

БОЙОВЕ ЗАСТОСУВАННЯ ОБТ

УДК 623.546

Л.Д. Величко, І.В. Горчинський

Національна академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, Львів

ВИЗНАЧЕННЯ ВЕЛИЧИН СИЛИ ЛОБОВОГО ОПОРУ ПОВІТРЯ КУЛІ, ВИПУЩЕНОЇ З КУЛЕМЕТІВ ПК, ПКБ, ПКС І ПКТ

У роботі авторами проводиться дослідження динаміки руху кулі в повітрі окремо на її надзвуковій та дозвуковій швидкостях, тому аналітичні залежності сили лобового опору повітря мають різний вигляд. На основі 2-го закону динаміки розв'язується обернена задача, що в подальшому, знаючи результати експериментальних досліджень, дозволить визначити функціональну залежність сили лобового опору повітря від швидкості кулі. Знаючи цю залежність, можна розв'язувати задачі про визначення кінематичних параметрів руху кулі.

Ключові слова: динаміка руху кулі, сила лобового опору повітря, кінематичні параметри.

Постановка проблеми

Значення параметрів руху кулі в просторі залежить від багатьох факторів: форми кулі та її дульної швидкості, густини і температури повітря, величини та напрямку швидкості вітру й інших факторів. Основними силами, які впливають на динаміку руху кулі, є вага кулі та сила лобового опору повітря.

Функціональну залежність функції лобового опору від швидкості снаряда та коефіцієнта форми снаряда визначали на основі експериментальних досліджень. Однак отримані теоретичні результати не завжди якісно та кількісно збігались із експериментальними.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Питанню дослідження зовнішньої балістики присвячена велика кількість наукових статей. В основному розглядався рух артилерійських снарядів у повітрі та вплив на його динаміку різних чинників. Теоретичні дослідження пов'язані з авторами Масевським М.В., Дмитриєвським А.А., Єфремовим А.К., Забудським М.А., Тарасовим В.М., Вентцелем Д.А. та багатьма іншими [1–5]. У цих роботах сила лобового опору повітря описується залежністю

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

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

Сьогодні поступово починають відмовлятися від застосування еталонних функцій лобового опору на користь індивідуальних функцій опору повітря для конкретних типів снарядів, що розробляються [6].

Формулювання мети статті

Силу лобового опору повітря визначити аналітичними методами неможливо. Однак для дослідження впливу детермінованих та недетермінованих чинників на кінематичні параметри руху кулі знання функціональної залежності величини сили лобового опору від них необхідне. Тому метою статті є встановлення цієї залежності на основі експериментальних досліджень.

Виклад основного матеріалу

У статті розв'язується обернена задача зовнішньої балістики для кулі, випущених з ПК та його модифікацій, тобто, знаючи результати проведених експериментальних досліджень, визначається функціональна залежність сили лобового опору повітря від швидкості кулі.

Згідно з проведеними теоретичними та експериментальними дослідженнями величина сили лобового опору повітря суттєво залежить від того, чи швидкість руху тіла є надзвуковою або дозвуковою.

На першому етапі звукові хвилі не збурюють повітря перед кулею в процесі польоту, оскільки її швидкість більша від швидкості поширення звукових хвиль у повітрі.

На другому – швидкість звукових хвиль більша від швидкості кулі і тому повітря перед нею перебуває під впливом звукових хвиль.

Базуючись на цих твердженнях, логічно функціональну залежність сили лобового опору повітря від швидкості руху кулі визначати окремо для першого і другого етапів, тобто зміну його величини описувати формулою

$$R(t) = c \rho s (V(t))^{2+\gamma_i} \left(\frac{V(t)}{340,2} \right)^{\beta_i}, \quad (1)$$

де c – коефіцієнт, який враховує аеродинамічність форми кулі; s – максимальна площа поперечного перерізу кулі площиною, перпендикулярною до напрямку її швидкості; $V(t)$ – швидкість кулі в довільний момент часу; 340,2 м/с – величина швидкості звуку в повітрі при температурі $t = 15^\circ\text{C}$; γ_i ($i=1,2$) і β_i ($i=1,2$) – коефіцієнти, значення яких визначають, використовуючи результати експериментальних досліджень, і їх величини є різні при надзвуковій ($i=1$) та дозвуковій швидкостях ($i=2$).

