

УДК 621.391, 681.375

О. О. ЖУРАВЛЬОВ, канд. техн. наук, **М. Г. ІВАНЕЦЬ**, канд. техн. наук
(Університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, м. Харків)

МЕТОД ОЦІНКИ ОБЛАСТІ ТОЧОК ПАДІННЯ СНАРЯДІВ ТА МІСЦЯ РОЗТАШУВАННЯ СТРІЛЯЮЧОЇ БАТАРЕЇ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ВИМІРЮВАНЬ У РАДІОЛОКАЦІЙНИХ СТАНЦІЯХ КОНТРБАТАРЕЙНОЇ БОРОТЬБИ

Розроблено метод оцінки області точок падіння снарядів та місця розташування батареї, що стріляє, за результатами вимірювань у радіолокаційних станціях контрбатареїної боротьби на основі вирішення задачі прогнозування траєкторії в масштабі реального часу польоту снарядів, яка полягає в синтезі алгоритмів, що забезпечують необхідну точність прогнозування.

Разработан метод оценки области точек падения снарядов и местоположения стреляющей батареи по результатам измерений в радиолокационных станциях контрбатареиной борьбы на основе решения задачи прогнозирования траектории в масштабе реального времени полета снарядов, которая заключается в синтезе алгоритмов, обеспечивающих необходимую точность прогнозирования.

A method for evaluation of the field points falling projectiles and firing battery position as measured in counter-battery radars struggle on the basis of solving the problem of forecasting the trajectory in real time of flight of projectiles, which is the synthesis of algorithms, providing the required accuracy of prediction.

З метою виявлення вогневих позицій батарей, які стріляють, використовуються радіолокаційні станції контрбатареїної боротьби (РЛС КББ), що здійснюють виявлення, визначення координат вогневих засобів супротивника, області точок падіння снарядів та коректування вогню своєї артилерії. Ці станції проводять виявлення снарядів на початковій стадії польоту, серію вимірювань поточного знаходження боєприпасів. Визначення розташування вогневих засобів та області можливого падіння снарядів базується на основі апроксимації результатів вимірювань координат снарядів та пролонгації їхньої траєкторії. Прогнозування траєкторії польоту снаряда може проводитися:

- на основі рішення в прискореному масштабі часу системи диференціальних рівнянь, що описують рух його центра мас;
- на основі аналітичних виразів, які одержано із застосуванням різних гіпотез про характер зміни сили тяжіння й аеродинамічної сили.

Так як основну важкість пролонгації траєкторії складає невизначеність значення балістичного коефіцієнта снаряда, то завдання прогнозування

траєкторії в масштабі реального часу польоту снарядів полягає в синтезі алгоритмів, що забезпечують необхідну точність прогнозування точок їхнього падіння та місце розташування батареї, яка стріляє.

Питання прогнозування траєкторій у масштабі реального часу польоту снаряда розглядалися в роботах [1–4]. Алгоритми прогнозування ґрунтуються на апроксимації траєкторій кубічними параболами, постійні коефіцієнти яких обчислювалися за відомими конструктивними параметрами снарядів, повітря й результатами рішення навігаційної задачі бортовими обчислювальними засобами. У статті запропоновано метод оцінки області точок падіння снарядів та місця розташування батареї, що стріляє, який полягає в способі обчислення значень коефіцієнтів парабол, що апроксимують, на основі зовнішньотраєкторних вимірів, який раніше не розглядався.

Мета статті полягає в розробці методу оцінки області точок падіння снарядів та місця розташування батареї, що стріляє, за результатами вимірювань у РЛС КББ.

© О. О. ЖУРАВЛЬОВ, М. Г. ІВАНЕЦЬ, 2015

Виклад основного матеріалу дослідження.

