



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **85634** (13) **C2**  
(51) **МПК (2009)**  
**F41G 7/00**  
**F42B 10/00**  
**F42B 15/01 (2006.01)**

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ

## ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

### (54) СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ПРОСТОРОВИМ ПОЛОЖЕННЯМ АРТИЛЕРІЙСЬКОГО СНАРЯДУ

1

2

(21) а200707193

(22) 26.06.2007

(24) 10.02.2009

(46) 10.02.2009, Бюл.№ 3, 2009 р.

(72) КОВАЛЬОВ БОРИС ОЛЕКСАНДРОВИЧ, UA,  
КОВАЛЬОВ ПАВЛО БОРИСОВИЧ, UA

(73) КОВАЛЬОВ БОРИС ОЛЕКСАНДРОВИЧ, UA,  
КОВАЛЬОВ ПАВЛО БОРИСОВИЧ, UA

(56) US 6981672, F42B 10/02, F41G 7/00,  
03.01.2006

US 20050056723, F42B 10/00, F41G 7/00,  
17.03.2005

US 5207397, F42B 10/00, 04.05.1993

US 5139215, F41G 7/00, F42B 15/01, 18.08.1992

RU 2220399, F42B 10/14, 27.12.2003

(57) 1. Система керування просторовим положенням артилерійського снаряда, що включає корпусну та носову секції, з'єднані через контролер обертання з приводом, аеродинамічні поверхні, жорстко приєднані до носової секції, електронної апаратури з датчиком кутової швидкості, приймачем та антеною системи супутникової навігації, котрі взаємодіють з контролером обертання, яка

**відрізняється** тим, що носову секцію встановлено на корпусній секції із спроможністю відхилення відносно поздовжньої осі снаряда за допомогою, наприклад, механічних штовхачів, а аеродинамічні поверхні розміщено двома групами у передній та задній частинах носової секції, причому кількість аеродинамічних поверхонь в кожній групі становить вісім одиниць, а аеродинамічні поверхні на задній частині носової секції виконані у вигляді пілонів, що встановлені під кутом відносно потоку.

2. Система керування просторовим положенням артилерійського снаряда за п. 1, яка **відрізняється** тим, що носову секцію встановлено на корпусній секції із спроможністю фіксованого відхилення відносно поздовжньої осі снаряда, причому у базовому положенні носової секції забезпечується обертання снаряда у площині стрільби у напрямі зміни кута нахилу траєкторії польоту снаряда.

3. Система керування просторовим положенням артилерійського снаряда за п. 1, яка **відрізняється** тим, що пілони на задній частині носової секції встановлено із спроможністю керованої зміни кута їх установки.

Винахід належить до техніки керованого озброєння, зокрема, але не виключно, до систем управління положенням артилерійських снарядів у польоті.

Сучасний рівень у цієї галузі техніки характеризується різноманітністю систем, що забезпечують управління просторовим положенням ракет [1, с.333-350] та снарядів різного призначення та калібру. В останній час дістали широкого розвитку системи управління просторовим положенням далекобійних артилерійських снарядів різного призначення та калібру у польоті саме за інформацією від систем глобального позиціонування (GPS, ГЛОНАСС, Galileo). Це пояснюється доволі вагомим значенням проблеми підвищення влучності саме артилерійських систем, бо вони є головним вирішальним засобом на полі бою.

Втім, йти по шляху клонування традиційних систем управління ракетами та снарядами не є оптимальним з огляду на складність та дорожнечу таких систем повної структури для дуже обмеженого габариту снарядів найбільш поширених калібрів 155, 125 або навіть 105 міліметрів.

Разом з тим, є приклад й такого повносхемного рішення, де система управління містить й трьохосову інерційну платформу, й датчик обертів, й комп'ютер з пам'яттю та програмними забезпеченням, й GPS- приймач з антеною та платою електричних роз'ємів [2]. Завершують контур управління приводи управління обертанням та аеродинамічні рулі із приводами. Дуже компактна та функціональна система управління, де рух рулів спричиняє своєрідна тарілка автомата перекосу [3], де рулі з'являються в повітряному потоці тільки за необхідністю.

(13) **C2**

(11) **85634**

(19) **UA**

Інший варіант рульових пристроїв малого габариту для тримірного управління дано в патенті [4], де в якості рулів використовуються щитки, що відхиляються кожний в одній площині.

Задача вирішення функцій управління в жорстко обмежених габаритах потребує компромісної відмови від менш значущих функцій та систем і найрадикальніше вирішується в системі двомірного управління артилерійським снарядом [5].

