

УДК 621.396.67

С. В. ГЕРАСИМОВ,*доктор технічних наук, старший науковий співробітник,***О. О. ЖУРАВЛЬОВ,** *кандидат технічних наук, доцент**(Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, м. Харків)*

Оцінка коефіцієнта лобового опору снаряда методами поліноміальної апроксимації та інтерполяції координат центра мас на етапі льотно-конструкторських випробувань

Розроблена процедура оцінки середнього на ділянці балістичної траєкторії значення коефіцієнта лобового опору снаряда методами апроксимації та інтерполяції координат центра мас кубічними поліномами при виконанні потрібних умов збіжності таких поліномів. Коефіцієнти полінома, що апроксимує, розраховуються за параметрами, які визначають початкові умови польоту снаряда, його конструкцію та локальний аерогравітаційний простір. Коефіцієнти полінома, що інтерполіює, визначаються методом найменших квадратів за даними зовнішньотраєкторних вимірювань. Проведені оцінка похибок визначення коефіцієнта лобового опору снаряда та оцінки можливості використання деяких станцій зовнішньотраєкторних вимірювань для високоточного визначення вказаного коефіцієнта.

Ключові слова: коефіцієнт лобового опору, кубічний поліном, апроксимація, інтерполяція, станція зовнішньотраєкторних вимірювань, відносна похибка.

Разработана процедура оценки среднего на участке баллистической траектории значения коэффициента лобового сопротивления снаряда методами аппроксимации и интерполяции координат центра масс кубическими полиномами при выполнении требуемых условий схождения таких полиномов. Коэффициенты аппроксимирующего полинома рассчитываются по параметрам, определяемым начальными условиями полета снаряда, его конструкцией и локальным аэрогравитационным пространством. Коэффициенты интерполирующего полинома определяются методом наименьших квадратов по данным внешнетраекторных измерений. Проведены оценка погрешностей определения коэффициента лобового сопротивления снаряда и оценки возможности использования некоторых станций внешнетраекторных измерений для высокоточного определения указанного коэффициента.

Ключевые слова: коэффициент лобового сопротивления, кубический полином, аппроксимация, интерполяция, станция внешнетраекторных измерений, относительная погрешность

Відомо, що високоточне вирішення ряду практично важливих балістичних задач, що виникають при дослідженнях польоту артилерійських снарядів, реактивних снарядів (ракет) реактивних систем залпового вогню, ракет тактичного (оперативно-тактичного) призначення (далі – снарядів), що розробляються або модернізуються, потребує високої точності визначення значення коефіцієнта лобового опору $C_x(M)$, яке повинно характеризуватися відносною похибкою не більше $(0,2 \dots 0,3) \%$ в усьому діапазоні швидкості польоту снаряда [1].

На етапі льотно-конструкторських випробувань снарядів на полігонах за допомогою станцій зовнішньотраєкторних вимірювань (ЗТВ) проводять вимірювання параметрів їх польоту. Точність вимірювань параметрів польоту снарядів залежить від точності розрахунків значень коефіцієнта лобового опору.

Визначення коефіцієнта опору ґрунтується на аналітичних співвідношеннях, що зв'язують $C_x(M)$ з параметрами, що вимірюються. Для отримання таких співвідношень використовують приблизні розв'язки рівнянь руху при потрібних припущеннях щодо закону руху снаряда та закону зміни коефіцієнта опору. Тому розробка математичних методів визначення коефіцієнта лобового опору снаряда за даними ЗТВ і оцінки впливу похибок цих станцій на похибки його розрахунків є актуальною науковою задачею.

У роботі [2] наведені детерміновані, статистичні методи визначення коефіцієнта лобового опору, а також методи непрямої та прямої апроксимації.

У методі непрямої апроксимації використовуються параметри, що вимірюються відповідними методами та засобами, а залежність коефіцієнта лобового опору розраховується за відомими співвідношеннями залежно від числа Маха.

