

Л.Д. Величко, Н.М. Гузик, О.С. Петрученко

Національна академія сухопутних військ ім. гетьмана П. Сагайдачного, Львів

ДИНАМІКА РУХУ СНАРЯДУ ОФ26, ВИПУЩЕНОГО З ГАРМАТИ Д-81

У роботі описана математична модель, яка дозволяє визначити функціональну залежність між величиною сили лобового опору повітря та швидкістю снаряду, його геометричними характеристиками і масою, температурою повітря, атмосферним тиском, швидкістю звуку в повітрі. Використовуючи цю залежність, визначають вплив зміни цих величин, а також дульної швидкості, величини кута прицілювання, швидкості вітру, та інші, на кінематичні параметри руху снаряду. Запропонована математична модель визначення сили лобового опору повітря рухові снаряду, дає можливість визначити кути прицілювання для стрільби на віддалі більші, ніж вказані в таблицях стрільб, з врахуванням нестандартних умов стрільби.

Ключові слова: артилерія, зовнішня балістика снарядів, сила лобового опору повітря, температури повітря та заряду.

Вступ

Постановка проблеми. Значення кінематичних параметрів руху снаряду в повітрі залежить від: форми снаряду, його маси та дульної швидкості, температур повітря та заряду, атмосферного тиску, величини і напрямку швидкості вітру, тощо. Основними силами, які переважаючи, впливають на динаміку руху снаряду, є його вага та сила лобового опору повітря. Функціональну залежність сили лобового опору від детермінованих і недетермінованих змінних знаходили, використовуючи результати експериментальних досліджень. На їх основі, розвиваючи в ряд певні залежності, знаходили величини поправок, які обумовлені нестандартними умовами стрільби. Однак, отримані значення поправок не завжди кількісно співпадали з практикою їх застосування.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Питанню дослідження зовнішньої балістики куль, мін та снарядів присвячена значна кількість книг та статей. У них розглядався рух артилерійських снарядів та вплив на його динаміку різних чинників. Базові положення основ зовнішньої балістики снарядів висвітлені, наприклад, у [1–3; 6–9]. У цих роботах, переважно, сила лобового опору описувалась залежністю

$$R = \frac{\rho V^2}{2} \frac{\pi d^2}{4} i c_x \left(\frac{V}{V_s} \right),$$

де R – сила лобового опору повітря, V – швидкість снаряду; ρ – густина повітря; $\frac{V}{V_s}$ – число Маха; V_s – швидкість звуку в повітрі; d – калібр снаряда; i – коефіцієнт форми снаряда; $c_x \left(\frac{V}{V_s} \right)$ – еталонна фун-

кція лобового опору. У статтях [4–5] досліджується зовнішня балістика куль. У цих роботах функціональна залежність сили лобового опору повітря рухові кулі має однаковий вигляд при русі кулі з надзвуковою чи дозвуковою швидкостями, проте відрізняється величинами коефіцієнтів: c_x , γ_i , β_i ($i = 1, 2$).

$$R(t) = c_x s_x \rho_a (V(t))^{2+\gamma_i} \left(\frac{V(t)}{V_s} \right)^{\beta_i}. \quad (1)$$

У формулі (1) через c_x позначено коефіцієнт, який враховує аеродинамічність форми кулі та пропорційності; ρ_a – густина повітря; s_x – максимальна площа поперечного перерізу кулі площиною, перпендикулярною до напрямку його швидкості; $V(t)$ – швидкість кулі в довільний момент часу; γ_i ($i = 1, 2$) і β_i ($i = 1, 2$) – коефіцієнти, значення яких визначають, використовуючи результати експериментальних досліджень, та їх величини є різними при надзвуковій ($i = 1$) та дозвуковій ($i = 2$) швидкостях.

Мета статті. Визначити функціональну залежність величини сили лобового опору повітря рухові снаряду від швидкості та інших параметрів тільки аналітичними методами є проблематично. Однак, для дослідження впливу детермінованих та недетермінованих змінних на кінематичні параметри руху снаряду, знання цієї залежності є необхідним.

Метою статті є визначення функціональної залежності величини сили лобового опору повітря рухові снаряду, використовуючи результати експериментальних досліджень, співставлення теоретичних значень поправок, обумовлених нестандартними умовами стрільби, з табличними і практичними рекомендаціями.

Виклад основного матеріалу

На основі методики, запропонованої в [4], функціональна залежність сили лобового опору повітря рухові снаряду ОФ26 визначається окремо на етапах її руху з надзвуковою та дозвуковою швидкостями, тобто зміну її величини описують формулою (1). Вибираємо початок системи координат Oxz у точці вильоту снаряду. Вісь Ox розміщуємо в горизонті зброї та скеровуємо в напрямку цілі, а вісь Oz – вертикально вгору від центру Землі.