Більшість існуючих рішень потребує повного складу (за числом каналів управління - тангаж, ристання, крен, рулі) приводів, як правило, електричних, та елементів їх живлення, що є досить важким та об'ємним.

Саме тому такі технічні рішення не є ефективними, оскільки їх конструкції потребують досить великого простору для розміщення й електромоторів, й приводів, й приладів точної механіки, й елементів живлення.

Найближчою до запропонованого технічного рішення є система управління снарядом, що описана у патенті США 6981672 [5], яка обрана як прототип.

В патенті представлена передня частина снаряда, що включає корпусну та носову частини, що з'єднані за допомогою пристрою контролю обертання таким чином, що при обертанні корпусної частини у один бік носова частина обертається у другий бік. Носова частина обладнана першою та другою аеродинамічними поверхнями, що жорстко приєднані до неї таким чином, щоб забезпечити її обертання у другому напрямі протягом польоту снаряда.

Носова частина обладнана третьою та четвертою аеродинамічними поверхнями, що також жорстко приєднані до неї таким чином, щоб, коли носова частина обертається, вони не спричиняли впливу на політ снаряду, але при зупинці обертання третя та четверта аеродинамічні поверхні продукували момент та поздовжню силу, що задіють зміну траєкторії польоту снаряду.

При цьому перша та друга аеродинамічні поверхні розміщені на протилежних сторонах носової частини під однаковим кутом (окремих ознак) чотири градуси в протилежних напрямках.

Третя та четверта аеродинамічні поверхні є такими, що управляють польотом і також розміщені на протилежних сторонах носової частини під однаковим кутом (окремих ознак) чотири градуси в однакових напрямках.

Заявляється також, що кути розміщення першої-другої та третьої-четвертої аеродинамічних поверхонь можуть бути різними.

Природно, що винахід передбачає наявність системи навігації, з'єднаної з пристроєм контролю обертання задля призупинення обертання носової частини з метою здійснення корекції курсу польоту снаряду, або вільного її обертання без будь-якого впливу на його політ.

Конструктивна реалізація пристрою за винаходом [5], включає в себе корпусну частину та дві секції носової частини, що їх розділено підшипниками. В середній секції розміщено електронну апаратуру, до її оболонки жорстко приєднано усі рулі, в самій оболонці змонтовано обмотки елект-

родвигуна (електродвигун тим самим вбудовано в конструкцію пристрою). Так саме, близь верхнього підшипника також встановлено електромотор.

Хоча у винаході заявляється мінімізація додаткового аеродинамічного опору та інших чинників, що ведуть до втрат дальності польоту, очевидно, що застосування рулів з постійним кутом атаки неминуче спричинить зайвий опір, що є своєрідною платою за компактність та простоту. Можна також очікувати, що реакція системи буде декілька повільною через потребу очікування циклу розгону-зупинки носової секції.

В основу винаходу поставлена задача удосконалення конструкції системи управління просторовим положенням снаряду таким чином, щоб підвищити її ефективність в цілому за рахунок іншої форми рулів, взаємного розташування елементів системи управління та їх взаємодії, а саме:

- носову секцію встановлено на корпусній секції з спроможністю відхилення відносно поздовжньої осі снаряду за допомогою, наприклад, рухомих механічних упорів,

- аеродинамічні поверхні розміщено двома групами у передній та задній частинах носової секції,

- кількість аеродинамічних поверхонь в кожній групі є визначеною,

- аеродинамічні поверхні на задній частині носової секції виконані у вигляді пілонів (крил надзвичайно малого подовження), що встановлені під кутом відносно потоку,

- носову секцію встановлено на корпусній секції з спроможністю фіксованого відхилення відносно поздовжньої осі снаряду,

- у базовому положенні носової секції забезпечується обертання снаряду у площині стрільби синхронно із зміною кута нахилу траєкторії польоту снаряду,

- пілони на задній частині носової секції встановлено із спроможністю змінювати кут установки відносно потоку.

Для органів управління суттєво важливим є використання простору по окружності снаряду при розташуванні аеродинамічних поверхонь, що означає можливість підвищення ефективності усієї системи, змінюючи їх кількість (Фіг.1). Досить важливим є факт, що існує оптимальна кількість аеродинамічних поверхонь, а саме вісім.

Спроможність реалізації повільної зміни кута установки пілонів відносно потоку є досить суттєвою перевагою, оскільки швидкісні напори по траєкторії польоту снаряду змінюється на декілька порядків і контролеру обертання буде необхідно переборювати надлишкову ефективність пілонів.