У методі прямої апроксимації на основі апріорних даних для снаряда задається функціональна залежність коефіцієнта лобового опору від числа Маха та деяких параметрів, що оцінюються за результатами балістичних досліджень (випробувань). Для оцінки використовують рівняння руху, тому цей метод зводиться до класичної задачі параметричної ідентифікації системи диференціальних рівнянь.

Для отримання аналітичних співвідношень нехтують впливом сили тяжіння на рух центра мас снаряда – траєкторія вважається прямолінійною [3]. Також коефіцієнт $C_x(M)$ замінюється середнім значенням на деякому інтервалі вимірювань або використовують нелінійну апроксимацію [2–5].

Метою статті є розробка методу оцінки коефіцієнта лобового опору снаряда методами апроксимації та інтерполяції координат його центра мас кубічними поліномами при виконанні умов збіжності поліномів на ділянці балістичної траєкторії.

Станція ЗТВ у вимірювальній системі координат (СК) виду $O_0X_0Y_0Z_0$ на інтервалі часу $t \in [t_0, t_1]$, де t_0, t_1 – моменти початку та закінчення сеансу вимірювань, у моменти часу t_i з дискретністю Δt формує значення кута місця β_i , азимута α_i і похилій дальності D_i до снаряда, що містять

похибки σ_{D_i} , σ_{β_i} , σ_{α_i} [3]. При цьому формуються вектори результатів вимірювань

$$\bar{U}_i = (t_i, D_i, \alpha_i, \beta_i)^T, \quad i = \overline{1, I},$$

$$\Delta t_i = t_i - t_{i-1} = \Delta t = \text{const},$$

де I – кількість вимірювань у сеансі.

Задача. За даними множини векторів результатів вимірювань \bar{U}_i , $i = \overline{1, I}$, оцінити значення $C_X(M)$.

За даними векторів \bar{U}_i , $i = \overline{1, I}$, проводиться обчислення радіус-векторів центра мас снаряда у вимірювальній СК виду $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ (рис. 1):

$$\bar{r}_{0i} = (x_{0i}, y_{0i}, z_{0i})^T. \quad (1)$$

Координати центра мас снаряда у вимірювальній СК виду $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ обчислюються за формулами

$$\begin{aligned} x_{0i} &= D_i \cos \beta_i \cos \alpha_i, \\ y_{0i} &= D_i \sin \beta_i, \\ z_{0i} &= D_i \cos \beta_i \sin \alpha_i. \end{aligned} \quad (2)$$

Далі проводиться перерахунок координат центра мас снаряда з вимірювальної СК виду $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ у стартову СК виду $OXYZ$:

$$\bar{r}_i = (x_i, y_i, z_i)^T = \bar{r}_{00} + M_{I \rightarrow CT} \bar{r}_{0i}, \quad (3)$$

$$M_{I \rightarrow CT} = \begin{pmatrix} \cos \varphi & 0 & -\sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{pmatrix},$$

де \bar{r}_{00} – радіус-вектор початку стартової СК у вимірювальній СК; $M_{I \rightarrow CT}$ – матриця переходу від вимірювальної до стартової СК.

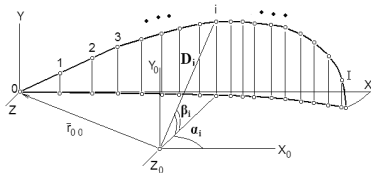


Рис. 1. Зв'язок між вимірювальною та стартовою системами координат

При статистичній обробці результатів вимірювань параметрів траєкторії снаряда, наприклад з використанням фільтра Калмана [7, 8], формуються табличні задані функції $q(t_i)$, $i = \overline{0, I}$, q – узагальнена координата, якій можна привласнювати символи x, y, z :

$$q := (x, y, z),$$

де x, y, z – координати центра мас снаряда в стартовій СК.

