



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 55256

(13) A

(51) 7 F42B15/01

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ

## ОПИС

ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ  
НА ВИНАХІДвидається під  
відповідальність  
власника  
патенту

## (54) СПОСІБ КЕРУВАННЯ ОБЕРТОВИМ СНАРЯДОМ

1

2

(21) 2002086752

(22) 14 08 2002

(24) 17 03 2003

(46) 17 03 2003, Бюл. № 3, 2003 р.

(72) Семенов Леонід Антонович, Яковенко Петро  
Олексійович, Доценко Борис Іванович, Кузьмін  
В'ячеслав Павлович, Косовенко Євген Вікторович  
(73) ДЕРЖАВНЕ КИЇВСЬКЕ КОНСТРУКТОРСЬКЕ  
БЮРО "ЛУЧ"(57) 1 Спосіб керування обертотим снарядом, що  
включає зміну кількості рупів, які беруть участь у  
процесі керування, у залежності від швидкості  
снаряда, який відрізняється тим, що післяпострілу здійснюють одночасне розкриття двох  
пар рупів і приведення однієї пари протилежних  
щодо подовжньої осі снаряда рупів у режим  
керування по тангажу і ризиканню, а рулі другої  
пари відхиляють у програмовані моменти часу для  
керування по крену, тангажу і ризиканню2 Спосіб керування обертотим снарядом за п. 1,  
який відрізняється тим, що другу пару рупів на  
початковій ділянці польоту відхиляють  
диференційно для утворення демпфированого  
(стабілізуємого) моменту крену, а зі зменшенням  
швидкості снаряда переводять у режим керування  
по тангажу і ризиканню

Винахід відноситься до керованого ракетного  
озброєння і може бути використаний в обертотих  
керованих снарядах із широким діапазоном зміни  
швидкості польоту

Відомі обертоті снаряди «Краснополь»,  
«Китопов», «Бастион», «Шексна», «Свирь» [1],  
спосіб керування якими включає розкриття  
чотирьох аеродинамічних рупів при виході  
снаряда із ствола гармати і одночасне введення їх  
у дію для керування снарядом по тангажу і  
ризиканню

Недоліком такого способу керування є  
складність забезпечення стійкості і керованості  
снаряда в широкому діапазоні його швидкостей,  
тому що параметри снаряда як об'єкта керування  
(ступінь статичної стійкості, ефективність рупів)  
істотно відрізняються для великих і малих  
швидкостей снаряда (швидкісних напорів). Для  
відомих снарядів [1] швидкість змінюється в  
діапазоні від 400 до 220 м/с

Для перспективних снарядів підвищеної  
дальності необхідно збільшувати початкову  
швидкість до 500-600 м/с. У цих випадках  
традиційні способи забезпечення стійкості і  
керованості не ефективні. Крім того, при зміні  
швидкості польоту суттєво змінюється і частота  
обертання снаряда навколо подовжньої осі, до  
стабільності якої пред'являються жорсткі вимоги,  
тому що аеродинамічний момент крену, що  
викликає його обертання, одержують за рахунок

установки консолей крила під кутом до осі  
снаряда. У зв'язку з тим, що момент крену  
пропорційний куту установки крила і квадрату  
швидкості [2], то при зміні швидкості в два-три  
рази момент крену, що викликає обертання,  
змінюється в чотири-дев'ять разів. Це приводить  
до того, що спочатку польоту частота обертання  
снаряда надмірно високі і для керування  
вимагаються приводи із широкою смугою  
перепуски, а наприкінці траєкторії - недостатня  
для запобігання резонансу (збігу частоти  
обертання з власною частотою снаряда)

У відомому способі керування з чотирма  
рупами [3] задача забезпечення стійкості і  
керованості вирішується за рахунок складної  
конструкції, у якій розподілені функції рупів: одна  
пара рупів використовується для керування  
снарядом, а друга - для забезпечення його стійкості.  
Недоліком даного способу є неможливість  
стабілізації частоти обертання снаряда по крену  
при істотній зміні швидкісного напору, а також  
складність технічної реалізації