Густину речовини визначаємо з рівняння:

$$\rho = \frac{m}{V}. \quad (2)$$

Рівняння Клапейрона-Менделєєва для повітря має вигляд

$$pV = \frac{mR_{un}T}{\mu}, \quad (3)$$

де p – атмосферний тиск повітря; V – його об'єм; m – маса повітря; $R_{un} = 8314 \frac{\text{Дж}}{\text{кмоль} \cdot \text{К}}$ – універсальна газова стала; T – абсолютна температура повітря; $\mu = 28,96 \frac{\text{кг}}{\text{кмоль}}$ – умовна молярна маса сухого повітря. Враховуючи (2) і (3), отримаємо

$$\rho(z) = \frac{p(z)\mu}{R_{un}T(z)}. \quad (4)$$

Проведені експериментальні дослідження показують, що температура повітря зменшується в середньому на $0,6328^{\circ}\text{C}$ із зміною висоти на 100 метрів [1]. Тоді зміна абсолютної температури повітря в залежності від висоти, описується формулою

$$T(z) = TK - 0,006328 \cdot z, \quad (5)$$

де TK – абсолютна температура повітря в точці розташування зброї.

Міжнародна барометрична формула залежності величини атмосферного тиску від висоти за умови, що тиск дорівнює 101325 Па (760 мм рт. ст.) при температурі повітря 15°C , має наступний вигляд

$$p_0(z) = 101325 \left(1 - \frac{6,5z}{288000} \right)^{5,255}, \quad (6)$$

де z – висота над рівнем моря; розмірність $[z] = \text{м}$.

Оскільки значення в таблицях стрільб наведені при тискові 750 мм рт. ст., то співвідношення (6) набуде вигляду

$$p(z) = 101325 \left(1 - \frac{6,5(z+zp)}{288000} \right)^{5,255}, \quad (7)$$

де величину zp визначають з рівності

$$zp = \frac{288000}{6,5} \left(1 - \left(\frac{750 \cdot 133,322}{101325} \right)^{\frac{1}{5,255}} \right) \quad (8)$$

і вона дорівнює $zp = 111,537 \text{ м}$.

Враховуючи залежності (4), (5) і (7) отримаємо, що густина повітря змінюється в залежності від висоти за законом

$$\rho(z) = \frac{101325\mu}{R_{un}(TK - 0,006328z)} \times \left(1 - \frac{6,5(z+zp)}{288000} \right)^{5,255}. \quad (9)$$

Швидкість звуку в ідеальному газі залежить від його температури і її величина визначається з формули

$$V_s = \sqrt{\frac{kR_{un}T}{\mu}}, \quad (10)$$

де k – показник адиабати. Відомо [11], що для повітря $k = 1,4$. Враховуючи (5) і (10) отримаємо, що для повітря зміна швидкості звуку в залежності від висоти, описується залежністю

$$V_s(z) = \sqrt{\frac{kR_{un}}{\mu}(TK - 0,006328z)}. \quad (11)$$

На основі (1), (9) і (11) одержимо, що величина сили опору повітря рухові снаряду в залежності від висоти та швидкості матиме вигляд

$$R(t) = \frac{c_x s_x \mu \cdot 101325}{R_{un}(TK - 0,006328z)} \times \left(1 - \frac{6,5(z+zp)}{288000} \right)^{5,255} \times \frac{(V(t))^{2+\gamma_i+\beta_i}}{\left(\frac{kR_{un}}{\mu}(TK - 0,006328z(t)) \right)^{0,5\beta_i}}. \quad (12)$$

Під час руху снаряду в повітрі враховуються сили: вага снаряду – \vec{P} і лобовий опір повітря – \vec{R} , а силами Магнуса, Коріолісовою та підйимальною знехтуємо у зв'язку з їх незначним впливом на динаміку руху снаряду. На основі другого закону динаміки запишемо рівняння

$$m \vec{a} = \vec{P} + \vec{R}, \quad (13)$$

де m – маса снаряду; \vec{a} – його пришвидшення.

Проектуючи рівняння (13) на осі координат, отримаємо

$$m \ddot{x} = -R \cos \theta, \quad (14)$$

$$m \ddot{z} = -mg - R \sin \theta, \quad (15)$$

де $g = 9,81 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$ – пришвидшення вільного падіння тіла, θ – кут нахилу швидкості снаряду до горизонту в довільний момент часу.

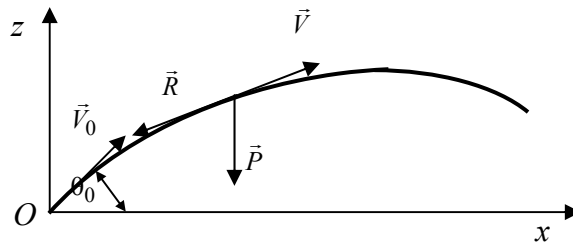


Рис. 1. Схема руху снаряду в повітрі

Підставляючи значення величини μ , k і R_{um} , враховуючи (12) і формули

$$\cos \theta = \frac{V_x}{V}, \sin \theta = \frac{V_z}{V}, V_x(t) = \dot{x}(t), V_z(t) = \dot{z}(t) \text{ та}$$