Дослідження закономірностей польоту снарядів у локальному аерогравітаційному просторі при допущеннях: Земля – площина з плоскопаралельним полем тяжіння з постійним значенням g ; атмосфера характеризується постійним значенням густини повітря ρ_c , без вітру; модель снаряда – матеріальна точка, що рухається у вертикальній площині стартової СК під дією сили лобового опору та земного тяжіння, – дозволило отримати аналітичний опис траєкторії у вигляді кубічного полінома [4]

$$y_0 = \sum_{n=0}^3 a_n^0 x^n. \quad (4)$$

Коефіцієнти a_n^0 , $n = 0, 1, 2, 3$, цього полінома виражаються через початкові умови польоту снаряда y_0, θ_0, v_0 , його конструктивні параметри d, m , коефіцієнт лобового опору C_X , середні значення густини повітря ρ_c та прискорення вільного падіння g_c у діапазоні висот польоту $[y_0, y_m]$ за формулами [4]

$$a_0^0 = y_0, \quad a_1^0 = \text{tg } \theta_0, \quad (5)$$

$$a_2^0 = -\frac{g_c}{2 V_{x_0}^2}, \quad a_3^0 = -\frac{g_c \rho_c}{3 V_{x_0}^2} C_X \sigma, \quad (6)$$

$$\sigma = \frac{\pi d^2}{8m}, \quad V_{x_0} = V_0 \cos \theta_0, \quad (7)$$

$$g_c = \frac{g_0 R^2}{(y_0 + R)(y_m + R)}, \quad (8)$$

$$\rho_c = \frac{\rho_0}{\beta} \frac{1}{y_m - y_0} [\exp(-\beta y_0) - \exp(-\beta y_m)], \quad (9)$$

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

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

де m, d – маса та діаметр снаряда відповідно; y_0, θ_0, v_0 – початкові значення висоти польоту, кута нахилу вектора швидкості та модуля вектора швидкості центра мас відповідно; y_m – максимальна висота ділянки траєкторії; g_0 – прискорення вільного падіння біля поверхні Землі; R – радіус сферичної Землі; ρ_0 – густина повітря біля Землі.

На рис. 2 зображені графіки балістичної траєкторії снаряда (позначені цифрою 1), що розрахована шляхом інтегрування системи диференціальних рівнянь руху матеріальної точки у вертикальній площині, та кубічного полінома (4) (позначені цифрою 2), що апроксимує ділянку НК балістичної траєкторії з високою точністю (рис. 2).

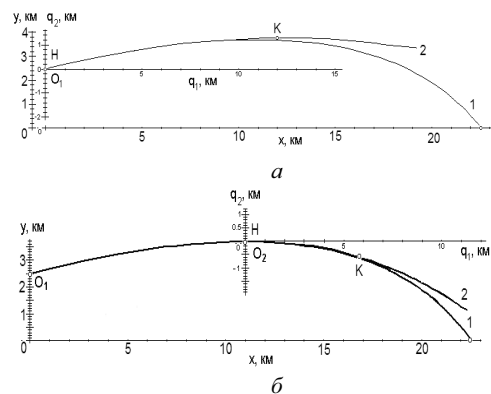


Рис. 2. Апроксимація ділянки НК балістичної траєкторії кубічним поліномом

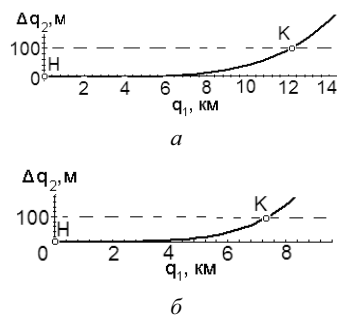


Рис. 3. Залежність методичної похибки апроксимації ділянки НК балістичної траєкторії снаряда кубічним поліномом від координати q_1

