

УДК 621.396.67

О.О. Журавльов, Ю.М. Осіпов, С.В. Орлов

Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ОЦІНКА МАНЕВРЕНИХ МОЖЛИВОСТЕЙ МОДЕЛЬНОЇ ГОЛОВНОЇ ЧАСТИНИ, ЩО УПРАВЛЯЄТЬСЯ, ПІСЛЯ ЇЇ ВІДОКРЕМЛЮВАННЯ В ПОЛЬОТІ ВІД РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА

У статті розглядаються аеродинамічні характеристики модельної головної частини, що управляється (УГЧ), після її відокремлювання в польоті від ракетної частини (РЧ) реактивного снаряду (РС) системи залпового вогню. Розраховані аеробалістичні траєкторії УГЧ. Визначені її маневрені можливості та можливий діапазон дальності польоту при заданій прицільній дальності.

Ключові слова: реактивний снаряд, головна частина, що управляється, аеродинамічний коефіцієнт, запас аеродинамічної стійкості, маневреність, аеробалістична траєкторія.

Вступ

Відомо, що РС системи залпового вогню типу «Град» мають великі значення показників розсіювання [1]. Тому, для надійного ураження об'єктів збільшують наряд РС, що приводить до збільшення часу виконання бойового завдання та знаходження на вогневої позиції підрозділу, що його виконує. Відомо, що зменшити витрату РС, необхідних для нанесення об'єкту заданого ступеня ураження, та зменшити час знаходження підрозділу на вогневої позиції можливо за рахунок зменшення розсіювання РС.

Для підвищення точності стрільби можуть застосовуватися перспективні РС з УГЧ, що відокремлюється від ракетної частини (РЧ) в польоті. Управління польотом УГЧ здійснює бортова система управління (СУ), що містить захищену від дії перешкод інерціально-супутникову навігаційну систему, корегує момент відокремлювання УГЧ від РЧ, та забезпечує автономне наведення в задану точку прицілювання [2].

У зв'язку з впливом на політ РС невизначених факторів, що збурюють, після відокремлювання УГЧ від РЧ, початкові умови її польоту будуть належить області з широким діапазоном змін. Для траєкторного управління УГЧ пропонується застосування серійного рульового приводу аеродинамічних рулів [3].

Це вимагає проведення попередніх оцінок можливостей створення аеродинамічними рулями таких управляючих сил та моментів, що забезпечать компенсацію великого розкидання початкових умов польоту і наведення УГЧ на ціль, оцінок її маневрених можливостей і можливого діапазону дальності польоту при заданій прицільній дальності.

Ціллю статті є визначення маневрених можливостей УГЧ після її відокремлення від РЧ в польоті.

Виклад основного матеріалу

Розглядається варіант модельного РС з УГЧ нормальної аеродинамічної схеми (рис. 1). У перед-

ній частині УГЧ розміщується блок бортової СУ, а в хвостовій частині – стабілізатори і рульовий привід з аеродинамічними рулями.



Головна частина, що управляється

Рис. 1. Модельний РС з головною частиною, що відокремлюється та управляється

Передбачається, що запуск модельного РС буде відбуватися штатно і після його виходу з пускової труби він буде обертається з певною кутовою швидкістю відносно повздовжньої вісі.

Відокремлення УГЧ від РЧ проводиться по команді бортової СУ в певній точці траєкторії, після чого розкриваються стабілізатори і аеродинамічні рулі займають робоче положення. УГЧ продовжує політ по аеробалістичній траєкторії з початковими умовами, що будуть належить області з широким діапазоном змін.

Для розрахунку траєкторій модельного РС і УГЧ визначені аеродинамічні коефіцієнти РС при нульовому куту атаки (рис. 2) і УГЧ при різних кутах атаки (рис. 3; 4) залежно від числа Маха μ . Вони розраховані по відомим методикам [4–5]. Коефіцієнти аеродинамічного опору $C_x(\mu)$ і підйомної сили $C_y(\mu)$ УГЧ при збільшенні висоти польоту до 10 км змінюються мало.