Рух снаряда в густих шарах атмосфери можливо розглянути як рух матеріальної точки М в густих шарах атмосфери в разі центрального поля тяжіння сферичної Землі, що не обертається. До точки прикладені сили тяжіння та лобового опору. Рівняння руху матеріальної точки М постійної маси m в початковій стартовій системі координат мають вигляд

$$\dot{V} = -\rho(h) v^2 \cdot K_{\text{снар}} - g(h) \sin \theta; \quad (1)$$

$$\dot{\Theta} = -\frac{g}{v}(h) \cos \theta; \quad (2)$$

$$\dot{\Psi} = 0, \quad (3)$$

і очевидні кінематичні співвідношення

$$\dot{X} = v \cos \theta \cos \psi; \quad \dot{Y} = v \sin \theta; \quad \dot{Z} = -v \cos \theta \sin \psi; \quad h = \sqrt{x^2 + (y+R)^2} - R,$$

$$K_{\text{снар}} = \frac{S C_x}{2m},$$

де $K_{\text{снар}}$ – невідомий коефіцієнт; v – модуль вектора швидкості; θ – кут нахилу вектора швидкості; ψ – кут курсу; x, y, z – координати; t – поточний час польоту, відлічуваний від моменту старту; m – маса; S – площа міделя; $\rho(h)$ – густина повітря; $g(h)$ – прискорення вільного падіння; $C_x(M, \alpha, \beta)$ – коефіцієнт сили лобового опору; M – число Маха; α – кут атаки; β – кут ковзання; h – висота; R – радіус сферичної Землі.

Шляхом інтегрування системи рівнянь (1) – (3) визначається місце падіння снаряда:

$$V_0 = V(t_0), \quad \Theta_0 = \Theta(t_0), \quad \Psi_0 = \Psi(t_0),$$

$$V(t) = V_0 + \int_{t_0}^t \frac{\partial V}{\partial t} \cdot dt, \quad (4)$$

$$\Theta(t) = \Theta_0 + \int_{t_0}^t \frac{\partial \Theta}{\partial t} \cdot dt, \quad (5)$$

$$\Psi(t) = \Psi_0 + \int_{t_0}^t \frac{\partial \Psi}{\partial t} \cdot dt, \quad (6)$$

$$X(t) = X_0 + \dot{X}_0 t + \int_{t_0}^t \frac{\partial X}{\partial t} \cdot dt, \quad (7)$$

$$Y(t) = Y_0 + \dot{Y}_0 t + \int_{t_0}^t \frac{\partial Y}{\partial t} \cdot dt, \quad (8)$$

$$Z(t) = Z_0 + \dot{Z}_0 t + \int_{t_0}^t \frac{\partial Z}{\partial t} \cdot dt, \quad (9)$$

Шляхом інтегрування виразів (1) – (3) в оберненому часі визначаємо місце старту снаряда, тобто місце знаходження артилерійської батареї.

Так як значення конструктивних параметрів m і S та коефіцієнт аеродинамічної сили лобового опору C_x снаряда є невідомими величинами, то необхідно ввести поняття коефіцієнта конструктивних параметрів снаряда $K_{\text{снар}}$ та дати йому оцінку.

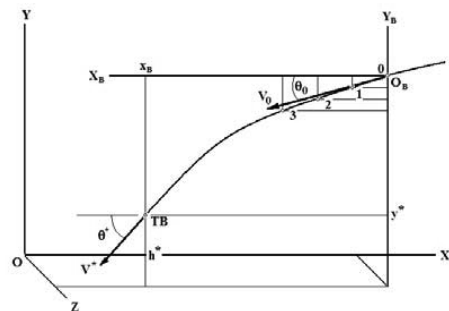
Визначення прогнозованої траєкторії снаряда ґрунтується на гіпотезі, що апарат здійснює політ в атмосфері під дією лише сил лобового опору й тяжіння. Така гіпотеза дозволяє отримати аналітичну залежність його координат $y(x)$ у вертикальній площині у вигляді кубічної параболі.

Розглянемо двохетапну процедуру прогнозування траєкторії снаряда.

На першому етапі за результатами оцінки координат центра мас снаряда в стартовій системі координат на основі вимірювань РЛС здійснюється “зав’язка” траєкторії по чотирьох послідовних точках, які відповідають положенню центра мас снаряда в послідовні моменти часу t_0, t_1, t_2, t_3 .

На другому етапі прогнозується положення центра мас снаряда на основі гіпотези, що снаряд здійснює подальший політ у атмосфері також під дією лише сил лобового опору й тяжіння.

Вводиться віртуальна система координат (ВСК) $O_g X_g Y_g Z_g$ (рисунок). Початок ВСК – точка O_g розміщується на траєкторії снаряда в місці розташування його центра мас у момент початку “зав’язки” траєкторії, який позначимо як t_0 . Вісь $O_g X_g$ розташована в площині місцевого горизонту й направлена уздовж проекції вектора швидкості на неї. Вісь $O_g Y_g$ – направлена вертикально вгору. Вісь $O_g Z_g$ доповнює систему координат до правої.