Дослідження показали, що залежно від настільної або навісної траєкторії ділянка балістичної траєкторії максимальною довжиною 3...7 км, що складає 15...50% від повної дальності польоту снаряда, з високою точністю може бути апроксимована кубічним поліномом (4). Це дозволяє за коефіцієнтами цього полінома отримати формулу для оцінки середнього значення коефіцієнта СХ лобового опору снаряда на ділянці НК траєкторії. Для цього знайдемо співвідношення коефіцієнтів a_3^0 і a_2^0 та після перетворень отримаємо формулу для оцінки середнього значення коефіцієнта C_x на ділянці НК траєкторії:

$$C_x = 3,82 \frac{a_3^0}{a_2^0} \frac{m}{d^2} \frac{1}{\rho_c} \quad (10)$$

Значення коефіцієнтів a_2^0, a_3^0 правої частини виразу (10) отримуємо на основі даних станцій ЗТВ.

Розраховані значення координат центра мас снаряда, що відповідають ділянці НК траєкторії, інтерполюються кубічним поліномом

$$y = \sum_{n=0}^3 a_n^* x^n \quad (11)$$

Значення коефіцієнтів $a_n^*, n=0,1,2,3$, цього полінома (11) визначаються методом найменших квадратів за множиною результатів вимірювань параметрів траєкторії (D_j, α_j, β_j), $j = 1, \dots, J$; $4 < J < I$.

Знайдемо співвідношення коефіцієнтів a_3^*/a_2^* полінома (11) та після перетворень отримаємо формулу

$$\frac{a_3^*}{a_2^*} = \frac{L_2 D_{12} - L_1 D_{22}}{L_1 D_{21} - L_2 D_{11}} \quad (12)$$

де

$$D_{11} = (X_6 X_2 - X_5 X_3)(X_3 X_1 - X_2^2) - (X_5 X_1 - X_4 X_2)(X_4 X_2 - X_3^2), \quad (13)$$

$$D_{12} = (X_5 X_2 - X_4 X_3)(X_3 X_1 - X_2^2) - (X_4 X_1 - X_3 X_2)(X_4 X_2 - X_3^2), \quad (14)$$

$$D_{21} = (X_5 X_1 - X_4 X_2)(X_2 - X_1^2) - (X_4 - X_3 X_1)(X_3 X_1 - X_2^2), \quad (15)$$

$$D_{22} = (X_4 X_1 - X_3 X_2)(X_2 - X_1^2) - (X_3 - X_2 X_1)(X_3 X_1 - X_2^2), \quad (16)$$

$$L_1 = (C_3 X_2 - C_2 X_3)(X_3 X_1 - X_2^2) - (C_2 X_1 - C_1 X_2)(X_4 X_2 - X_3^2), \quad (17)$$

$$L_2 = (C_2 X_1 - C_1 X_2)(X_2 - X_1^2) - (C_1 - C_0 X_1)(X_3 X_1 - X_2^2), \quad (18)$$

$$= \sum_{j=1}^J x_j, \quad X_2 = \sum_{j=1}^J x_j^2, \quad X_3 = \sum_{j=1}^J x_j^3, \quad (19)$$

$$X_4 = \sum_{j=1}^J x_j^4, \quad X_5 = \sum_{j=1}^J x_j^5, \quad X_6 = \sum_{j=1}^J x_j^6, \quad (20)$$

$$C_0 = \sum_{j=1}^J y_j, \quad C_1 = \sum_{j=1}^J y_j x_j, \quad (21)$$

$$C_2 = \sum_{j=1}^J y_j x_j^2, \quad C_3 = \sum_{j=1}^J y_j x_j^3, \quad (22)$$

x_j, y_j – координати центра мас снаряда у стартовій СК; $j=1, J$, J – кількість точок, що вкладаються в ділянку траєкторії НК.

