

Військово-технічні проблеми

УДК 623.462.22:621.371.332.4

М.В. Бархударян, К.К. Кулагін, О.І. Солонець, Б.О. Чумак

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ОЦІНКА ПОХИБОК НАВЕДЕННЯ ПРИ ТЕЛЕУПРАВЛІННІ ТУ-1

В статті розглянута структура системи управління (телеуправління) керованими снарядами (ракетами) при телеуправлінні ТУ-1. Проведений аналіз похибок визначення параметрів руху ракет у випадку неточного прив'язування антен системи управління на місцевості. Показано, що на початковій ділянці точність визначення радіальної швидкості, дальності та кутових координат за рахунок впливу похибок прив'язки антен на місцевості суттєво знижується, що може привести до пропуску цілі.

Ключові слова: керований снаряд, система командного управління, телеуправління, похибки визначення параметрів руху.

Вступ

Постановка проблеми. На початковій некерованій ділянці польоту на керований снаряд (ракету) діє цілий ряд випадкових збурень: неоднорідності сходу з пускової установки, пориви вітру, ексцентриситет тяги двигунів тощо. В результаті в момент початку управління ракета не знаходиться на кінематичній траєкторії. Система управління має зменшувати початкову похибку наведення ракети до величини, необхідної для ефективного ураження цілі. Проте похибки вимірювання параметрів руху як самої ракети, так і цілі, можуть призвести до промаху ракети [1, 2]. На ці похибки впливають погрішності прив'язування антен системи управління до місцевості. Отже, визначення впливу неточної прив'язки антен системи управління до місцевості на похибки визначення параметрів руху керованого снаряду при телеуправлінні є актуальною задачею.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. В [3] достатньо повно розглянуто питання класифікації систем управління ракетами. Застосовується наступна термінологія, запозичена з [4], щодо принципів управління: телеуправління (ТУ), теленаведення (ТН) або телеорієнтування, самонаведення (СН), автономне управління (АУ) та комбіноване управління. На відміну від ТУ, коли сигнали управління формуються поза ракетою і передаються на ракету по радіолінії зв'язку, при ТН, так само як і при СН, сигнали управління рухом ракети формуються безпосередньо на борту ракети. Неодмінною складовою частиною систем ТН є пристрої просторового орієнтування. В якості таких засобів можуть служити радіолокаційні, радіонавігаційні системи тощо [4]. В результаті вимірювання відхилення положення ракети від орієнтованих у просторі точок (ліній і поверхонь) на ракеті виробляються сигнали, які змушують її рухатися по заданій траєкторії. У найбільш загальному випадку положення орієнтованих у про-

сторі точок, ліній і поверхонь формується відповідно до обраного методу наведення ракети і даних про координати цілі, отриманими на виході системи спостереження за ціллю.

Метою статті є визначення впливу неточної прив'язки антен системи управління до місцевості на похибки визначення параметрів руху керованого снаряду (ракети) при телеуправлінні ТУ-1.

Виклад основного матеріалу дослідження

Радіотеленаведення, зване інакше наведенням по радіопроміню, можна розглядати як окремий випадок ТУ, при якому канал передачі команд замінений радіозоною, що управляє (радіопромінем).

Розглянемо теленаведення (ТУ-1) як часто вживане для управління снарядами типу «повітря-повітря», «поверхня-повітря» і нешлютованими літаками. Структура системи, що реалізує телеуправління ТУ-1 наведена на рис. 1 [5].