Положення снаряда у віртуальній системі координат

У вертикальній площині $O_g X_g Y_g$ на інтервалі часу $t \in [t_0, t_3]$, якому відповідає інтервал зміни координати $x(t) \in [x_0, x_3]$, траєкторія снаряда з достатнім ступенем точності апроксимується кубічною параболою вигляду [4]

$$\Delta y = a_3 \Delta x(t)^3 + a_2 \Delta x(t)^2 + a_1 \Delta x(t), \quad (10)$$

де $\Delta x(t) = x(t) - x_0$; $\Delta y(t) = y(t) - y_0$.

З метою обчислення значень коефіцієнтів a_1, a_2, a_3 кубічної параболи (10) за координатами снаряда, що відповідають чотирьом послідовним моментам часу t_0, t_1, t_2, t_3 , складається система трьох лінійних рівнянь:

$$\begin{cases} \Delta y_1 = a_1 \Delta x_1 + a_2 \Delta x_1^2 + a_3 \Delta x_1^3; \\ \Delta y_2 = a_1 \Delta x_2 + a_2 \Delta x_2^2 + a_3 \Delta x_2^3; \\ \Delta y_3 = a_1 \Delta x_3 + a_2 \Delta x_3^2 + a_3 \Delta x_3^3; \end{cases} \quad (11)$$

$$\Delta y_1 = y(t_1) - y(t_0), \quad \Delta y_2 = y(t_2) - y(t_0),$$

$$\Delta y_3 = y(t_3) - y(t_0), \quad \Delta x_1 = x(t_1) - x(t_0),$$

$$\Delta x_2 = x(t_2) - x(t_0), \quad \Delta x_3 = x(t_3) - x(t_0), \quad t_0 < t_1 < t_2 < t_3$$

де t_0 – момент початку “зав’язки” траєкторії снаряда; t_1, t_2, t_3 – послідовні моменти спостереження польоту снаряда.

Система лінійних рівнянь (11) може бути подана в такому вигляді:

$$M_x a = Y, \quad (12)$$

$$M_x = \begin{bmatrix} \Delta x_1 & \Delta x_1^2 & \Delta x_1^3 \\ \Delta x_2 & \Delta x_2^2 & \Delta x_2^3 \\ \Delta x_3 & \Delta x_3^2 & \Delta x_3^3 \end{bmatrix}; \quad a = \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix}; \quad Y = \begin{bmatrix} \Delta y_1 \\ \Delta y_2 \\ \Delta y_3 \end{bmatrix},$$

де M_x – квадратна матриця розміром 3×3 з відомими значеннями елементів; Y – матриця-стовпець 3×1 з відомими значеннями елементів; a – матриця-стовпець 3×1 , значення елементів якої потрібно знайти.

За умови, що радіус-вектори $\vec{r}(t_0), \vec{r}(t_1), \vec{r}(t_2), \vec{r}(t_3)$, що характеризують положення центра мас снаряда, не колінеарні, матриці M_x відповідає визначник $D \neq 0$.

Елементи a_i матриці-стовпця a обчислюються за формулою $a_i = \frac{D_i}{D}$, або у розгорненому вигляді

$$a_1 = \frac{\frac{\Delta y_1}{\Delta x_1} \nabla x_3 \quad \Delta x_2 \Delta x_3 + \frac{\Delta y_2}{\Delta x_2} \nabla x_3 \quad \Delta x_1 \Delta x_3 + \frac{\Delta y_3}{\Delta x_3} \nabla x_2 \quad \Delta x_1 \Delta x_2}{\Delta x_1^2 \nabla x_3 + \Delta x_2^2 \nabla x_3 + \Delta x_3^2 \nabla x_2}; \quad (13)$$

$$a_2 = - \frac{\frac{\Delta y_1}{\Delta x_1} \nabla x_3 (\Delta x_2 + \Delta x_3) + \frac{\Delta y_2}{\Delta x_2} \nabla x_3 (\Delta x_1 + \Delta x_3) + \frac{\Delta y_3}{\Delta x_3} \nabla x_2 (\Delta x_1 + \Delta x_2)}{\Delta x_1^2 \nabla x_3 + \Delta x_2^2 \nabla x_3 + \Delta x_3^2 \nabla x_2}; \quad (14)$$