$$V(t) = \sqrt{(\dot{x}(t))^2 + (\dot{z}(t))^2}, \quad (16)$$

залежності (14) і (15) набудуть вигляду

$$m \ddot{x} = - \frac{c_x s_x 352,943}{20,048^{\beta_i}} \left(1 - \frac{6,5(z+zp)}{288000} \right)^{5,255} \times \frac{\left((\dot{x}(t))^2 + (\dot{z}(t))^2 \right)^{0,5(1+\gamma_i+\beta_i)} \cdot \dot{x}(t)}{(TK - 0,006328 - z(t))^{1+0,5\beta_i}}; \quad (17)$$

$$m \ddot{z} = -mg - \frac{c_x s_x 352,943}{20,048^{\beta_i}} \times \left(1 - \frac{6,5(z+zp)}{288000} \right)^{5,255} \times \frac{\left((\dot{x}(t))^2 + (\dot{z}(t))^2 \right)^{0,5(1+\gamma_i+\beta_i)} \cdot \dot{z}(t)}{(TK - 0,006328 - z(t))^{1+0,5\beta_i}}. \quad (18)$$

Отже, для визначення кінематичних параметрів руху снаряду необхідно розв'язувати систему диференціальних рівнянь (17) і (18), враховуючи при цьому початкові умови:

$$\begin{aligned} x(0) &= 0, \dot{x}(0) = V_0 \cos \alpha; \\ z(0) &= 0 \text{ і } \dot{z}(0) = V_0 \sin \alpha, \end{aligned} \quad (19)$$

де V_0 – початкова швидкість снаряду; α – кут прицілювання.

Під час проведення експериментальних досліджень та їх опрацювання отримано числові значення параметрів, які наведені в таблиці стрільби [10]: D – горизонтальна дальність, на яку здійснюється постріл; α – кут прицілювання; θ_c – кут падіння; t_c – тривалість лету; V_c – кінцева швидкість; Y_s – максимальна висота траєкторії.

Базуючись на значеннях цих величин, необхідно розв'язати обернену задачу динаміки, яка полягає у визначенні функціональної залежності величини сили лобового опору повітря рухові снаряду (1).

Аналітичний розв'язок системи диференціальних рівнянь (17) і (18) з початковими умовами (19) та врахуванням результатів експериментальних

досліджень отримати проблематично. Значення коефіцієнтів c_x , γ_i і β_i у формулі (1), які дозволяють описати величину сили лобового опору повітря при надзвуковій ($i=1$) та дозвуковій ($i=2$) швидкостях снаряду, здійснюють методом послідовних наближень, досягаючи незначних розбіжностей між теоретичними та табличними значеннями.

Розглянемо динаміку руху снаряду **ОФ26 калібру 125 мм, випущеного з гармати Д-81**. Вихідні значення параметрів наступні: маса снаряду $m = 23 \text{ кг}$, площа поперечного перерізу $s_x = \pi \cdot 0,064^2 \text{ м}^2$, атмосферний тиск $p_0 = 750 \text{ мм рт. ст.}$, температура повітря $TK = 288 \text{ К}$, початкова швидкість снаряду $V_0 = 850 \text{ м/с}$. Методом послідовних наближень вибрали такі значення величин $c_x = 0,5$, $\gamma_1 = -0,086$ і $\beta_1 = -0,408$ – на етапі руху снаряду з надзвуковою швидкістю та $\gamma_2 = -0,177$ і $\beta_2 = 2,31$ – на етапі руху з дозвуковою швидкістю.

На етапі лету снаряду з надзвуковою швидкістю початковими умовами для системи диференціальних рівнянь (17) і (18) є умови (19). Під час руху снаряду з дозвуковою швидкістю необхідно розв'язувати ту ж систему диференціальних рівнянь (17) і (18), з початковими умовами, в яких задано значення кінематичних параметрів снаряду в момент переходу його швидкості з надзвукової до дозвукової. Це забезпечує поєднання етапів лету снаряду з надзвуковою та дозвуковою швидкостями.

У таблиці 1: $\theta_{0\text{exp}}$ – експериментальне значення кута між початковою швидкістю снаряду та горизонтом зброї, вказане в тисячних;

t_{exp} – експериментальна тривалість лету снаряду;

V_{exp} – експериментальна швидкість приземлення снаряду;

θ_0 – теоретичне значення кута між початковою швидкістю снаряду та горизонтом зброї, вказане в радіанах, а в дужках вказана величина кута в тисячних;

t_k – теоретичне значення часу лету снаряду;

\dot{x}_k – проекція швидкості снаряду на відповідну ось координат в момент часу t_k ;

\dot{z}_k – проекція швидкості снаряду на відповідну ось координат в момент часу t_k ;

V_k – теоретична швидкість снаряду в момент обнуління траєкторії;

H – теоретична максимальна висота лету снаряду, а в дужках вказане експериментальне значення наведене в таблицях стрільби [10].