При виконанні умов

$$|\Delta X_H| \leq \epsilon_x, \quad \epsilon_x > 0, \quad \Delta X_H = x_H^* - x_H^0, \quad (23)$$

$$|\Delta X_K| \leq \epsilon_x, \quad \epsilon_x > 0, \quad \Delta X_K = x_K^* - x_K^0,$$

де x_H^*, x_H^0 – найбільші негативні корні, а x_K^*, x_K^0 – позитивні корні кубічних поліномів, що інтерполює та що апроксимує відповідно, ϵ_x – задане мале число, на інтервалі $x \in [x_1, x_2]$ поліном, що інтерполює, буде співпадати з поліномом, що апроксимує, так що

$$|\Delta Y(x)| \leq \epsilon_y, \quad \epsilon_y > 0, \quad \Delta Y(x) = y^*(x) - y^0(x), \quad (24)$$

де ϵ_y – задане мале число.

Тому можливо записати

$$\frac{a_3^0}{a_2^0} \approx \frac{a_3^*}{a_2^*} \quad (25)$$

Тоді підставимо в праву частину виразу (10) замість невідомого співвідношення коефіцієнтів a_3^0/a_2^0 полінома (4) відоме співвідношення коефіцієнтів a_3^*/a_2^* полінома (11), що розраховується за формулою (25), та отримаємо формулу оцінки середнього значення коефіцієнта СХ на ділянці НК:

$$C_x = 3,82 \frac{a_3^*}{a_2^*} \frac{m}{d^2} \frac{1}{\rho_c} \quad (26)$$

Отримане значення коефіцієнта СХ віднесемо до середнього значення числа Маха з інтервалу $[M_H, M_K]$. Значення чисел Маха розраховуються за результатами ЗТВ методом, наведеним у [5].

Для визначення величини похибки розрахунків значень C_x на основі результатів ЗТВ параметрів траєкторії снаряда різними комплексами (системами) ЗТВ з різними показниками точності вимірювань зв'язок між середньоквадратичним відхиленням (СКВ) σ_{C_x} і похибками вимірювань, що характеризуються СКВ $\sigma_D, \sigma_\alpha, \sigma_\beta$, встановимо за два етапи.

Перший етап. Встановлюється зв'язок між σ_{C_x} та $\sigma_{a_2^*}, \sigma_{a_3^*}, \sigma_{\rho_c}, \sigma_m, \sigma_d$.

На другому етапі встановимо зв'язок між СКВ $\sigma_{a_2^*}, \sigma_{a_3^*}$ та СКВ $\sigma_D, \sigma_\alpha, \sigma_\beta$.

Перший етап. При гіпотезі, що СКВ $\sigma_{a_2^*}, \sigma_{a_3^*}, \sigma_{\rho_c}, \sigma_m, \sigma_d$ розрахунку значень $\sigma_{a_2^*}, \sigma_{a_3^*}, \sigma_{\rho_c}, \sigma_m, \sigma_d$, що входять до формули (26), статистично незалежні та розподілені за нормальним законом, а систематичні похибки дорівнюють нулю, $\sigma_{C_x}^2$ визначається за формулою [6]

$$\sigma_{C_x}^2 = \left(\frac{\partial C_x}{\partial a_3^*} \right)^2 \sigma_{a_3^*}^2 + \left(\frac{\partial C_x}{\partial a_2^*} \right)^2 \sigma_{a_2^*}^2 + \left(\frac{\partial C_x}{\partial \rho_c} \right)^2 \sigma_{\rho_c}^2 + \left(\frac{\partial C_x}{\partial m} \right)^2 \sigma_m^2 + \left(\frac{\partial C_x}{\partial d} \right)^2 \sigma_d^2, \quad (27)$$

де

$$\frac{\partial C_x}{\partial a_3^*} = C_x \frac{1}{a_3^*}, \quad \frac{\partial C_x}{\partial a_2^*} = C_x \frac{1}{a_2^*}, \quad (28)$$

$$\frac{\partial C_x}{\partial m} = -C_x \frac{1}{m}, \quad \frac{\partial C_x}{\partial d} = -2C_x \frac{1}{d}, \quad (29)$$

$$\frac{\partial C_x}{\partial \rho_c} = -C_x \frac{1}{\rho_c}. \quad (30)$$

Підставимо вирази часткових похідних (28)–(30) в (27) та після перетворень отримаємо

$$\sigma_{C_x} = C_x \left[\left(\frac{\sigma_{a_1}}{a_3} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{a_2}}{a_2} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_m}{m} \right)^2 + \left(2 \frac{\sigma_d}{d} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{\rho_c}}{\rho_c} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (31)$$

