

of projectile motion with gyroscopic stabilization around its center of mass]. *Weapons systems and military equipment*. Kharkiv, 2014. Issue № 4 (40). pp. 21-27. [in Ukrainian].

11. Hrabchak V.I., Bondarenko S.V. and Stetsiv S.V. (2014), Грабчак В.І. "Математична модель руху тєнтру мас снаряда з гироскопичною стабилизациєю" [Mathematical model of motion of the center of mass of a projectile with gyroscopic stabilization].

Military Technical Collection. Lviv, 2014. Issue № 2 (11). pp. 7-12. DOI: 10.33577/2312-4458.11.2014.7-12 [in Ukrainian].

12. Roslova N.P. (1984), "Tablicy strel'by 152-mm samohodnoj gaubicy 2S3 (2S3M)" [Firing tables for 152-mm self-propelled howitzer 2S3 (2S3M)]: Tutorial, Military publishing, Moscow, 216 p. [in Russian].

EXTENSION OF THE UNIQUE INTERVAL OF RECOVERY OF THE INITIAL PHASE OF A SIGNAL OF A THREE-CHANNEL TWO-FREQUENCY COHERENT RADAR

Z. Hrabchak, Yu. Kosovtsov

The article reveals the theoretical and practical provisions for ensuring the unambiguity of determining the initial phase of the radar signal, which, unlike the known ones, allows expanding the unambiguity interval of a multi-channel and multi-frequency coherent radar to tens of meters with radar sounding in the centimeter range with frequencies of the order of 10 GHz. Procedures have been developed to ensure the unambiguity of determining the initial phase of the radar signal by determining the phase difference behind different frequencies of the transmitting channels of a three-channel two-frequency station. A mathematical model is obtained for the formation of the phase difference behind different frequencies of the transmitting channels of a three-channel two-frequency station. The mathematical model makes it possible to find the coordinates of the projectile for the phase difference data for different frequencies of the station's transmitting channels. The procedures for restoring the total phase difference behind the known quadrature components of the signal of a three-channel two-frequency station are disclosed. Analytical dependencies for calculating precision values of projectile flight coordinates based on phase difference data for different frequencies of the transmitting channels of a three-channel two-frequency station have been developed and studies of the accuracy of their calculation have been carried out. To assess the accuracy of determining the coordinates of the flight of the projectile, a numerical simulation of the calculation of their absolute error for different values of the projectile flight speed and angle of throw was carried out. As reference values of projectile flight coordinates, the data obtained by solving the mathematical model of the spatial motion of the OF-540Zh projectile of the 152-mm self-propelled howitzer 2S3M were used. It is shown that the potential accuracy of calculating the projectile flight coordinates is based on the data of measuring the quadrature of the phase difference of radar signals of a coherent radar with continuous monochromatic radiation for different values of the flight speed and angle of the projectile is within $(10^{-6} \div 10^{-10})$ m.

Keywords: projectile, radar signal, radar station, total phase, quadrature components, frequency, projectile flight coordinates, antenna, modeling.

УДК 623.546

DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.26.2022.22-27>

П.П. Ткачук, Л.Д. Величко, М.І. Войтович, М.І. Сорокатий

Національна академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, Львів

Article history: Received 04 February 2022; Revised 08 February 2022; Accepted 2 May 2022

ВПЛИВ ВІДХИЛЕНЬ ПОЧАТКОВОЇ ШВИДКОСТІ СНАРЯДА НА КІНЕМАТИКУ СНАРЯДА

У роботі використовується математична модель визначення сили лобового опору повітря рухові снаряда, яка базується на розв'язуванні оберненої задачі динаміки. Знаючи дальності лету снаряда при певних кутах прицілювання, наведених в таблицях стрільб, визначається функціональна залежність сили лобового опору повітря рухові снаряда від його швидкості та інших чинників, також з врахуванням дії на снаряд його ваги і Коріолісової сили. Встановлено, що в залежності від кута прицілювання швидкість снаряда під час лету може поєднувати етапи руху зі швидкостями надзвуковою, підзвуковою, дозвуковою спадною або зростаючою. Досліджено вплив відхилень початкової швидкості від номінального значення для

снаряда ОФ-462Ж, вилученого з 122-мм гаубиці Д-30, заряд перший. Встановлено, що величини зміщень координати точки обнуління траєкторії руху снаряда, визначених на основі запропонованої математичної моделі, є по модулю майже однаковими при відхиленні початкової швидкості на $\pm\Delta V_0$; табличні значення зміщень точки обнуління траєкторії, переважно, є більшими по модулю від теоретичних; найбільша розбіжність між ними є при куті прицілювання $45^\circ 00'$; виявлення, які з величин зміщень теоретичні чи табличні відповідають реальності, можливе при проведенні полігонних досліджень.