Поставлена задача вирішується таким чином, що в запропонованій конструкції системи управління просторовим положенням снаряду носову секцію встановлено на корпусній секції з спроможністю відхилення відносно поздовжньої осі снаряду за допомогою, наприклад, рухомих механічних штовхачів, а аеродинамічні поверхні розміщено двома групами у передній та задній частинах носової секції, причому кількість аеродинамічних поверхонь в кожній групі становить вісім одиниць, а аеродинамічні поверхні на задній частині носової

секції виконані у вигляді пілонів, що встановлені під кутом відносно потоку. Як варіант, носову секцію може бути також встановлено на корпусній секції з спроможністю фіксованого відхилення відносно поздовжній осі снаряду, причому у базовому положенні носової секції забезпечується обертання снаряду у площині стрільби синхронно із зміною кута нахилу траєкторії польоту снаряду, а пілони на задній частині носової секції встановлено із спроможністю змінювати кут установки.

Для пояснення запропонованої конструкції системи управління просторовим положенням снаряду додаються креслення та її детальний опис.

На кресленнях зображено:

На Фіг.1 - Діаграма ефективності (у відсотках) варіантів системи в залежності від кількості стабілізаторів;

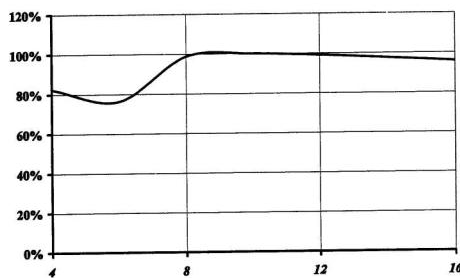
На Фіг.2 - Загальний вид системи;

На Фіг.3 - Спрощена компоновальна схема системи.

Корпусна 1 та носова 2 секції з'єднані через контролер обертання 3, оснащений приводом 4.

На носовій секції 2 встановлено аеродинамічні поверхні 5, всередині її сформовано відсік електронної апаратури 6.

На корпусній секції 1 встановлено антену 7 системи супутникової навігації.



Фіг. 1

Аеродинамічні поверхні розміщені двома групами 51 та 52 у передній та задній частинах носової секції 2.

Уся система управління просторовим положенням снаряду змонтована на корпусі снаряда 10.

В польоті носова секція 2 відхиляється від базового положення навколо шарніру 8 за допомогою механічних штовхачів 9, за рахунок чого створюються сили та моменти, що спричиняють корегування траєкторії польоту снаряду.

Дана конструкція реально мінімізує додатковий аеродинамічний опір та інші чинники, що ведуть до втрат дальності польоту, та забезпечує високу реакцію системи завдяки відсутності циклу розгону-зупинки обертання носової секції.

Джерела інформації:

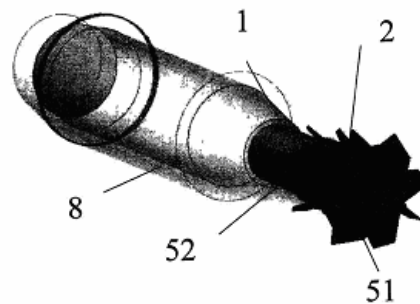
1. С.В. Гуров. Реактивные системы залпового огня. Изд. 1, Тула, Издательский дом «Пересвет», 2006 г. - 432с, ISBN 5-86714-282-5.

2. Патент США 6883747 від 26.04.2005, МПК F41G7/00.

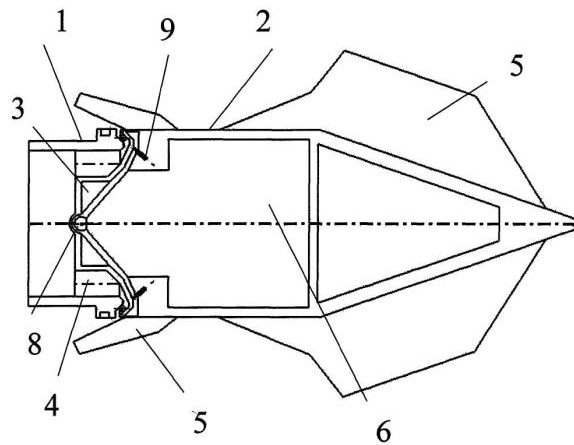
3. Патент США 6360987 від 26.03.2002, МПК F42B10/02.

4. Патент США 6502785 від 07.01.2003, МПК G06E19/00, F42B10/00.

5. Патент США 6981672 від 03.01.2006, МПК F42B10/02, F41G7/00, 9/00.



Фіг. 2



Фіг. 3