Розділімо ліву та праву частини виразу (31) на C_x та запишемо формулу для оцінки відносної похибки δC_x :

$$\delta C_x = \frac{\sigma_{C_x}}{C_x} = \left[\left(\frac{\sigma_{a_1}}{a_3} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{a_2}}{a_2} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_m}{m} \right)^2 + \left(2 \frac{\sigma_d}{d} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{\rho_c}}{\rho_c} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (32)$$

де

$$\sigma_{\rho_c}^2 = \left(\frac{\sigma_y}{\Delta y} \right)^2 [\Delta \rho_H^2 + \Delta \rho_K^2], \quad (33)$$

$$\Delta y = y_K - y_H, \Delta \rho_H = \rho_C - \rho_H, \Delta \rho_K = \rho_K - \rho_C.$$

При підготовці до льотних випробувань значення m і d снаряда можливо визначити з високою точністю, значення $\left(\frac{\sigma_m}{m} \right)^2 < 1, \left(2 \frac{\sigma_d}{d} \right)^2 < 1$, тому ними можливо знехтувати. Після спрощень (31), формулу для оцінки значення СКВ δC_x можна записати так:

$$\sigma_{C_x} \approx C_x \sqrt{\left(\frac{\sigma_{a_1}}{a_3} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{a_2}}{a_2} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{\rho_c}}{\rho_c} \right)^2}. \quad (34)$$

Формула (32) для оцінки відносної похибки δC_x після спрощення буде мати вигляд

$$\delta C_x \approx \sqrt{\left(\frac{\sigma_{a_1}}{a_3} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{a_2}}{a_2} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{\rho_c}}{\rho_c} \right)^2}. \quad (35)$$

Значення коефіцієнтів кубічного полінома (11) пропонується розраховувати методом найменших квадратів на множині з J точок отриманої від станції ЗТВ вимірювальної інформації, що входить до ділянки НК траєкторії, яка інтерполюється поліномом. При фіксованій довжині ділянки НК значення відносної похибки δC_x залежать від кількості J точок, що увійшли до вибірки, та похибок вимірювання похилої дальності та кута місця танції ЗТВ.

Дослідження впливу кількості J точок вибірки на значення δC_x показало (рис. 4), що $\delta C_x < 0,3\%$ при $J \geq 50$.

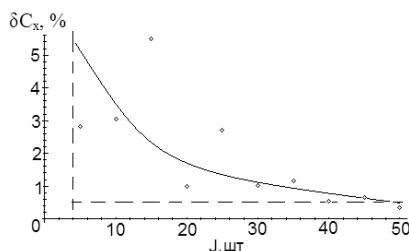


Рис. 4. Залежність відносної похибки коефіцієнта лобового опору δC_x від кількості точок на ділянці інтерполяції НК J

Тому для зменшення значення похибки δC_x необхідно збільшувати кількість J точок вибірки, що входять до ділянки НК траєкторії фіксованої максимальної довжини 3...7 км. Однак з урахуванням того, що оцінюється середнє значення коефіцієнта C_x на ділянці НК, необхідно зменшувати довжину цієї ділянки. Це обумовлює вимоги до темпу оновлення вимірювальної інформації в станції ЗТВ. Наприклад, з урахуванням початкової швидкості снаряда, що складає 800...900 м/с, темп оновлення інформації Δt повинен бути менш ніж 0,1...0,05 с.