$$a_3 = \frac{\frac{\Delta y_1}{\Delta x_1} \nabla x_3 + \frac{\Delta y_2}{\Delta x_2} \nabla x_3 + \frac{\Delta y_3}{\Delta x_3} \nabla x_2}{\Delta x_1^2 \nabla x_3 + \Delta x_2^2 \nabla x_3 + \Delta x_3^2 \nabla x_2}; \quad (15)$$

$$\nabla x_2 = \Delta x_3 - \Delta x_2; \quad \nabla x_3 = \Delta x_1 - \Delta x_3; \quad \nabla x_1 = \Delta x_2 - \Delta x_1.$$

Коефіцієнти a_1, a_2, a_3 також можуть бути виражені через параметри руху центра мас снаряда V_0 і θ_0 ; конструктивні параметри m і S , коефіцієнт аеродинамічної сили лобового опору C_x і параметри, що характеризують середньоінтегральні значення густини повітря ρ_c й прискорення вільного падіння g_c , і визначаються такими формулами:

$$a_1 = tg\theta; \quad a_2 = - \frac{g_c}{2V_{x0}^2}; \quad a_3 = - \frac{g_c b}{3V_{x0}^3}; \quad (16)$$

$$b = \frac{S C_x \rho_c}{2m}; \quad V_{x0} = V_0 \cos\theta_0.$$

Середньоінтегральне значення густини повітря ρ_c й прискорення вільного падіння g_c обчислюються за співвідношеннями:

$$g_c = \frac{g_0 R^2}{(h_0 + R)(h_3 + R)};$$

$$\rho_c = \frac{\rho_0}{\beta} \cdot \frac{1}{h_0 - h_3} [exp(-\beta h_3) - exp(-\beta h_0)]; \quad (17)$$

$$h_0 = h(t_0); \quad h_3 = h(t_3);$$

$$R = 6371110 \text{ м}; \quad g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2;$$

$$\rho_0 = 1,225875 \text{ кг/м}^3; \quad \beta = 0,000141 \text{ м}^{-1}$$

де g_0 – середнє прискорення вільного падіння на рівні моря; ρ_0 – густина повітря на рівні моря; β – коефіцієнт експоненціального закону зміни густини повітря.

Розділимо коефіцієнт a_3 на коефіцієнт a_2 і після перетворення отримаємо формулу для оцінки значення коефіцієнта

$$K_{\text{снар}} = \frac{3 a_3}{2 a_2 \rho_c}$$

де $K_{\text{снар}}$ – функція конструктивних параметрів снаряда.

Висновки. Таким чином, отримано аналітичні співвідношення (1)–(18), які складають метод оцінки області точок падіння снарядів та місце розташування батареї, що стріляє, за результатами вимірювань у радіолокаційних станціях контр-батареїної боротьби.

Список літератури

1. Журавлев А. А. Синтез семейства попадающих траекторий беспилотного летательного аппарата в условиях неопределенности / О. Н. Фоменко, А. А. Журавлев // Системи обробки інформації : зб. наук. праць. – Х. : НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2002. – Вип. 3 (19). – С. 253–258.

2. Журавлев А. А. Аналитические модели траекторий аэробаллистических летательных аппаратов при универсализации терминального управления / А. А. Журавлев // Системи обробки інформації : зб. наук. праць. – Х. : ХВУ. – 2003. – Вип. 4. – С. 157–165.
3. Журавлев А. А. Оперативное прогнозирование промаха при интеллектуальном траекторном управлении аэробаллистическим летательным аппаратом в условиях целевой неопределенности / А.А. Журавлев // Системи обробки інформації : зб. наук. праць. – Х. : ХВУ. – 2004. – Вип. 6. – С. 61–70.
4. Журавлев А. А. Оперативная оценка в полете области возможных маневров аэробаллистических летательных аппаратов при интеллектуальном траекторном управлении / А.А. Журавлев // Системи обробки інформації : зб. наук. праць. – Х. : ХВУ. – 2004. – Вип. 7(35). – С. 39–45.
5. Журавлев А. А. Метод расчета прогнозируемой траектории аэробаллистического аппарата / А. А. Журавлев, С. В. Новиченко, С. В. Герасимов // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – Х. : ХУПС. – 2014. – Вип. 2 (15). – С. 97–100.