Таблиця 1

Значення теоретичних і експериментальних кінематичних параметрів снаряду ОФ26 калібру 125 мм, випущеного з гармати Д-81 на етапах лету з надзвуковою і дозвуковою швидкостями

$D, м$	θ_{0exp} тисячні	t_{exp}, c	$V_{exp}, м/с$	$\theta_0, радіан$	t_k, c	$\dot{x}_k, м/с$	$\dot{z}_k, м/с$	$V_k, м/с$	$H, м$
200	002	0,2	829	0,001384 (1,322)	0,2387	826,6	-1,2	826,6	0,07 (0,1)
400	003	0,5	807	0,002820 (2,693)	0,4841	803,5	-2,4	803,5	0,29 (0,3)
600	005	0,8	786	0,004312 (4,118)	0,7366	780,8	-3,6	780,8	0,66 (0,7)
800	006	1,0	766	0,005863 (5,599)	0,9965	758,4	-4,8	758,4	1,22 (1,2)
1000	007	1,3	745	0,007476 (7,139)	1,2641	736,3	-6,1	736,3	1,96 (1,9)
1400	011	1,8	705	0,010903 (10,412)	1,8240	693,1	-8,7	693,2	4,08 (3,9)
1800	014	2,4	665	0,014625 (13,966)	2,4194	651,3	-11,4	651,4	7,18 (6,9)
2200	018	3,0	626	0,018679 (17,837)	3,0537	610,8	-14,2	610,9	11,4 (11)
2600	022	3,7	588	0,023107 (22,066)	3,7308	571,6	-17,2	571,9	17,1 (17)
3000	026	4,4	550	0,027960 (26,700)	4,4552	533,8	-20,3	534,2	24,4 (24)
3400	031	5,2	513	0,033292 (31,216)	5,2315	497,33	-23,7	497,9	33,6 (33)
3800	037	6,0	477	0,039175 (37,409)	6,0659	462,2	-27,1	463,0	45,2 (43)
4200	043	6,9	442	0,045688 (43,629)	6,9647	428,5	-30,9	429,6	59,7 (57)
4600	050	7,8	409	0,052925 (50,540)	7,9352	396,1	-34,8	397,6	77,5 (75)
5000	058	8,9	378	0,06100 (58,251)	8,9861	365,1	-39,0	367,2	99,5 (97)
5400	067	10	351	0,070051 (66,894)	10,1273	335,9	-43,6	338,7	126 (125)
5800	077	11	329	0,080199 (76,584)	11,3435	320,7	-49,9	324,6	160 (159)
6200	088	13	313	0,091465 (87,343)	12,6159	307,2	-56,5	312,3	199 (200)
6600	100	14	303	0,103850 (95,140)	13,9425	295,2	-63,3	301,9	246 (248)
7000	113	15	296	0,117352 (112,063)	15,3216	284,4	-70,3	293,0	301 (303)
7400	127	17	28	0,131974 (126,026)	16,7523	274,7	-77,5	285,4	365 (367)
7800	147	18	282	0,147723 (141,065)	18,2341	265,8	-84,9	279,1	437 (441)

На рис. 2 вказано характер зміни величини лобового опору повітря рухові снаряду впродовж його руху при стрільбі на віддаль, меншу 5300 метрів,

тобто при русі з надзвуковою швидкістю. Розмірності сили лобового опору $[R] = н$ і $[t] = c$.

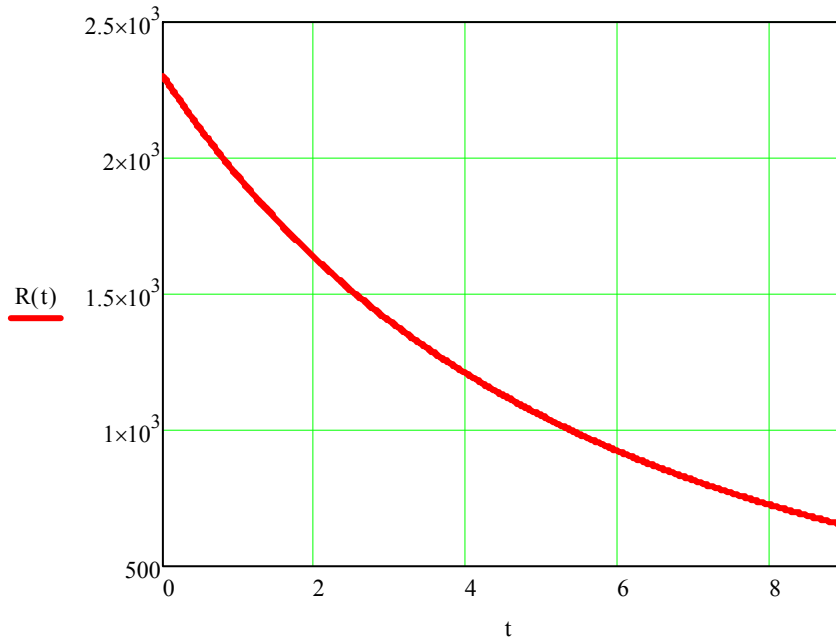


Рис. 2. Графік зміни величини сили лобового опору повітря впродовж його руху, якщо координата точки обнуління траєкторії дорівнює 5000 метрів

На рис. 3 вказано характер зміни величини лобового опору повітря рухові снаряду впродовж його руху, якщо його швидкість є надзвуковою і дозвуковою, що має місце при стрільбі на віддаль, більшу 5300 метрів. У цьому випадку функція $R(t)$ має скачок

першого роду в момент часу, коли швидкість снаряду дорівнює швидкості звуку.