Другий етап. Отримати просту аналітичну залежність $\sigma_{a_2}, \sigma_{a_3}$ від $\sigma_D, \sigma_\alpha, \sigma_\beta$ неможливо у зв'язку з тим, що значення коефіцієнтів a_2, a_3 розраховуються на множині з J точок методом найменших квадратів. Однак чисельним методом отримні залежності $\delta C_x(\sigma_D)$ та $\delta C_x(\sigma_{\alpha(\beta)})$. Дослідження впливу похибок вимірювання похилої дальності σ_D (рис. 5), азимуту σ_α та кута місця σ_β (рис. 6) на значення δC_x показало, що $\delta C_x < 0,3\%$ при $\sigma_D < 0,4$ м та при $\sigma_{\alpha(\beta)} < 0,000005$ рад.

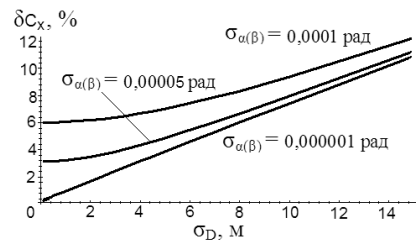


Рис. 5. Залежність відносної похибки коефіцієнта лобового опору δC_x від похибки вимірювань похилої дальності σ_D

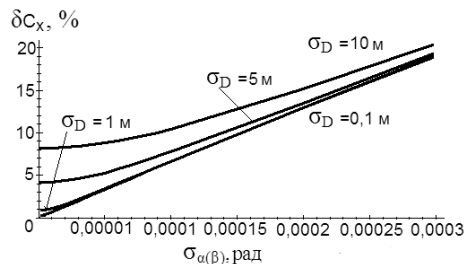


Рис. 6. Залежність відносної похибки коефіцієнта лобового опору δC_x від похибок вимірювань азимуту σ_α та кута місця σ_β снаряда

Для перевірки отриманих результатів вибрано такі станції ЗТВ:

- 1) мобільну радіотехнічну станцію «Кама-Н»,
- 2) мобільну комбіновану лазерну інформаційно-вимірювальну систему з лазерним, телевізійним та інфрачервоним каналами (КЛІВС) [6, 9, 10].

Мобільна КЛІВС заснована на використанні двох модулів: лазерного та оптико-електронного, який складається з телевізійного та інфрачервоного каналів. За допомогою лазерного модуля, який використовує потужне лазерне випромінювання, здійснюється автоматичне супроводження снаряда при одночасному високоточному вимірюванні кутів азимута та місця, похилої дальності, радіальної та кутових (тангенціальних) швидкостей у реальному масштабі часу в денних і нічних умовах.

Таблиця 1 – Значення показників точності вимірювань параметрів

№ з/п	Найменування системи	Призначення	Максимальні можливості	Характеристики точності
1	«Кама-Н»	вимірювання параметрів руху D; α ; β	D = 25 км; $\alpha = 0^\circ \dots 360^\circ$; $\beta = 5^\circ \dots 90^\circ$	за відбитим сигналом: $\sigma_D = 8,14$ м, $\sigma_{\alpha, \beta} = 5'$
2	КЛІВС	вимірювання параметрів руху D; D'; α ; β ; α' ; β'	D = 150 км	за відбитим сигналом: $\sigma_D < 0,4$ м; $\sigma_{\alpha, \beta} < 0,2''$; $\sigma_{D'} < 0,1$ м/с; $\sigma_{\alpha', \beta'} < 0,2''$

Завдяки раціональному вибору типу джерела лазерного випромінювання та режиму можливо збільшити енергетичний потенціал мобільної КЛІВС та обрати необхідну дальність її роботи.

Значення показників точності вимірювань параметрів зазначеними станціями наведені в табл. 1.

Дослідження впливу показників точності станцій «Кама-Н» та КЛІВС на точність визначення C_x показало, що перша станція забезпечує відносну похибку $\delta C_x = 7 \dots 10\%$, а друга – $\delta C_x = 0,5 \dots 1,0\%$.