За відомою методикою [6] розрахована залежність координати аеродинамічного фокусу УГЧ $X_{af}(\mu)$ (рис. 5). Висота польоту і кут атаки в даному діапазоні зміни параметрів руху УГЧ мало впливають на її величину. Запас аеродинамічної стійкості

змінюється в межах 0,06 ... 0,18. Тим самим забезпечується достатня аеродинамічна стійкість УГЧ.

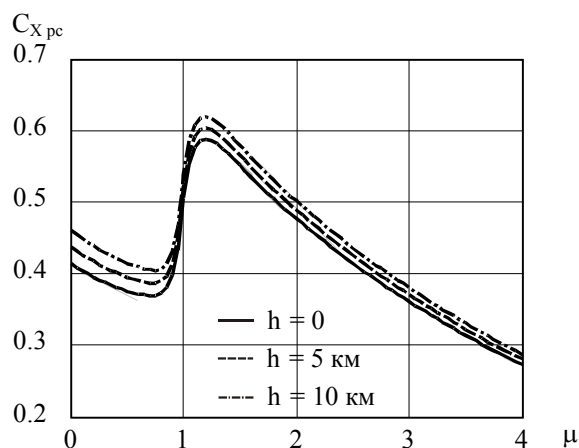


Рис. 2. Коефіцієнт лобового опору РС при нульовому куті атаки

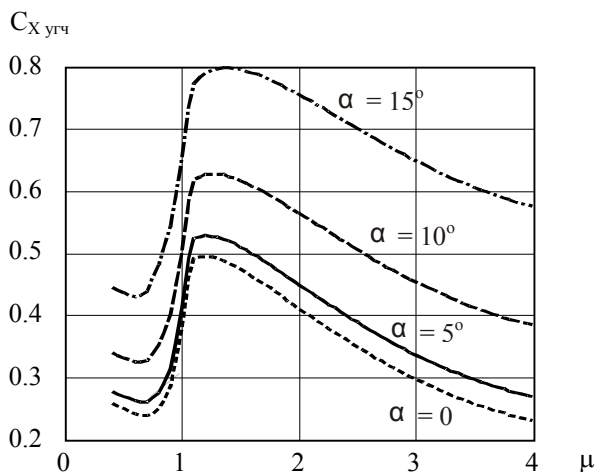


Рис. 3. Коефіцієнти аеродинамічного опору УГЧ при різних кутах α

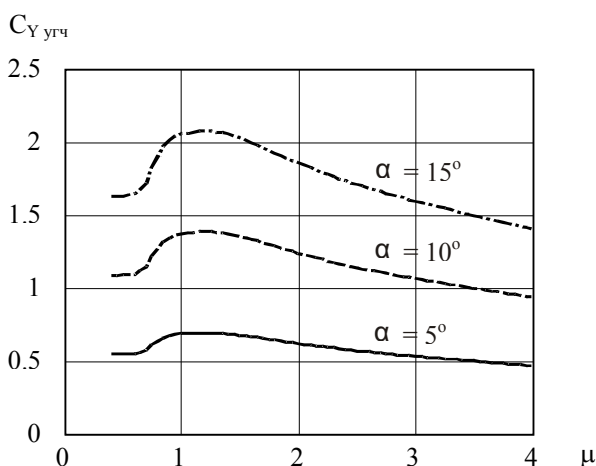


Рис. 4. Коефіцієнти підйомної сили УГЧ при різних кутах атаки α

З умови рівності нулю моментів тангажу відносно центру мас за відомою методикою [7] отримані залежності можливих кутів атаки УГЧ $\alpha_6(\mu)$ при різ-

них величинах кутів δ повороту аеродинамічного руля в режимі балансованого польоту. Знаки балансованих кутів атаки УГЧ α_6 і кутів повороту аеродинамічного руля δ протилежні (рис. 6).