Найбільш близький до заявленого технічного  
рішення по досягнутому ефекту, є відомий спосіб  
керування обертотим снарядом за допомогою  
парного введення в керування протилежних  
щодо подовжньої осі снаряда рупів у залежності  
від швидкості польоту снаряда [4]. Такий спосіб  
дозволяє в значній мірі погодити стійкість і  
керованість у залежності від швидкісного напору,

(13) A

(11) 55256

(19) UA

однак він не дозволяє вирішити задачу стабілізації (обмеження) частоти обертання снаряда навколо поздовжньої осі при зміні швидкості польоту. Крім того, попарно послідовне введення органів керування вносить додаткові збурення, що погіршує стійкість і керованість снаряда на траєкторії, ускладнює конструкцію снаряда.

Задача пропонованого винаходу - забезпечення аеродинамічної стійкості і керованості обертливим снарядом, а також стабілізація частоти його обертання навколо поздовжньої осі в широкому діапазоні швидкостей польоту, що дозволить збільшити швидкість польоту на початковій ділянці траєкторії і відповідно підвищити дальність стрільби.

Для вирішення даної задачі зміну кількості рулів, що беруть участь у керуванні після одночасного розкриття, у способі, який заявляється, здійснюють введенням у керування по тангажу і ризиканню спочатку однієї пари протилежних щодо поздовжньої осі снаряда рулів, а рули другої пари відхиляють у програмовані моменти часу в залежності від швидкості снаряда, причому при великій швидкості польоту рули другої пари відхиляють у диференціальному режимі для створення демпфуючого моменту крену, а в міру зниження швидкості снаряда другу пару рулів переводять у режим керування також як і першу пару рулів по тангажу і ризиканню.

На початковій ділянці польоту після вильоту снаряда зі ствола і роботи маршового двигуна снаряд має високу швидкість, що з одного боку, дозволяє забезпечувати керування по тангажу і ризиканню за допомогою однієї пари рулів при збереженні поздовжньої стійкості, а з іншого боку, великий швидкісний напір розкручує ракету по крену до неприпустимої частоти обертання. Зі зменшенням швидкості польоту частота обертання снаряду істотно знижується.

При диференціальному відхиленні рулів другої пари на кут відповідного знаку на початковій ділянці польоту створюється обертаючий момент по крену протилежний аеродинамічному моменту,

створюваному крилом. У результаті чого сумарний момент сил по крену зменшується, що приводить до зниження частоти обертання снаряда.

В міру зниження швидкості снаряда друга пара рулів переходить у режим керування по тангажу і ризиканню разом з першою парою рулів, забезпечуючи необхідні балансувальні кути атаки і бокові перевантаження для наведення при малих швидкісних напорах.

Схема відсіку керування для реалізації даного способу приведена на фіг. 1.

Відсік керування снаряда включає корпус 1, кермові поверхні 2-5, диференціальні приводи 6, 7 рулів 2 і 4, привод 8 пари рулів 3 і 5, автопілот із джерелом живлення 9.

Пристрій функціонує таким чином.

При перебуванні снаряда у стволі гармати рули 2-5 знаходяться в складеному стані. Після виходу із ствола рули розкриваються в робоче положення, показане на фіг. 1. На привод 8 надходить керуючий сигнал з автопілота 9 для керування парою рулів 3 і 5 по тангажу і ризиканню, на приводи 6 і 7 з автопілота 9 надходить сигнал на диференціальне відхилення рулів 2 і 4 для створення моменту крену, що демпфує, з метою недопущення обертання снаряда з високою частотою.

При зниженні лінійної швидкості снаряда частота обертання знижується до припустимої, після чого приводи 6 і 7 автопілотом 9 переводяться в режим попарного керування по тангажу і ризиканню, аналогічний режиму роботи привода 8, забезпечуючи підвищення ефективності керування снарядом на заключній ділянці траєкторії.

Література

1 Оружие России 2000, М., "Военный парад", с. 120-121, 188-189.

2 Лебедев А. А., Карабанов В. А. "Динамика систем управления БЛА", М., Машиностроение, 1965г., с. 141-142.

3 Патент Японії №6033996,

4 Патент Російської Федерації №2166727