Висновки. На основі аналітичного та статистичного методів отримано формулу (26) оцінки середнього значення C_x коефіцієнта лобового опору снаряда на ділянці балістичної траєкторії. Відмінністю її від відомих є те, що для розрахунків потрібні такі вихідні дані: J координат центра мас снаряда, значення його маси m та діаметра d, середнє значення густини повітря ρ_c у діапазоні висот u_H, u_K ділянки траєкторії. Значення коефіцієнта C_x відноситься до середнього значення числа Маха із інтервалу $[M_H, M_K]$. За фізичним змістом розглянутий метод є методом кусково-постійної апроксимації функції $C_x(M)$.

Для отримання значення відносної похибки $\delta C_x < 0,3\%$ необхідно мати на ділянці балістичної траєкторії (максимальна довжина – 3...7 км) кількість точок вибірки $J \geq 50$.

Для забезпечення такої кількості точок на ділянці балістичної траєкторії снаряда, що рухається з початковою швидкістю 800...900 м/с необхідно, щоб станція ЗТВ мала темп оновлення інформації $\Delta t < 0,1 \dots 0,05$ с.

Станція «Кама-Н» забезпечує точність ЗТВ, при якій відносна похибка визначення коефіцієнта сили лобового опору снаряда $\delta C_x = 7 \dots 10\%$. Більш високу точність визначення коефіцієнта C_x забезпечить КЛІВС: $\delta C_x = 0,5 \dots 1,0\%$.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика : учеб. для вузов. М. : Машиностроение, 2005. 608 с.
2. Костров А. В., Шатило А. М. Модельно-экспериментальные методы определения аэромеханических

характеристик летательных аппаратов на баллистических трассах. М. : МО СССР, 1982. 195 с.

3. Экспериментальная баллистика ракетно-космических средств : учеб. для вузов / под ред. Л. Н. Лысенко, В. В. Бетанова, И. В. Лысенко. М. : ВА РВСН им. Петра Великого, 2000.
4. Фоменко О. Н., Журавлев А. А. Аналитические модели траекторий аэробаллистических летательных аппаратов при универсализации терминального управления // Системы обработки информации : сб. науч. работ. 2003. Вып. 4. С. 157–165.
5. Дзевєрін І. Г., Журавльов О. О., Коломійцев О. В., Орлов С. В. Обчислення швидкості і прискорення снаряда методом інтерполяційних поліномів віртуальних систем координат при оцінці коефіцієнта сили лобового опору // Системи озброєння і військова техніка / ХНУПС. 2017. Вип. 1 (49). С. 105–110.
6. Zhuravlev O., Kolomyitsev O., Herasimov S. Method for determining coefficient power error of front resistance missile by means station outwardly trajectory measurements // Зб. наук. праць Харківського національного університету Повітряних Сил. X. : ХНУПС, 2017. Вип. 3 (52). С. 72–76.
7. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. М. : Наука, 1986. 544 с.
8. Лысенко Л. Н., Панкратов И. А. Обработка результатов измерений в задачах управления движением : учеб. пособие / под ред. Л. Н. Лысенко. М. : Изд-во МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1980.
9. Коломійцев О. В., Клівець С. І., Руденко Д. В. Мобільна комбінована лазерна інформаційно-вимірювальна система // Системи озброєння і військова техніка / ХУПС. 2014. Вип. 3 (39). С. 108–110.
10. Патент на корисну модель № 102676, Україна, МПК G01 S 17/42, G01 S 17/66. Мобільна суміщена інформаційно-вимірювальна система / Л. Б. Курцева, О. В. Коломійцев, І. І. Сачук [та ін.]. № u201505115; заяв. 25.05.2015 ; опубл. 10.11.2015; Бюл. № 21. 6 с.

Надійшла до редколегії 03.08.2017

Рецензент О. І. Тимочко, д-р техн. наук, проф. (Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба)