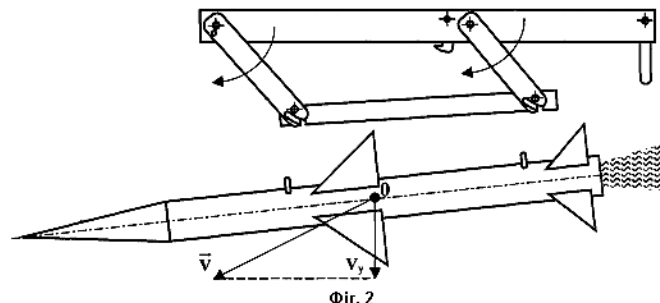
3. «АКУ-170Е: авиационное катапультное устройство». -Официальный сайт Государственного машиностроительного конструкторского бюро «Вымпел» им. И.И. Торопова (г. Москва, Россия): www.vympeltor.com, 2005.

4. «Основы проектирования ракет класса «воздух-воздух» и авиационных катапультных установок для них». Учебник /В.А. Нестеров, Е.Е. Пейсах, А.Л. Рейдель и др. Под общей редакцией В.А. Нестерова. -Москва: Изд-во МАИ, 1999, 792с.

5. Жук Н.А. «О многообразии структур систем принудительного отделения авиационных средств поражения». В сборнике «Установки и системы управления авиационным вооружением. (Научно-методические материалы)». -Москва: ВВИА, 1986, с.112-118.



Фіг. 1



Фіг. 2