Так, на ділянці руху снаряду з надзвуковою швидкістю $R(10,1329) = 562,9 H$, а на ділянці – з дозвуковою швидкістю $R(10,1329) = 331,2 H$

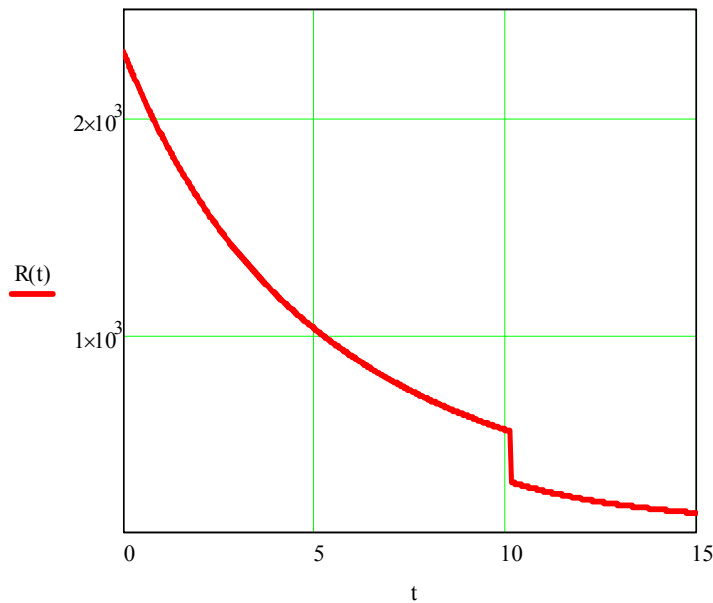


Рис. 3. Графік зміни величини сили лобового опору повітря впродовж його руху, якщо координата точки обнуління траєкторії дорівнює 7000 метрів

Вплив температури повітря на параметри руху снаряду

При зміні температури повітря змінюються величини швидкості звуку в повітрі та його густина.

Враховуючи залежності (9) і (11), було визначено вплив зміни температури на кінематичні параметри руху кулі на етапах з надзвуковою та дозвуковою швидкостями.

Кінематичні параметри руху снаряду при зміні температури повітря

	$t^0 C$	$-15^0 C$	$-5^0 C$	$5^0 C$	$15^0 C$	$25^0 C$	$35^0 C$
$\theta_0=0,001384$	$x_{k,M}$	199,75	199,84	200,00	200,08	200,16	200,23
	$V_k, M/c$	824,5	825,2	825,9	826,6	827,2	827,8
	t_k, c	0,2386	0,2386	0,2387	0,2384	0,2384	0,2387
	$\Delta x_{tab,M}$	0	0	0		0	0
$\theta_0=0,005863$	$x_{k,M}$	794,74	796,62	798,41	800,05	801,62	803,13
	$V_k, M/c$	750,9	753,5	756,0	758,4	760,6	762,7
	t_k, c	0,9948	0,9954	0,9960	0,9965	0,9970	0,9975
	$\Delta x_{tab,M}$	-3	-2	-1	0	1	3
$\theta_0=0,020844$	$x_{k,M}$	2353,8	2370,0	2385,4	2400,0	2414,0	2427,2
	$V_k, M/c$	574,8	580,5	586,0	591,2	596,2	601,0
	t_k, c	3,3687	3,3751	3,3811	3,3867	3,3921	3,3971
	$\Delta x_{tab,M}$	-39	-26	-13	0	13	26
$\theta_0=0,027960$	$x_{k,M}$	2928,8	2953,7	2977,4	3000,0	3021,7	3042,3
	$V_k, M/c$	516,0	522,3	528,4	534,2	539,7	545,0
	t_k, c	4,4253	4,4359	4,4458	4,4552	4,4642	4,4726
	$\Delta x_{tab,M}$	-63	-42	-21	0	21	42
$\theta_0=0,042347$	$x_{k,M}$	3876,1	3919,2	3960,5	4000,0	437,9	4074,2
	$V_k, M/c$	426,8	433,5	439,9	446,1	452,1	457,9
	t_k, c	6,4473	6,4682	6,4880	6,5068	6,5246	6,5415
	$\Delta x_{tab,M}$	-108	-72	-36	0	36	72
$\theta_0=0,045688$	$x_{k,M}$	4064,0	4111,3	4156,6	4200,0	4241,7	4281,7
	$V_k, M/c$	410,2	416,9	423,4	429,6	435,6	441,4
	t_k, c	6,8975	6,9211	6,9435	6,9647	6,9848	7,0040
	$\Delta x_{tab,M}$	-120	-80	-40	0	40	80
$\theta_0=0,070051$	$x_{k,M}$	5181,5	5257,1	5329,8	5400,0	5467,7	5533,0
	$V_k, M/c$	320,8	327,1	333,2	339,2	345,0	350,7
	t_k, c	9,9987	10,0437	10,0865	10,1273	10,1661	10,2031
	$\Delta x_{tab,M}$	-198	-132	-66	0	66	132
$\theta_0=0,097517$	$x_{k,M}$	6101,1	6204,0	6303,6	6400,0	6493,5	6584,2
	$V_k, M/c$	289,4	295,4	301,2	306,9	312,4	317,9
	t_k, c	13,0653	13,1378	13,2068	13,2725	13,3351	13,3950
	$\Delta x_{tab,M}$	-273	-182	-91	0	91	182
$\theta_0=0,147723$	$x_{k,M}$	7376,1	7521,2	7662,4	7800,0	7934,2	8065,0
	$V_k, M/c$	263,1	268,5	273,8	279,1	284,2	289,3
	t_k, c	17,8737	17,9992	18,1192	18,2341	18,3442	18,4499
	$\Delta x_{tab,M}$	-387	-258	-129	0	129	258