Ключові слова: зовнішня балістика, сила лобового опору повітря, початкова швидкість снаряда, балістичні поправки

Постановка проблеми

Однією з головних задач при стрільбі з гармат та гаубиць є встановлення взаємозв'язку між кутом прицілювання та місцем розташування цілі. Він залежить від детермінованих (форми і маси снаряда, густини і температури повітря, атмосферного тиску, деривації), недетермінованих (початкової швидкості снаряда, величини і напрямку швидкості вітру) та інших чинників. У результаті полігонних досліджень сформовані таблиці стрільби для кожного типу зброї та відповідного заряду. У них представлена дискретна залежність між кутом прицілювання та дальністю стрільби при нормальних умовах. Однак, переважно, стрільба ведеться при різних значеннях детермінованих і недетермінованих чинників та в ціль, яка розташована на довільних віддалі та висоті. Задача теорії поправок полягає в тому, щоб визначити параметри руху снаряда в повітрі при реальних умовах стрільби, тобто в необхідності врахування відхилень детермінованих і недетермінованих чинників від табличних значень та нормальних умов при визначенні кута прицілювання.

Аналіз досліджень і публікацій

У доволі великому об'ємі бібліографічна інформація та основи теоретичних досліджень зовнішньої балістики куль та снарядів викладені, наприклад, в роботах [1-5]. У них та інших наукових статтях [6-8] сила лобового опору повітря описується залежністю

$$R = \frac{\rho V^2}{2} \frac{\pi d^2}{4} i c_x \left(\frac{V}{V_s} \right), \quad (1)$$

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

Величину $\frac{\rho V^2}{2}$, у формулі (1), називають динамічним тиском.

При визначенні поправок для дальності стрільби вважається, що відхилення величин детермінованих і недетермінованих чинників від їх певних значень, для яких дальність лету снаряда відома, є незначними.

Оскільки остання є неперервною функцією від чинників, то з достатньою для практики точністю можна в ряді Тейлора враховувати лише величини першого порядку малості.

Наприклад, приріст дальності лету снаряда при зміні його початкової швидкості V_0 на величину δV_0 в безповітряному просторі визначають, використовуючи формулу [2]

$$\delta x_c = \frac{2V_0 \sin 2\theta_0}{g} \delta V_0,$$

а повну дальність лету снаряда

$$x_c(V_0 + \delta V_0) = x_c(V_0) + \frac{2V_0 \sin 2\theta_0}{g} \delta V_0, \quad (2)$$

де δx_c – приріст дальності лету снаряда, θ_0 – кут кидання, δV_0 – приріст початкової швидкості, $x_c(V_0 + \delta V_0)$ – повна дальність лету снаряда.

Існують експериментальні визначення поправочного коефіцієнту, значення якого використовують для визначення приросту дальності лету снаряда. Наприклад, поправочний коефіцієнт для швидкості визначають, використовуючи співвідношення

$$\frac{\partial x_c}{\partial V_0} = \frac{x_c(V_0 + \Delta V_0) - x_c(V_0 - \Delta V_0)}{2 \cdot \Delta V_0},$$

де $x_c(V_0 + \Delta V_0)$ і $x_c(V_0 - \Delta V_0)$ – дальності лету снаряда визначені експериментально, якщо його початкову швидкість змінювали на величину ΔV_0 , а величини всіх інших чинників не змінювали [2]. Тоді приріст дальності лету снаряда при зміні початкової швидкості на величину δV_0 визначають, використовуючи формулу

$$\delta x_c = \frac{\partial x_c}{\partial V_0} \delta V_0,$$

а повну дальність лету снаряда

$$x_c(V_0 + \delta V_0) = x_c(V_0) + \frac{\partial x_c}{\partial V_0} \delta V_0. \quad (3)$$

Теоретичний вивід поправочних формул для більшості детермінованих і недетермінованих чинників з врахуванням опору повітря доволі проблематичний і, переважно, здійснений з певними обмеженнями.

Формулювання мети статті

Використання таблиць стрільби дозволяє визначити кут прицілювання та кут довороту при конкретних значеннях детермінованих і недетермінованих чинників, які наведені в таблицях стрільб. Однак стрільба не завжди ведеться при нормальних умовах та табличних значеннях чинників. Тому є необхідність визначення величин поправок для дальності стрільби та кута довороту, обумовлених нестандартними умовами та відхиленням значень чинників від вказаних у таблиці.

У статті використовується математична модель визначення сили лобового опору повітря рухові снаряда, яка базується на розв'язуванні оберненої задачі динаміки. Тобто, знаючи значення дальності лету снаряда при конкретних кутах прицілювання, визначається сила лобового опору повітря, яка забезпечує дальність лету снаряда на вказану віддалі при врахуванні дії на снаряд його ваги та Коріолісової сили. Оскільки сила лобового опору повітря залежить від швидкостей снаряда і звуку в повітрі, густини повітря, то можна визначити вплив цих та пов'язаних з ними чинників на дальність лету снаряда. Наприклад, можна визначити вплив відхилення початкової швидкості снаряда від її номінального значення на дальність лету снаряда і його кінематичні параметри руху та здійснити порівняльний аналіз теоретичних і табличних результатів.

Виклад основного матеріалу

Експериментальні дослідження, наведені в роботах [4, 5], та теоретичні опрацювання авторами значень, які наведені в таблицях стрільб, дозволяють стверджувати, що сила лобового опору повітря рухові снаряда залежить від характеру швидкості – рухається снаряд з надзвуковою або підзвуковою чи дозвуковою швидкостями.

Отже, під час руху снаряда в повітрі можливі комбінації поєднання етапів:

- рух снаряда з надзвуковою швидкістю;
- рух снаряда з підзвуковою швидкістю;
- рух снаряда з дозвуковою швидкістю і від'ємним пришвидшенням;
- рух снаряда з дозвуковою швидкістю і додатним пришвидшенням.

У випадку, коли початкова швидкість снаряда більша від швидкості звуку в повітрі, то під час руху снаряда в повітрі при різних кутах прицілювання можлива наявність одного, двох і більше етапів зміни швидкості снаряда.

Тому пропонується визначити функціональні залежності величини сили лобового опору повітря рухові снаряда для кожного з етапів зокрема. На цих етапах будемо описувати залежності формулою

$$R(t) = \frac{c_x s_x \mu_a \cdot 101325}{R_{un} (TK - 0,006328 z)} \left(1 - \frac{6,5(z + zp)}{288000} \right)^{5,255} \times \frac{(V(t))^{2+\gamma_i+\beta_i}}{\left(\frac{k_a R_{un} (TK - 0,006328 z)}{\mu_a} \right)^{0,5\beta_i}}; \quad (4)$$

де c_x – коефіцієнт, який враховує аеродинамічність форми снаряда, при його повздовжньому обтіканні повітрям, і пропорційності; $\mu_a = 28,96 \frac{кг}{кмоль}$ – умовна молярна маса повітря; s_x – максимальна площа поперечного перерізу снаряда; $R_{un} = 8314 \frac{Дж}{кмоль \cdot K}$ – універсальна газова стала, TK – абсолютна температура повітря в точці розташування зброї, $zp = 111,537$ м – значення величини обумовлене тим, що табличні значення наведені при тиску 750 мм рт ст., $k_a = 1,4$ – показник адіабати для повітря, $V(t)$ – швидкість снаряда в довільний момент часу; z – висота над рівнем зброї і розмірність $[z] = м$, γ_i і β_i – коефіцієнти, значення яких є різними при надзвуковій, підзвуковій, дозвукових спадній та зростаючій швидкостях. Методика визначення значень коефіцієнтів γ_i і β_i аналогічна описаній в статті [9].

В якості прикладу для аналізу впливу зміни початкової швидкості від її номінального значення розглядається динаміка руху снаряда ОФ-462Ж, випущеного з 122-мм гаубиці Д-30 при нормальних умовах.

Якщо заряд перший, то початкова швидкість снаряда дорівнює $V_0 = 493 \frac{м}{с}$. При стрільбі з кутами прицілювання до $\theta_0 \leq 3^\circ 19'$ (дальність стрільби змінюється в межах від 200 до 2400 метрів) швидкість снаряда буде весь час надзвукова. На цьому етапі руху снаряда значення коефіцієнтів $\gamma_1 = -0,0834$ і $\beta_1 = -0,1792$. Максимальне по модулю відхилення точки обнуління траєкторії від вказаної в таблицях стрільб [10] дорівнює 6,4 метра.