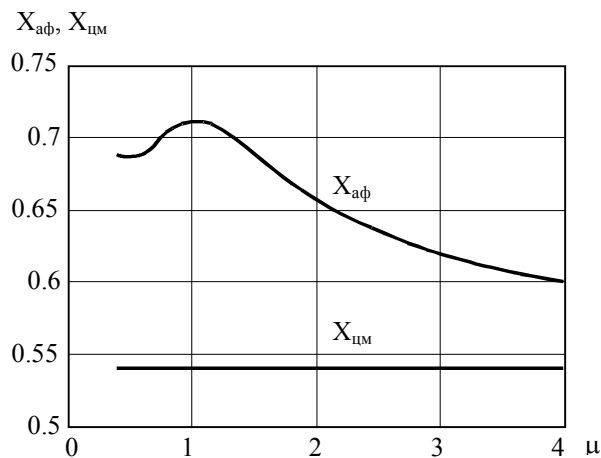


Рис. 5. Координати аеродинамічного фокусу і центру мас УГЧ

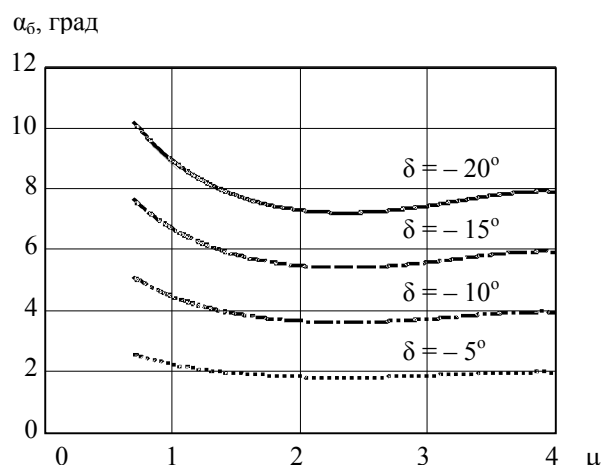


Рис. 6. Залежність балансованого кута атаки УГЧ від числа Маха μ і кута повороту аеродинамічного руля δ

Оціночні розрахунки підтверджують рульовий привід та аеродинамічний руль, що розглядався, здатні сформувати такі управляючі сили та моменти, що забезпечать достатні кути атаки УГЧ для формування аеробалістичних траєкторій і потрібну маневреність УГЧ для компенсації великого розкидання початкових умов польоту.

Траєкторії модельних РС і УГЧ розраховані методом чисельного інтегрування диференціальних рівнянь руху їх центрів мас. Розраховані аеробалістичні траєкторії УГЧ при номінальній дальності польоту $L_{ном} = 20; 15; 10; 5$ км представлені на рис. 7–10 і в табл. 1–4. Відокремлення УГЧ від РС передбачається в точках, відмічених на траєкторіях.

Розрахунки підтверджують, що аеробалістичні траєкторії УГЧ забезпечують великий діапазон змі-

ни дальності польоту. Діапазон зміни дальності польоту може бути ще більший, якщо відділяти УГЧ на більшій відстані від цілі. Проте швидкості польоту УГЧ у такому разі значно зменшуються.

Таблиця 1

Параметри траєкторій модельних РС і УГЧ при дальності польоту 20 км

Дальність польоту РС до відокремлення УГЧ, км	18	17	16			
Час польоту РС до відокремлення УГЧ, сек	58	53,4	49,1			
Висота польоту при відокремленні УГЧ, км	2,614	3,577	4,336			
Дальність польоту УГЧ, км	22	19	25	18	26	17
Час польоту УГЧ, сек	17,5	9,6	35,6	13,6	50	17
Швидкість у цілі, м/с	249	296	204	293	195	291
Кут нахилу траєкторії до горизонту у цілі, град	19,5	86,4	14,4	93,4	19,2	98,1