Під час руху кулі в повітрі на неї діють сили: вага кулі – \vec{P} і лобовий опір повітря – \vec{R} (рис. 1).

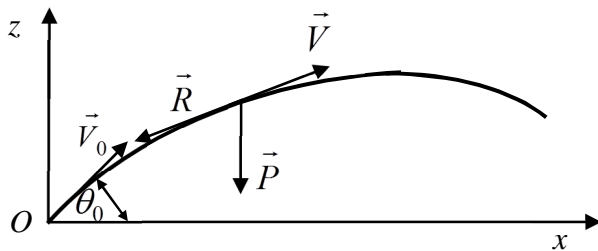


Рис. 1. Схема руху кулі в повітрі

Початок системи координат Oxz вибираємо в точці вильоту кулі. Вісь Ox розміщуємо в площині зброї, а вісь Oz скеровуємо вертикально вгору.

Використовуючи другий закон динаміки, запишемо рівняння

$$m \vec{a} = \vec{P} + \vec{R}, \quad (2)$$

де m – маса; \vec{a} – прискорення кулі.

Проектуючи рівняння (2) на осі координат і враховуючи (1), отримаємо

$$m \ddot{x} = -c \rho s V^{2+\gamma_i} \left(\frac{V(t)}{340,2} \right)^{\beta_i} \cos \theta, \quad (3)$$

$$m \ddot{z} = -mg - c \rho s V^{2+\gamma_i} \left(\frac{V(t)}{340,2} \right)^{\beta_i} \sin \theta, \quad (4)$$

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

Оскільки $\cos \theta = \frac{V_x}{V}$, $\sin \theta = \frac{V_z}{V}$, $V_x(t) = \dot{x}(t)$, $V_z(t) = \dot{z}(t)$ і $V(t) = \sqrt{(\dot{x}(t))^2 + (\dot{z}(t))^2}$, то залежності (3) і (4) набудуть вигляду:

$$m \ddot{x} = -\frac{c \rho s}{340,2^{\beta_i}} \dot{x} \left(\dot{x}^2 + \dot{z}^2 \right)^{0,5(1+\gamma_i+\beta_i)}, \quad (5)$$

$$m \ddot{z} = -mg - \frac{c \rho s}{340,2^{\beta_i}} \dot{z} \left(\dot{x}^2 + \dot{z}^2 \right)^{0,5(1+\gamma_i+\beta_i)}. \quad (6)$$

На початку руху кулі її швидкість є надзвуковою, тому необхідно розв'язувати систему диференціальних рівнянь (5) і (6), при ($i=1$), враховуючи початкові умови:

$$x(0) = 0, \quad \dot{x}(0) = V_0 \cos \theta_0, \quad z(0) = 0, \quad \dot{z}(0) = V_0 \sin \theta_0, \quad (7)$$

де V_0 – початкова швидкість кулі, θ_0 – кут кидання.

Під час проведення експериментальних досліджень отримано числові значення швидкості кулі, випущеної ПК та його модифікацій, в залежності від повної горизонтальної відстані, яку вона пролетіла. Тобто, відомими є сукупність величин

$$V_0, V_{100}, V_{200}, V_{300}, V_{400}, \dots, V_{n00} \geq 340,2, \quad (8)$$

де V_{n00} – швидкість кулі, коли вона пролетіла $n00$ метрів повної горизонтальної відстані.

Отже, обернена задача динаміки полягає в тому, щоб, враховуючи систему диференціальних рівнянь (5) і (6), з початковими умовами (7) та результатами експериментальних досліджень (8), визначити функціональну залежність величини сили лобового опору від швидкості кулі.

Оскільки аналітичний розв'язок оберненої задачі отримати проблематично, то визначення значень коефіцієнтів c , γ_1 і β_1 , які дозволяють описати силу лобового опору повітря при надзвуковій швидкості кулі, здійснюємо методом підбору.

Враховуючи, що маса кулі $m = 0,0096$ кг, площа поперечного перерізу $s = \pi \cdot 0,00381^2 \text{ м}^2$, початкова швидкість $V_0 = 825 \text{ м/с}$ для кулі, випущених з ПК, ПКБ і ПКС, та густина повітря $\rho = 1,2 \text{ кг/м}^3$, методом підбору вибрали наступні значення величин $c = 0,91$, $\gamma_1 = -0,242$ і $\beta_1 = -0,06$ на етапі польоту кулі з надзвуковою швидкістю.

У таблиці 1: t_k – теоретичне значення часу, за який куля долає певну горизонтальну відстань; $x(t_k)$ і $z(t_k)$ – координати кулі в момент часу t_k ; $\dot{x}(t_k)$ і $\dot{z}(t_k)$ – проекції швидкості кулі на відповідні осі; $V(t_k)$ – теоретична швидкість кулі в момент часу t_k ; $V_{екс}(t)$ – експериментальне значення швидкості кулі [7];

Δ – відносна різниця між теоретичними та експериментальними значеннями швидкостей кулі, оцінена у відсотках.

Після моментів часу $t_{1k} = 1,5331 - 1,5346c$, величина якого залежить від кута кидання θ_0 , теоретична швидкість кулі стає дозвуковою, і тому на другому етапі польоту величину сили опору повітря визначаємо,

використовуючи формулу (1), однак при параметрах γ_2 і β_2 . Їх значення вибираємо таким чином, щоб між теоретичними та експериментальними

$$340,2 \geq V_{(n+1)00}, V_{(n+2)00}, V_{(n+3)00}, V_{(n+4)00}, \quad (9)$$

результатами була незначна розбіжність.

Таблиця 1

Значення теоретичних і експериментальних кінематичних параметрів при надзвуковій швидкості кулі калібру 7,62 мм, випущеної з ПК, ПКБ і ПКС

t_k, c	$\theta_0, \text{рад}$	$z(t_k), \text{м}$	$x(t_k), \text{м}$	$\dot{z}(t_k), \text{м/с}$	$\dot{x}(t_k), \text{м/с}$	$V(t_k), \text{м/с}$	$V_{\text{екс}}(t_k), \text{м/с}$	$\Delta, \%$
0,1273	0,00077	0,00	100	-0,61	747,79	747,79	746	0,24
0,2680	0,00165	0,00	200	-1,27	675,75	675,75	675	0,11
0,4240	0,002663	0,00	300	-1,99	608,68	608,68	608	0,11
0,5974	0,003834	0,00	400	-2,76	546,43	546,44	545	0,26
0,7910	0,005197	0,00	500	-3,60	488,74	488,75	486	0,57
1,0079	0,006794	0,00	600	-4,52	435,46	435,48	432	0,81
1,2517	0,008677	0,00	700	-5,54	386,36	386,40	384	0,63
1,5272	0,010916	0,00	800	-6,67	341,26	341,33	343	-0,49

Початковими умовами для системи диференціальних рівнянь (5) і (6), на етапі польоту з дозвуковою швидкістю, є значення кінематичних параметрів кулі в момент часу, коли швидкість кулі стає рівною швидкості звуку в повітрі. Це забезпечує поєднання етапів польоту кулі з надзвуковою та дозвуковою

швидкостями. Величину коефіцієнта, який враховує аеродинамічність форми кулі, залишаємо ту саму, тобто $c = 0,91$, а параметрам γ_2 і β_2 , на етапі польоту кулі з дозвуковою швидкістю, надаємо значення: $\gamma_2 = -0,34$ і $\beta_2 = 1,8$.