У таблиці 2: $t^0 C$ – температура повітря; θ_0 – кут кидання снаряду; $[\theta_0] = \text{radian}$; x_k – координата обнуління траєкторії руху снаряду; V_k – швидкість снаряду в момент обнуління траєкторії; t_k – тривалість руху снаряду; Δx_{tab} – значення поправок, вказаних у таблицях. Збільшення температури повітря сприяє дальності лету снаряду та величині його швидкості. Якщо стрільба ведеться на віддаль 900 метрів, то зміна температури в діапазоні від $-25^0 C$ до $35^0 C$ зміщує точку обнуління траєкторії відповідно від 836,25м до 928,87м, а зміну швидкості снаряду – в межах від $300,71 \frac{M}{c}$ до $339,12 \frac{M}{c}$. При стрільбі на віддаль 1500 метрів зміна температури в цьому ж діапазоні спричиняє зміщення точки обну-

ління траєкторії від 1357,58 м до 1567,28 м, а зміну швидкості – в межах від $218,92 \frac{M}{c}$ до $248,63 \frac{M}{c}$.

Висновки

Математична модель, описана в статті, дозволяє визначити функціональну залежність між величиною сили лобового опору повітря та швидкістю снаряду, його масою та геометричними характеристиками, температурою повітря, атмосферним тиском, швидкістю звуку в повітрі. Використовуючи цю залежність, можна визначити вплив зміни цих величин на кінематичні параметри руху снаряду, а також їх залежність від дульної швидкості, величини кута прицілювання, швидкості вітру та інше. Основним завданням танкових підрозділів у бою є знищення бойової техніки та живої сили противни-

ка. Однак допускається і стрільба із закритих вогневих позицій. Відомо [12], що у ході проведення ООС неодноразово проводився обстріл сил противника танковими підрозділами на великі віддалі із закритих вогневих позицій. Запропонована матема-

тична модель визначення сили лобового опору повітря рухові снаряду дасть можливість визначати кут прицілювання для стрільби на більші віддалі, ніж вказані у таблицях стрільб, з врахуванням нестандартних умов.

Список літератури

1. Внешняя баллистика. Часть I / А.Д. Чернозубов, В.Д. Кириченко, И.И. Разин, К.В. Михайлов. – М.: Типография Артиллерийской инженерной академии, 1954. – 467 с.
2. Внешняя баллистика. Часть II / А.Д. Чернозубов, В.Д. Кириченко, И.И. Разин, К.В. Михайлов. – М.: Типография Артиллерийской инженерной академии, 1954. – 501 с.
3. Грабчак В.І. Аналіз існуючих та перспективних методів визначення сили опору повітря руху снарядів / В.І. Грабчак, С.В. Бондаренко // Військово-технічний збірник. – 2013. – № 2(9). – С. 13-19. <https://doi.org/10.33577/2312-4458.9.2013.13-19>.
4. Ткачук П.П. Вплив вітру на зовнішню балістику кулі, випущеної із СВД / П.П. Ткачук, Л.Д. Величко, І.В. Горчинський // Військово-технічний збірник. – 2018. – № 19. – С. 43-49. <https://doi.org/10.33577/2312-4458.19.2018.43-49>.
5. Величко Л.Д. Визначення величини сили лобового опору повітря кулі випущеної з кулеметів ПК, ПКБ, PKS і ПКТ / Л.Д. Величко, І.В. Горчинський // Військово-технічний збірник. – 2018. – № 18. – С. 26-30. <https://doi.org/10.33577/2312-4458.18.2018.26-31>.
6. Theoretical and experimental research of supersonic missile ballistics / B. Zygmunt, K. Motyl, B. Machowski, M. Makowski, E. Olejniczak, T. Rasztabiga // Bulletin of the Polish Academy of Sciences. Technical Sciences. – 2015. – 63(1). – P. 229-233. <https://doi.org/10.1515/bpasts-2015-0027>.
7. Stepanov E. The main problem of external ballistics / E. Stepanov, S.A. Vavilov // Computers Math. Applic. – 1997. – No. 33(5). – P. 95-101. [https://doi.org/10.1016/S0898-1221\(97\)00022-9](https://doi.org/10.1016/S0898-1221(97)00022-9).
8. Cech V. Problem of the reference height of the projectile trajectory as a reduced meteo-ballistic weighting factor / V. Cech, L. Jedlicka, J. Jevicky // Defence Technology. – 2014. – № 10. – P. 131-140. <http://dx.doi.org/10.1016/j.dt.2014.06.002>.
9. Liang Ke. Optimal design of the aerodynamic parameters for a supersonic two-dimensional guided artillery projectile / Ke Liang, Zheng Huang, Jing-min Zhang // Defence Technology. – 2017. – № 13. – P. 206-211. <http://dx.doi.org/10.1016/j.dt.2017.05.003>.
10. Правила стрільби на великі відстані / О.І. Дорошев, Ю.І. Василів, О.І. Богачов та ін. – Львів: НАСВ, 2015. – 141 с.
11. Ландау Л.Д. Теоретическая физика. В 10 т. Т. VI. Гидродинамика. – 3-е изд., перераб. / Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 736 с.
12. Кривизюк Л.П. Застосування танків для стрільби на великі дальності під час Антитерористичної Операції / Л.П. Кривизюк, В.І. Заболотнюк // Перспективи розвитку озброєння та військової техніки Сухопутних військ: Збірник тез доповідей Міжнародної науково-технічної конференції (Львів, 16-17 травня 2019 року). – Львів: НАСВ, 2019. – С. 36.

References

1. Chernozubov, A.D., Kyrychenko, A.D., Razin, I.I. and Mykhajlov, K.V. (1954), "Vneschnaya balistica. Chast I" [External ballistics. Part I], Printing house of the Artillery Engineering Academy, Moscow, 467 p.
2. Chernozubov, A.D., Kyrychenko, A.D., Razin, I.I. and Mykhajlov, K.V. (1954), "Vneschnaya balistica. Chast II" [External ballistics. Part II], Printing house of the Artillery Engineering Academy, Moscow, 501 p.
3. Grabchak, V.I. and Bondarenko, S.V. (2013), "Analiz isnuuyuchykh ta perspektyvnykh metodiv vyznachennya syly oporu povitrya ruhu snaryadiv" [Analysis of existing and perspective methods for determining the air resistance force of the projectiles movement], *Military Technical Collection*, No. 2(9), pp. 13-19. <https://doi.org/10.33577/2312-4458.9.2013.13-19>.
4. Tkachuk, P.P., Velychko, L.D. and Horchynskiy, I.V. (2018), "Vplyv vitru na zovnishnu balistyku kuli vypeshchenoi z SVD" [Wind influence on the exterior ballistics of the bullet movement released from SVD], *Military Technical Collection*, No. 19, pp. 43-49. <https://doi.org/10.33577/2312-4458.19.2018.43-49>.
5. Velychko, L.D. and Horchynskiy, I.V. (2018), "Vyznachennya velychyny syly lobovogooporu povitrya kuli vypushhenoyi z kulemetiv PK, PKB, PKS i PKT" [Determination of the air resistance force of the bullets released from PK, PKB, PKS and PKT], *Military Technical Collection*, No. 18, pp. 26-30. <https://doi.org/10.33577/2312-4458.18.2018.26-31>.
6. Zygmunt, B., Motyl, K., Machowski, B., Makowski, M., Olejniczak, E. and Rasztabiga, T. (2015), Theoretical and experimental research of supersonic missile ballistics, *Bulletin of the Polish Academy of Sciences. Technical Sciences*, No. 63(1), pp. 229-233. <https://doi.org/10.1515/bpasts-2015-0027>.
7. Stepanov, E. and Vavilov, S. (1997), The main problem of external ballistics, *Computers Math. Application*, No. 33(5), pp. 95-101. [https://doi.org/10.1016/S0898-1221\(97\)00022-9](https://doi.org/10.1016/S0898-1221(97)00022-9).
8. Cech, V., Jedlicka, L. and Jevicky, J. (2014), Problem of the reference height of the projectile trajectory as a reduced meteo-ballistic weighting factor, *Defence Technology*, No. 10, pp. 131-140. <http://dx.doi.org/10.1016/j.dt.2014.06.002>.
9. Ke Liang, Zheng Huang and Jing-min Zhang (2017), Optimal design of the aerodynamic parameters for a supersonic two-dimensional guided artillery projectile, *Defence Technology*, No. 13, pp. 206-211. <http://dx.doi.org/10.1016/j.dt.2017.05.003>.
10. Doroshev, O., Vasylyv, Yu. and Bogachov, O. (2015), "Pravyla stril'by na velyki vidstani" [Long Range Shooting Rules], NASV, Lviv, 141 p.
11. Landau, L.D. and Lifshitz, E.M. (1986), "Teoreticheskaya fizika. V 10 t. T. VI. Hidrodinamika" [Theoretical Physics. In 10 vol. V. VI. Hydrodynamics], Nauka, Gl. red. fiz.-mat. lit., Moscow, 736 p.
12. Kryvyzyuk, L.P. and Zabolotnyuk, V.I. (2019), "Zastosuvannja tankiv dlja stril'by na velyki daljnosti pid chas Antyterorystychnoji Operaciji" [The use of tanks for long range shooting during the Anti-Terrorist Operation], *Prospects for the*

Відомості про авторів:

Величко Лев Дмитрович

кандидат фізико-математичних наук доцент
професор кафедри Національної академії сухопутних
військ ім. гетьмана П. Сагайдачного,
Львів, Україна,
<https://orcid.org/0000-0003-0191-4843>

Гузик Надія Миколаївна

кандидат фізико-математичних наук доцент
доцент кафедри Національної академії
сухопутних військ ім. гетьмана П. Сагайдачного,
Львів, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-5609-4830>

Петрученко Оксана Степанівна

кандидат технічних наук доцент кафедри
Національної академії сухопутних військ
ім. гетьмана П. Сагайдачного,
Львів, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-2304-8149>

Information about the authors:

Lev Velychko

Candidate of Physics and Mathematics Sciences
Associate Professor of the Department of Hetman
Petro Sakhajdachnyi National Army Academy,
Lviv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-0191-4843>

Nadiia Huzyk

Candidate of Physics and Mathematics Sciences
Associate Professor Senior Lecturer of the Department
of Hetman Petro Sakhajdachnyi National Army Academy,
Lviv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-5609-4830>

Oksana Petruchenko

Candidate of Technical Sciences Associate Professor
of the Department of Hetman Petro Sakhajdachnyi
National Army Academy,
Lviv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-2304-8149>

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ СНАРЯДА ОФ26, ВЫПУЩЕННОГО ИЗ ПУШКИ Д-81

Л.Д. Величко, Н.Н. Гузык, О.С. Петрученко

Значение кинематических параметров движения снаряда в воздухе зависит от детерминированных (формы снаряда, его массы, температуры воздуха и заряда, атмосферного давления, деривации) и недетерминированных (дульной скорости, величины и направления скорости ветра) величин. Во время полета снаряда на него действуют сила тяжести снаряда, силы сопротивления воздуха лобовая и подъемная, Магнуса и Кориолиса. Однако, определяющее влияние на динамику движения снаряда имеют его вес и сила лобового сопротивления воздуха. В статье исследуется предложенная авторами математическая модель определения функциональной зависимости величины силы лобового сопротивления воздуха движению снаряда от его скорости, массы и калибра, геометрических характеристик, температуры и плотности воздуха, атмосферного давления, скорости звука в воздухе. В работе учтено, что температура воздуха и атмосферное давление зависят от высоты полета снаряда. Функциональная зависимость, хотя имеет одинаковую форму записи при движении снаряда со сверхзвуковой или дозвуковой скоростями, однако отличается величинами определенных коэффициентов. Величины этих коэффициентов, при сверхзвуковой или дозвуковой скоростях снаряда, определяют методом последовательных приближений. Для этого решают обратную задачу динамики, основываясь на результатах экспериментальных исследований. Используя функциональную зависимость, можно определить величины поправок, обусловленных влиянием изменения вышеперечисленных величин на кинематические параметры движения снаряда, а также их зависимость от дульной скорости, величины угла прицеливания, скорости ветра и прочее. Предложенная математическая модель определения силы лобового сопротивления воздуха движению снаряда дает возможность определять угол прицеливания с учетом совокупности взаимосвязанных детерминированных и недетерминированных величин, а также и при стрельбе на большие расстояния, чем указанные в таблицах стрельбы.

Ключевые слова: артиллерия, внешняя баллистика снарядов, сила лобового сопротивления воздуха, температура воздуха и заряда.

DYNAMICS OF THE MOVEMENT OF THE PROJECTILES OF26 RELEASED FROM THE GUN D-81

L. Velychko, N. Huzyk, O. Petruchenko

The values of the kinematic parameters of projectiles motion in the air depends on deterministic (form of projectile, its mass, temperature of air and charge, atmospheric pressure, derivation) and nondeterministic (muzzle velocity, magnitude and direction of wind velocity) values. During the projectiles movement, its weight, frontal air resistance force, lifting force, Magnus and Coriolis forces act on it. However, its weight and the force of frontal air resistance have a determining influence on the dynamics of the projectile's motion. In the article it is investigated proposed by the authors the mathematical model of determining the functional dependence of the air resistance force of the projectile movement on its velocity, mass and caliber, geometrical characteristics, temperature and density of air, atmospheric pressure, speed of sound in air. It is considered in the paper that the air temperature and atmospheric pressure depend on the height of the projectile flight. The functional dependence, although it has the same view when the projectile moves with supersonic or subsonic speeds, but differs in the values of certain coefficients. Determination of the values of these coefficients at supersonic and subsonic projectile velocities is carried out by the method of successive approximations, solving the inverse dynamics problem. The experimental results are used for this purpose. Using this dependence, it is possible to determine the magnitudes of the correction due to the effect of changing the above values on the kinematic parameters of the projectile movement, as well as their dependence on muzzle velocity, magnitude of aiming angle, wind speed, and more. The proposed mathematical model of determining of the frontal air resistance force to the projectiles movement makes it possible to determine the aiming angle taking into account the set of interrelated deterministic and nondeterministic values and when firing at a greater distance than specified in the firing tables.

Keywords: artillery, external ballistics of projectiles, frontal air resistance force, temperature of the air and of the charge.