Таблиця 2

Параметри траєкторій модельних РС і УГЧ при дальності польоту 15 км

Дальність польоту РС до відокремлення УГЧ, км	13,5	12	10,5			
Час польоту РС до відокремлення УГЧ, сек	32,6	27,5	22,8			
Висота польоту при відокремленні УГЧ, км	0,834	1,374	1,68			
Дальність польоту УГЧ, км	16	15,4	19	14	20	13
Час польоту УГЧ, сек	8,3	4,8	27,2	8,1	42,7	10,5
Швидкість у цілі, м/с	266	285	207	282	199	282
Кут нахилу траєкторії до горизонту у цілі, град	17,4	49,2	15,5	56,5	26,6	60,2

Таблиця 3

Параметри траєкторій модельних РС і УГЧ при дальності польоту 10 км

Дальність польоту РС до відокремлення УГЧ, км	9	8	7			
Час польоту РС до відокремлення УГЧ, сек	17,9	15,3	13			
Висота польоту при відокремленні УГЧ, км	0,222	0,37	0,454			
Дальність польоту УГЧ, км	10,4	9,8	12,9	9,2	14,8	8,5
Час польоту УГЧ, сек	4,1	2,2	16,2	3,5	28,4	4,3
Швидкість польоту УГЧ при підході до цілі, м/с	317	336	245	334	211	337
Кут нахилу траєкторії до горизонту у цілі, град	8,1	23,2	6,6	27,3	15,8	29,3

Таблиця 4

Параметри траєкторій модельних РС і УГЧ при дальності польоту 5 км

Дальність польоту РС до відокремлення УГЧ, км	4,5	4	3,5			
Час польоту РС до відокремлення УГЧ, сек	7,8	6,9	6			
Висота польоту при відокремленні УГЧ, км	0,033	0,055	0,070			
Дальність польоту УГЧ, км	5,1	4,8	6,3	4,5	8,1	4,1
Час польоту УГЧ, сек	1,2	0,6	5,0	1,0	11,6	1,2
Швидкість польоту УГЧ при підході до цілі, м/с	493	512	387	511	300	520
Кут нахилу траєкторії до горизонту у цілі, град	2,6	7,6	1,3	9,7	4,0	10,6

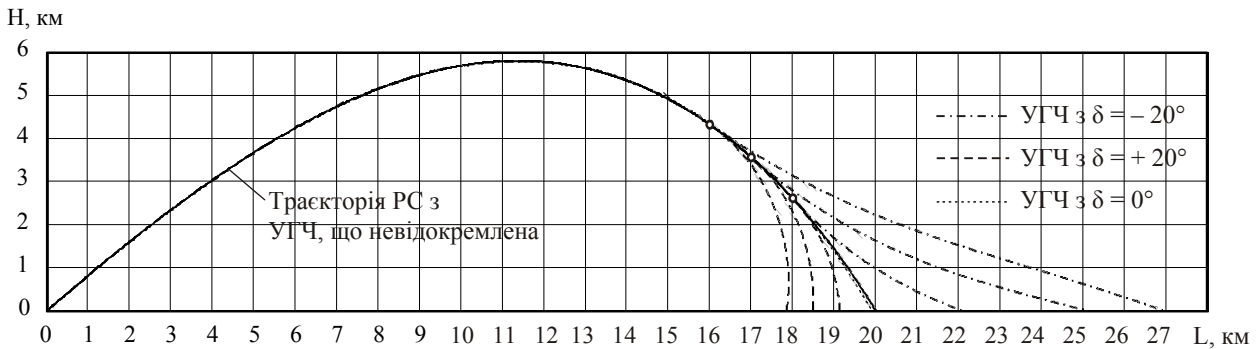


Рис. 7. Траєкторії польоту модельних РС з УГЧ при номінальній дальності польоту 20 км

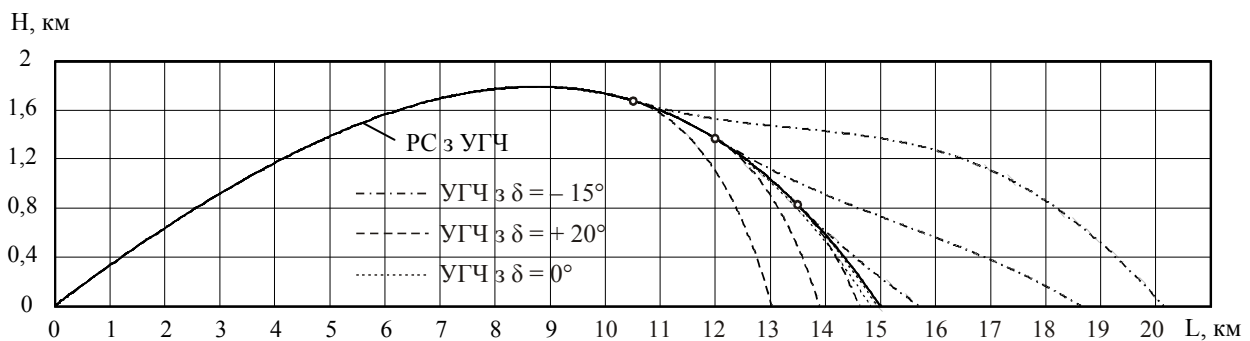


Рис. 8. Траєкторії польоту модельних РС з УГЧ при номінальній дальності польоту 15 км

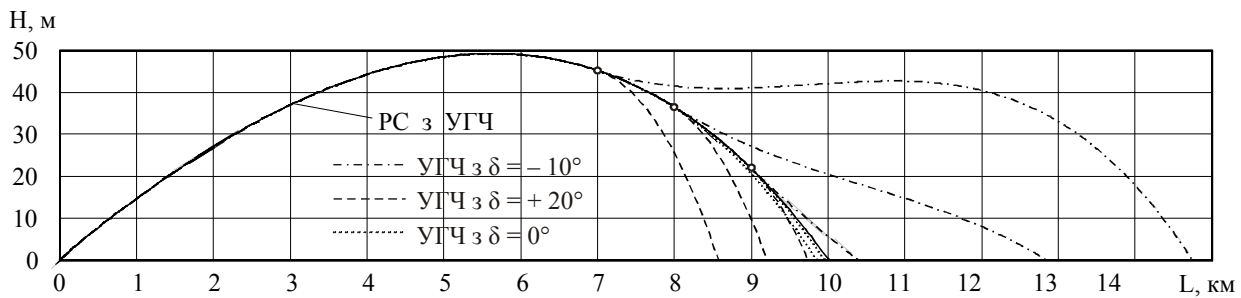


Рис. 9. Траєкторії польоту модельних РС з УГЧ при номінальній дальності польоту 10 км

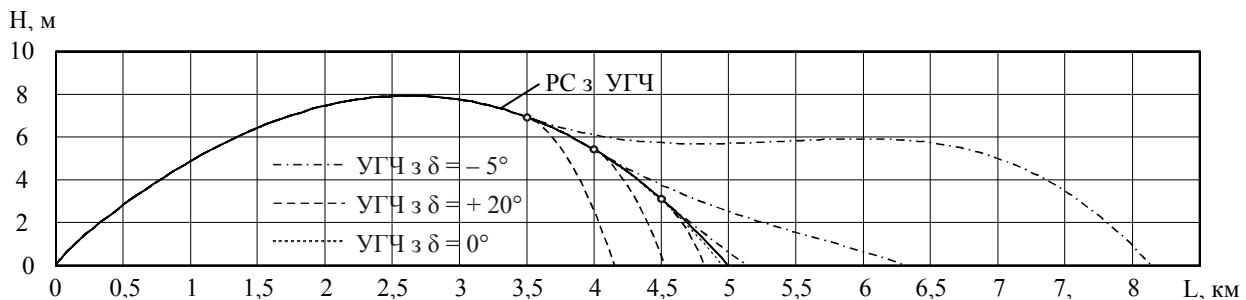


Рис. 10. Траєкторії польоту модельних РС з УГЧ при номінальній дальності польоту 5 км