Таблиця 2

Значення теоретичних і експериментальних кінематичних параметрів при дозвуковій швидкості кулі калібру 7,62 мм, випущеної з ПК, ПКБ і ПКС

t_k, c	$\theta_0, \text{рад}$	$z(t_k), \text{м}$	$x(t_k), \text{м}$	$\dot{z}(t_k), \text{м/с}$	$\dot{x}(t_k), \text{м/с}$	$V(t_k), \text{м/с}$	$V_{\text{екс}}(t_k), \text{м/с}$	$\Delta, \%$
1,8311	0,013581	0,00	900	-8,26	318,32	318,43	316	0,77
2,1557	0,016683	0,00	1000	-9,92	299,17	299,33	299	0,11
2,4997	0,020218	0,00	1100	-11,66	282,62	282,86	284	-0,40
2,8634	0,024190	0,00	1200	-13,48	268,14	268,47	270	-0,57
3,2460	0,028602	0,00	1300	-15,37	255,34	256,80	257	-0,47
3,6474	0,033465	0,00	1400	-17,35	243,93	244,55	245	-0,18
4,0670	0,03878	0,00	1500	-19,41	233,68	234,49	233	0,64

Аналізуючи отримані теоретичні значення швидкості за результатами експериментальних досліджень для кулі калібру 7,62 мм, випущеної з ПК, ПКБ і ПКС, можна стверджувати, що розбіжність між ними є в межах від -0,57% до 0,81%.

Графік зміни величини сили лобового опору повітря $R(V)$, розмірністю $[R] = \text{н}$, кулі в залежності від величини швидкості V , розмірністю $[V] = \text{м/с}$ представлено на рис. 2.

При значенні швидкості кулі $V = 340,2$ м/с сила лобового опору повітря має скачок першого роду.

На етапі руху з надзвуковою швидкістю величина лобового опору дорівнює $R(340,2) = 1,406 \text{ н}$, а з дозвуковою швидкістю $R(340,2) = 0,794 \text{ н}$.

Якщо куля калібром 7,62 мм випущена з ПКТ, то, використовуючи значення параметрів c , γ_i , β_i для кулі, випущеної з ПК, ПКБ і ПКС, отримаємо наступну відповідність між теоретичними і експериментальними значеннями, враховуючи, що її початкова швидкість $V_0 = 855$ м/с.

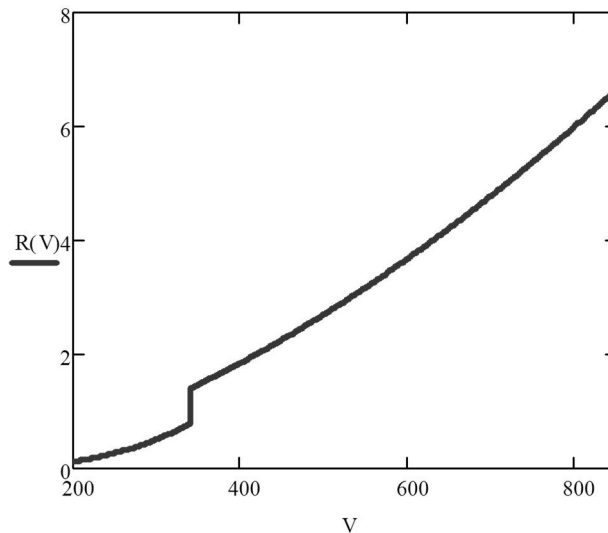


Рис. 2. Графік зміни величини лобового опору повітря для кулі калібру 7,62 мм, випущеної з ПК, ПКБ і ПКС в залежності від її швидкості

Таблиця 3

Значення теоретичних і експериментальних кінематичних параметрів кулі калібру 7,62 мм, випущеної з ПКТ при її надзвуковій швидкості

t_k , с	θ_0 , рад	$z(t_k)$, м	$x(t_k)$, м	$\dot{z}(t_k)$, м/с	$\dot{x}(t_k)$, м/с	$V(t_k)$, м/с	$V_{екс}(t_k)$, м/с	Δ , %
0,1228	0,000717	0,00	100	-0,59	775,79	775,79	778	-0,28
0,2583	0,001534	0,00	200	-1,23	701,84	701,85	705	-0,45
0,4084	0,002474	0,00	300	-1,91	632,94	632,94	636	-0,48
0,5751	0,003558	0,00	400	-2,65	568,91	568,92	571	-0,36
0,7608	0,004817	0,00	500	-3,46	509,57	509,58	510	-0,08
0,9686	0,006289	0,00	600	-4,35	454,67	454,70	454	0,15
1,2020	0,008023	0,00	700	-5,32	404,03	404,07	403	0,27
1,4652	0,010078	0,00	800	-6,41	357,48	357,54	359	-0,41

Після моментів часу $t_{1k} = 1,5756 \div 1,5788$ с, величина якого залежить від кута кидання θ_0 , швидкість кулі стає дозвуковою і тому на другому етапі польоту кулі величину сили опору повітря визначаємо при

значеннях параметрів $\gamma_2 = -0,34$ і $\beta_2 = 1,8$. Початковими умовами для етапу з дозвуковою швидкістю є значення кінематичних параметрів кулі, коли вона завершує рухатись з надзвуковою швидкістю.

Таблиця 4

Значення теоретичних і експериментальних кінематичних параметрів при дозвуковій швидкості кулі калібру 7,62 мм, випущеної з ПКТ

t_k , с	θ_0 , рад	$z(t_k)$, м	$x(t_k)$, м	$\dot{z}(t_k)$, м/с	$\dot{x}(t_k)$, м/с	$V(t_k)$, м/с	$V_{екс}(t_k)$, м/с	Δ , %
1,7601	0,012530	0,00	900	-7,83	326,19	326,29	326	0,09
2,0772	0,015417	0,00	1000	-9,48	305,90	306,05	304	0,67
2,4142	0,018733	0,00	1100	-11,19	288,49	288,70	288	0,24
2,7707	0,022478	0,00	1200	-12,99	273,27	273,58	276	-0,88
3,1464	0,026661	0,00	1300	-14,86	259,89	260,31	264	-1,40
3,5409	0,031280	0,00	1400	-16,82	247,99	248,56	252	-1,36
3,9535	0,036360	0,00	1500	-18,85	237,35	238,09	240	-0,80
4,3850	0,041902	0,00	1600	-20,97	227,72	228,68	229	-0,14
4,8341	0,047908	0,00	1700	-23,18	218,98	220,20	219	0,55
5,3010	0,054394	0,00	1800	-25,46	210,99	212,52	209	1,68
5,7857	0,061372	0,00	1900	-27,83	203,65	205,55	199	3,29
6,2880	0,068853	0,00	2000	-30,27	196,88	199,19	190	4,84

Аналізуючи отримані теоретичні значення швидкості з результатами експериментальних досліджень [7] для кулі калібру 7,62 мм, випущеної з ПКТ, можна стверджувати, що розбіжність між ними є в межах від $-1,36\%$ до $0,67\%$, якщо швидкість кулі більша 220 м/с. У випадку швидкості кулі, меншої цієї величини, розбіжності між теоретичними і експериментальними значеннями швидкості зростають, що свідчить про різке зростання кута нутації.

Вплив кута місця цілі на кінематичні параметри руху кулі. Знаючи функціональну залежність між величиною сили лобового опору повітря та швидкістю кулі, визначимо вплив кута місця цілі на кінематичні параметри руху кулі.

Нехай кути місця цілі α (кут між горизонтом зброї та прямою прицілювання) та кидання θ_0 і цілі має координати

$$M(x_u; z_u), \quad (10)$$

де x_u і z_u – координати цілі відносно відповідних осей.

Вважаємо, що стрільба ведеться на відстань 500 м, тобто $\sqrt{x_u^2 + z_u^2} = 500$, кулями калібру 7,62 мм, випущених з ПКТ. Приціл виставлений так, що кут кидання для влучення в ціль дорівнює

$$\theta_0 = 0,004817 \text{ радіана або } \theta_0 = 0^{\circ}17'.$$

У випадку розташування цілі в горизонті зброї обнуління траєкторії відбудеться на відстані 500 м.

Таблиця 5

Вплив величини кута місця цілі на кінематичні параметри руху кулі калібру 7,62 мм, випущеної з ПКТ, якщо кут кидання $\theta_0 = 0,004817$ радіана

Координати цілі відносно осей координат	α	t_k , с	x_k , м	z_k , м	\dot{x}_k , м/с	\dot{z}_k , м/с	V_k , м/с
$M(500; 0)$	0°	0,7608	500	0,00	509,62	-3,46	509,63
$M(489,89; 100)$	$11^{\circ}32'$	0,7617	489,89	100,05	498,73	98,38	508,35
$M(458,26; 200)$	$23^{\circ}35'$	0,7627	458,26	200,21	465,89	200,07	507,03
$M(400; 300)$	$36^{\circ}52'$	0,7641	400	300,59	405,85	301,51	505,59
$M(300; 400)$	$53^{\circ}08'$	0,7668	300	401,60	303,16	402,34	503,77
$M(0; 500)$	90°	0,7651	-2,42	500	-2,45	503,25	503,25

У таблиці 5: t_k – теоретичне значення часу, за який куля долає певну горизонтальну відстань або підніметься на висоту 500 м; x_k і z_k – координати; \dot{x}_k і \dot{z}_k – проекції швидкості; V_k – теоретична швидкість кулі в момент часу t_k .

Висновки

Знаючи функціональну залежність між величиною сили лобового опору повітря та швидкістю кулі, густиною повітря, швидкістю поширення звуку у повітрі, можна визначити вплив зміни цих величин на кінематичні параметри кулі, а також їх залежність від дульної швидкості, величини кута прицілювання, швидкості вітру та інше.

При стрільбі у повітряну ціль, з однаково виставленим прицілом, збільшення кута місця цілі приводить до того, що куля буде пролітати все вище над ціллю. Однак, при стрільбі з малими кутами місця цілі ($\alpha \leq 10^{\circ}$) відхилення по висоті будуть незначні.

Список літератури

1. Венцель Д.А. Внешняя баллистика: Часть первая / Д.А. Венцель, Я.М. Шапиро. – М.: Госуд. издат. оборонной промышленности, 1939. – 209 с.

2. Грабчак В.І. Апроксимація функції аеродинамічних коефіцієнтів сили опору повітря методом найменших квадратів / В.І. Грабчак. – Львів: АСВ. – 2012. – Вып. 2 (7). – С. 20–24.

3. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика: учебник для студентов вузов / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 608 с.

4. Ефремов А.К. Апроксимация закона сопротивления воздуха 1943 года / А.К. Ефремов // Наука и образование. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2013. – Вып. 10. – С. 269–282.

5. Тарасов В.М. Основні положення зовнішньої балістики ракет і снарядів: навчальний посібник / В.М. Тарасов, Р.І. Тимошенко, В.С. Сорока. – К.: НАОУ, 2002. – 60 с.

6. Balon R. Analysis of the 155-mm ERFB / BB projectile trajectory / R. Balon, J. Komenda. – Advances in MT, 10 / 2006. – P. 91–114.

7. Таблицы стрельб по наземным целям из стрелкового оружия калибров 5,45 и 7,62 мм. – М.: Воениздат, 1977. – 263 с.

Рецензент: д.т.н., проф. І.В. Кузьо, Національний університет «Львівська політехніка», Львів.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕЛИЧИНЫ СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУХА ПУЛИ, ВЫПУЩЕННОЙ ИЗ ПК, ПКБ, ПКС И ПКТ

Л.Д. Величко, И.В. Горчинский

В работе авторами проводится исследование динамики движения пули в воздухе отдельно на ее сверхзвуковой и дозвуковой скоростях. При этом аналитические зависимости силы лобового сопротивления воздуха имеют разный вид. На основе второго закона динамики решена обратная задача, что в дальнейшем, учитывая результаты экспериментальных исследований, дает возможность определить функциональную зависимость силы лобового сопротивления воздуха от скорости пули. Зная эту зависимость, можно решать задачи по определению кинематических параметров движения пули.

Ключевые слова: динамика движения пули, сила лобового сопротивления воздуха, кинематические параметры.

DETERMINATION OF THE MAGNITUDE OF THE FRONTAL AIR RESISTANCE OF THE BULLET, RELEASED FROM THE MACHINE GUNS PK, PKB, PKS AND PKT

L. Velychko, I. Gorchynskiy

In a majority of works devoted to the research of the exterior ballistics of the bullet movement and missiles the rate of the missile's form and the reference function of the frontal air is used. However, the obtained on this ground theoretical results not always qualitatively and quantitatively coincided with experimental. In the work of authors an alternate approach to the study of the dynamics of the bullets and missiles movement is considered. It is widely thought that the scalar force of the frontal air resistance of the bullet movement depends on the following characteristics: its aerodynamics rate; the greatest cross-section area plane surface vertical to the velocity attitude; its movement rate; air density and the speed of sound in the air. Although it has different values of certain coefficients in cases when the bullet is moved with supersonic and subsonic velocities. Using the law of dynamics – the system of differential equation is obtained, which describe the bullet movement in the air. To determine the certain coefficients of the frontal air resistance value function we should solve the inverse problem of the particle dynamics, taking into consideration the results of the experimental investigations. Solution of the differential equation system is obtained by a numerical method and the coefficients' value is defined by trial and error method. As an example, the bullet movement from the machine guns such as PK, PKB, PKS and PKT. The functional dependency of the bullet movement frontal air resistance value has been obtained from its velocity and the respective diagram has been created. The received theoretical values of the bullet's velocity on certain distances were different from the results of experimental measurements within limits of less than one percent. Knowledge of the law of the value change of the frontal air resistance on the bullet movement from its velocity, air density, and speed of sound in the air allows defining the influence of change of these values on the traveltime parameters of the bullet movement. At the same time we can investigate the influence of the change of the muzzle velocity of the bullet, angle of elevation, velocity and direction of the wind on the exterior ballistics of the bullet movement. As an illustration the influence of the angle of position on the traveltime characteristics has been investigated.

Keywords: bullet movement dynamics, strength of frontal air resistance, kinematic parameters.

УДК 358.1

І.В. Науменко, І.Д. Волков

*Науково-дослідний центр ракетних військ і артилерії, Суми***АКТУАЛЬНІ ПИТАННЯ ЩОДО ВНЕСЕННЯ ЗМІН І ДОПОВНЕНЬ
ДО ПРАВИЛ СТРІЛЬБИ І УПРАВЛІННЯ ВОГНЕМ НАЗЕМНОЇ АРТИЛЕРІЇ**

У статті наведено короткий аналіз стану та перспектив розробки керівних документів щодо стрільби і управління вогнем артилерії в арміях провідних у військовому відношенні країн світу та чинників, що впливають на необхідність внесення змін і доповнень до діючих Правил стрільби і управління вогнем наземної артилерії. За результатами проведеного аналізу отримано висновки щодо основних змін і доповнень, які доцільно внести до Правил стрільби і управління вогнем наземної артилерії, а також їх оформлення.

Ключові слова: артилерія, аналіз, зміни і доповнення, вогневе завдання, вогневе ураження, бойове застосування.