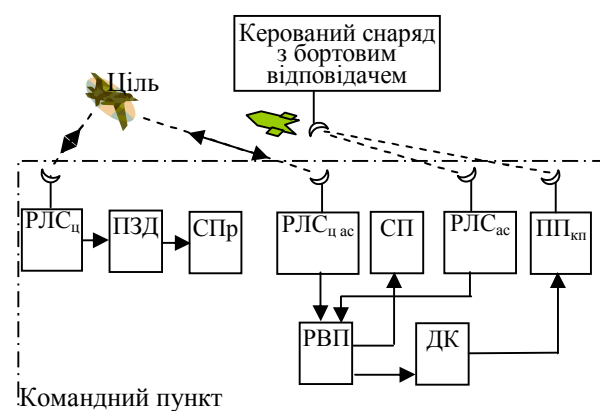


Рис. 1. Функціональна схема системи командного радіоуправління ТУ-1

Ця система (рис. 1) складається з трьох каналів: а) радіовізування цілі; б) радіовізування снаряда;

в) радіолінії передачі команд з командного пункту (КП) на керований снаряд (КС).

Виявлення цілі проводиться радіолокаційною станцією (РЛС_ц) по сигналах, відбитих від цілі. Вихідні сигнали цього радіолокатора за допомогою пристрою знімання даних (ПЗД) впливають на силовий привід (СП_р) таким чином, що на ту ж ціль наводиться антена станції автосупроводу (РЛС_{ц ас}). Поточні координати і параметри руху цілі, виявлені РЛС_ц, вводяться в рахунково-вирішальний пристрій (РВП), який, зокрема, проводить всі розрахунки, необхідні для запуску керованого снаряду із стартового пристрою (СП). Як тільки снаряд пролетить некеровану ділянку, в дію вступить локатор для автоматичного супроводу снаряда РЛС_{ас}. В даному випадку використовується можливість підвищити ефективність радіовізування, снаряда застосуванням активної відповіді, для чого на КС встановлюється відповідач.

У РВП зіставляються вихідні дані РЛС_ц і РЛС_{ас}, для виявлення параметрів розузгодження снаряда і цілі і розрахунку сигналів, що управляють, які повинні відповідати вибраному кінематичному методу наведення. По цих сигналах датчик команд (ДК) формує команди, передавані по радіолінії на КС. До складу радіолінії входять передавальний пристрій (ПП_{кп}), встановлений на КП, і бортовий приймальний пристрій снаряда (встановлений у відповідачі). Передавальна антена командної радіолінії завжди орієнтована на КС завдяки електромеханічному зв'язку антен станцій РЛС_{ас} і ПП_{кп}. На КС прийняті і перетворені командні сигнали виконуються автопілотом і рулями управління.

Враховуючи рис. 1, розглянемо питання щодо похибок наведення КС на ціль за рахунок неточного геодезичного прив'язування антен КП на місцевості.

Рух керованого снаряду (ракети – Р) при телекеруванні розглядається в земній системі координат ОХУ, початок якої розташований в точці стояння антени РЛС_{ас}. (рис. 2).

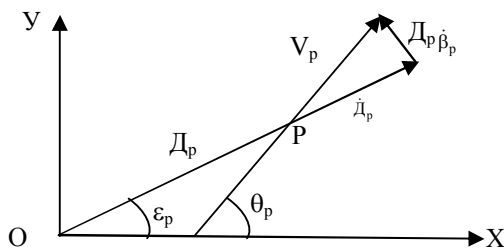


Рис. 2. Рух керованого снаряду

Місцезнаходження ракети відносно даної системи координат однозначно визначається полярними координатами – дальністю до ракети D_p та її кутом місця ε_p , які вимірюються вимірювальною системою. Ці координати змінюються за рахунок руху ракети зі швидкістю V_p , нахиленою до горизонту під кутом θ_p . Якщо спроециувати швидкість ракети на лінію візування ракети і перпендикуляр до неї, то

можна знайти два рівняння, рішення яких визначає закон зміни D_p та ε_p [1]:

$$\begin{cases} \dot{D}_p = V_p \cos(\theta_p - \varepsilon_p); \\ D_p \dot{\varepsilon}_p = V_p \sin(\theta_p - \varepsilon_p). \end{cases} \quad (1)$$

При заданій тязі двигуна швидкість ракети можна вважати відомою функцією часу $V_p(t)$. Зміненням куту нахилу швидкості ракети θ_p здійснюється управління ракетою у польоті.

Координати цілі можуть бути знайдені з аналогічних кінематичних рівнянь.

$$\begin{cases} \dot{D}_c = V_c \cos(\theta_c - \varepsilon_c); \\ D_c \dot{\varepsilon}_c = V_c \sin(\theta_c - \varepsilon_c). \end{cases} \quad (2)$$

Припустимо, що система координат ОХУ прив'язана на місцевості з похибками ΔY та ΔX . При цьому в рівняннях (1) необхідно провести зміну величин, а саме:

$$\begin{aligned} D_{p1} &= D_p + \sqrt{\Delta X^2 + \Delta Y^2}; \\ \dot{D}_{p1} &= V_{p1} \cos(\theta_p - \beta_{p1}); \\ \beta_{p1} &= \beta_p + \Delta\beta. \end{aligned} \quad (3)$$

Аналогічні вирази можна записати щодо виразів (2). При цьому, використовуючи розкладання функцій синусу та косинусу в ряд, одержимо:

$$\begin{aligned} \cos(\theta_p - \beta_{p1}) &= \cos(\theta_p - \beta_p) - \\ &- \cos\theta_p \cdot \left[\frac{\Delta X}{D} + \frac{XY}{D^3}(\Delta X + \Delta Y) \right] - \\ &- \sin\theta_p \cdot \left[\frac{\Delta Y}{D} + \frac{XY}{D^3}(\Delta X + \Delta Y) \right]; \\ \sin(\theta_p - \beta_{p1}) &= \sin(\theta_p - \beta_p) - \\ &- \sin\theta_p \cdot \left[\frac{\Delta X}{D} + \frac{XY}{D^3}(\Delta X + \Delta Y) \right] - \\ &- \cos\theta_p \cdot \left[\frac{\Delta Y}{D} + \frac{XY}{D^3}(\Delta X + \Delta Y) \right]. \end{aligned} \quad (4)$$

Отже, другий та третій доданки в правих частинах виразів (4) та (5) характеризують похибки визначення координат ракети відносно вимірювальних засобів за рахунок впливу неточності прив'язки фазових центрів антен на місцевості, і, як наслідок, відносно цілі.

Розрахуємо ці похибки. Нехай похибки прив'язки як по Y, так і по X будуть однакові, тобто $\Delta Y = \Delta X = \Delta Z$. Тоді кожна сума других та третій доданків перетворюється до вигляду:

$$\cos\theta_p \cdot \left[\frac{\Delta X}{D} + \frac{XY}{D^3}(\Delta X + \Delta Y) \right] +$$

$$\begin{aligned}
 & + \sin \theta_p \times \left[\frac{\Delta Y}{D} + \frac{XY}{D^3} (\Delta X + \Delta Y) \right] = \\
 & = \left[\frac{\Delta Z}{D} + \frac{2XY\Delta Z}{D^3} \right] \cdot \sqrt{2} \times \cos \left(\frac{\pi}{4} - \theta_p \right) = \quad (6) \\
 & = \frac{\Delta Z}{D} \left[1 + \frac{2XY}{D^2} \right] \cdot \sqrt{2} \cos \left(\frac{\pi}{4} - \theta_p \right).
 \end{aligned}$$

Нехай $\Delta Z = 1 \text{ м}$. Врахуємо також, що аналогічні похибки будуть вноситись і при визначенні параметрів руху цілі, оскільки при цьому застосовується вимірювальна система з іншою антеною. Отже, в найгірших випадках ці похибки, як мінімум, подвоюються.

Тоді, користуючись співвідношеннями (1), і враховуючи (6), знайдемо залежність похибок визначення радіальної швидкості при змінненні дальності до ракети (при ординарних швидкостях ракети). Ця залежність наведена на рис. 3. Похибки визначення дальності та кута місця при тих же умовах наведені на рис. 4 та 5 відповідно.