Висновки

1. В розглянутому діапазоні швидкостей польоту УГЧ її корпус здатен створити таку підйомну силу, що забезпечує формування різних аеробалістичних траєкторій з широким діапазоном можливих кутів підльоту УГЧ до цілі.

2. УГЧ має достатню аеродинамічну стійкість та потрібну маневреність.

3. Рульовий привод та аеродинамічні рулі, що розглянуті, здатні забезпечити необхідну маневреність УГЧ та компенсацію великого розкидання початкових умов польоту при відокремлюванні її від РС.

4. За рахунок вибору моменту відокремлювання УГЧ від РС в польоті можливо змінювати в широкому діапазоні дальність її польоту.

2. Журавльов О.О. Концепція створення високоточних снарядів реактивних систем залпового вогню. / О.О. Журавльов, О.І. Гурський // Системи озброєння і військова техніка. – X.: ХУПС. – 2016. – № 1 (45). – С. 91–93.

3. ГП «Государственное Киевское Конструкторское бюро «Луч» [Электронный ресурс] // Каталог продукции. – Киев: ГП «ГосКБ «Луч», 2015. – 38 с.

4. Васильев В.В. Расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов / В.В. Васильев, В.Г. Шахов, С.В. Юрин. – Куйбышев, КуАИ, 1986. – 68 с.

5. Бурого С.Г. Аэродинамический расчёт маневренного летательного аппарата / С.Г. Бурого. – М.: МАИ, 1993. – 48 с.

6. Бурого С.Г. Расчёт аэродинамических характеристик ЛА и их частей. / С.Г. Бурого. – М.: МАИ, 1979. – 96 с.

7. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч. II. Методы аэродинамического расчёта. Издание третье / Н.Ф. Краснов. – М.: Высшая школа, 1980. – 410 с.

Надійшла до редколегії 4.11.2016

Список літератури

1. Таблицы стрельбы осколочно-фугасными реактивными снарядами М-210Ф. – М.: Воен. Издат., 1969. – 98 с.

Рецензент: д-р техн. наук, ст. наук. співробітник С.В. Герасимов, Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків.

ОЦЕНКА МАНЕВРЕННЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ МОДЕЛЬНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ ПОСЛЕ ЕЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА В ПОЛЕТЕ

О.О. Журавлев, Ю.М. Осипов, С.В. Орлов

В статье рассматриваются аэродинамические характеристики модельной управляемой головной части после ее отделения от ракетной части реактивного снаряда системы залпового огня. Рассчитаны аэробаллистические траектории управляемой головной части. Определены ее маневренные возможности и возможный диапазон дальности полета при заданной прицельной дальности.

Ключевые слова: реактивный снаряд, ракетная часть, управляемая головная часть, аэродинамический коэффициент, запас аэродинамической стойкости, маневренность, аэробаллистическая траектория.

ESTIMATION OF POSSIBILITIES THE MODELS JET - PROJECTILE WITH SEPARATED GUIDED HEAD TRAJECTORY CORRECTION

A.A. Zhuravlev, Y.M. Osipov, S.V. Orlov

The article deals with the aerodynamic characteristics of model-driven warhead after its separation from the missile unit missile systems of volley fire. Aeroballistic calculated trajectory controlled head. Determine its maneuvering capabilities and the possible range for a given flight distance sighting range.

Keywords: missile, rocket part, controlled head end, the aerodynamic coefficient, the stock wind resistance, flexibility, aeroballistic trajectory.