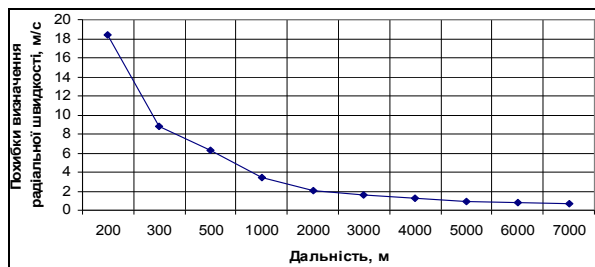


Рис. 3. Залежність похибок від дальності до ракети

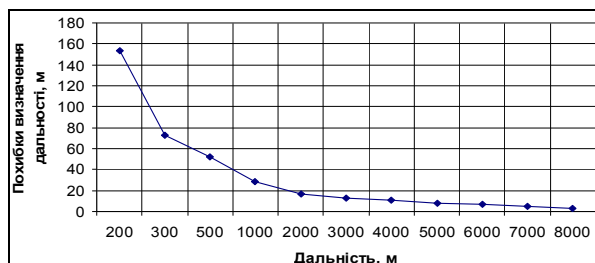


Рис. 4. Похибки визначення дальності



Рис. 5. Похибки визначення кута місця

Висновки

Таким чином, на початковій ділянці точність визначення радіальної швидкості, дальності та кутових координат за рахунок впливу похибок прив'язки антен на місцевості суттєво знижується, що може привести до пропуску цілі. Отже, для усунення цих похибок слід застосовувати методи високоточної топогеодезичної прив'язки антен за допомогою космічних навігаційних систем, що є темою для подальших досліджень.

Список літератури

1. Кун А.А. Основы построения зенитных ракетных комплексов / А.А. Кун. – М. Воениздат, 1985. – 344 с.
2. Гуткин Л.С. Радиоуправление / Л.С. Гуткин, В.Б. Пестряков, В.Н. Титугин. – М.: Сов. радио, 1970. – 324 с.
3. Классификация современных и перспективных систем управления зенитными ракетами и ракетами воздух-воздух / А.Б. Скорик, В.В. Воронин, О.Ф. Галицкий, М.И. Целик // Системы обработки информации. – Х.: ХУПС, 2012. – Вып. 7 (105). – С. 147-151.
4. Методы проектирования многоканальных радиолокационных систем управления реактивными зенитными снарядами. В 3-х т. Т.1. Общие принципы построения и методы анализа систем управления реактивными зенитными снарядами; управляемые реактивные зенитные снаряды. – М.: МО СССР, 1986. – 322 с.
5. Белоцерковский Г.Б. Основы радиолокации и радиолокационные устройства / Г.Б. Белоцерковский. – М.: Сов. радио, 1975. – 336 с.

Надійшла до редколегії 9.07.2015

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.В. Худов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ НАВЕДЕНИЯ ПРИ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИИ ТУ-1

Н.В. Бархударян, К.К. Кулагин, А.И. Солонец, Б.А. Чумак

В статье рассмотрена структура системы управления (телеуправления) управляемыми снарядами (ракетами) при телеуправлении ТУ-1. Проведен анализ погрешностей определения параметров движения ракет в случае неточной привязки антенн системы управления на местности. Показано, что на начальном участке точность определения радиальной скорости, дальности и угловых координат за счет влияния погрешностей привязки антенн на местности существенно снижается, что может привести к пропуску цели.

Ключевые слова: управляемый снаряд, система командного управления, телеуправление, погрешности определения параметров движения.

ESTIMATE OF AIMING ERRORS AT TELECONTROLS TC-1

N.V. Burkhudaryan, K.K. Kulagin, O.I. Solonets, B.O. Chumak

In the article the structure of control the system (telecontrols) by the guided shells (by rockets) is considered at a telecontrol TC-1. The analysis of parameters determination errors of rockets motion is conducted in the case of inexact attachment of antennas of control the system on locality. It is rotined that on an initial area exactness of determination of radial speed, distance and angular coordinates due to influence of errors of attachment of antennas on locality goes down substantially, that can result in admission of purpose.

Keywords: guided shell, system of command management, telecontrol, parameters of motion determination errors.