При кутах прицілювання в межах $3^\circ 42' \leq \theta_0 \leq 15^\circ 28'$ (дальність стрільби змінюється в межах від 2600 до 7000 метрів) спостерігається два етапи зміни швидкості. На першому етапі снаряд рухається з надзвуковою швидкістю, а на другому – з підзвуковою. На другому етапі значення параметрів $\gamma_2 = -0,2226$ і $\beta_2 = 2,1433$. Максимальне по модулю відхилення точки обнуління траєкторії від вказаної в таблицях стрільб [10] дорівнює 15,2 метра.

При кутах прицілювання в межах $16^{\circ}09' \leq \theta_0 \leq 36^{\circ}57'$ (дальність стрільби змінюється в межах від 7200 до 11200 метрів) спостерігається три етапи зміни швидкості. На першому етапі снаряд рухається з надзвуковою швидкістю, на другому – з підзвуковою, на третьому – з дозвуковою зростаючою швидкістю. На третьому етапі значення параметрів $\gamma_3 = -0,4637$ і $\beta_3 = -1,6947$. Максимальне по модулю відхилення точки обнуління траєкторії від вказаної в таблицях стрільб [10] дорівнює 17,3 метра.

При кутах прицілювання в межах $39^{\circ}40' \leq \theta_0 \leq 70^{\circ}00'$ (дальність стрільби змінюється в межах від 11400 до 7420, з максимальною дальністю 11540 метрів) спостерігається чотири етапи зміни швидкості. На першому етапі снаряд рухається з надзвуковою швидкістю, на другому – з підзвуковою, на третьому – з дозвуковою швидкістю і від'ємним пришвидшенням, на четвертому – з дозвуковою швидкістю, але додатним пришвидшенням. На четвертому етапі значення параметрів $\gamma_4 = -0,4626$ і $\beta_4 = -2,0049$. Максимальне по модулю відхилення точки обнуління траєкторії від вказаної в таблицях стрільб [10] дорівнює 20,2 метра.

У таблиці мають місце позначення: α – кут прицілювання; t_k – тривалість лету снаряда; x_k – горизонтальна координата точки обнуління траєкторії руху снаряда; Δx_k – зміщення величини координати обнуління траєкторії руху снаряда; V_k – кінцева швидкість снаряда. У дужках вказані відповідні значення величин, наведених у таблицях стрільб [10].

У таблиці наведені параметри руху снаряда на початку і кінці кожного етапу, та кутах прицілювання, при яких дальність стрільби має максимальні відхилення від табличних при нормальних умовах.

Аналізуючи значення результатів, наведених у таблицях стрільб, можна стверджувати:

- взяті по модулю табличні значення зміщень точки обнуління траєкторії руху снаряда переважно є більшими від теоретичних;

- розбіжності між табличними та теоретичними значеннями зміщень точки обнуління траєкторії руху снаряда є в межах 10 метрів при кутах прицілювання до $25^{\circ}00'$;

- найбільша розбіжність між табличними і теоретичними значеннями зміщень точки обнуління траєкторії руху снаряда є при куті прицілювання $45^{\circ}00'$ і досягає 16 метрів;

- при подальшому збільшенні кута прицілювання розбіжності між табличними і теоретичними значеннями зміщень точки обнуління траєкторії руху снаряда зменшуються і при куті прицілювання $70^{\circ}00'$ становлять 7 метрів;

- величини зміщень по модулю є майже однаковими при відхиленні початкової швидкості на $\pm \Delta V_0$.

Виявлення, які з величин зміщень теоретичні чи табличні відповідають реальності, можливе при проведенні полігонних досліджень.

Висновок

Розбіжності між теоретично визначеними координатами точок обнуління траєкторії $x(\theta_i)$, на основі запропонованої математичної моделі, та наведеними в таблицях стрільб є незначними, що підтверджує адекватність запропонованої моделі. Авторами встановлено, що під час руху снаряда в повітрі можлива сукупність чотирьох етапів зміни швидкості снаряда – надзвукова, підзвукова, дозвукові спадна і зростаюча. Запропонована математична модель дозволяє аналітично визначати величини зміщень точки обнуління траєкторії руху снаряда в залежності від відхилення його початкової швидкості від номінального значення. Внаслідок наявності певних розбіжностей між теоретичними і табличними значеннями зміщень необхідне проведення полігонних досліджень для встановлення істинних.

Таблиця (скорочений вигляд)

Значення величин зміщення точки обнуління траєкторії, дальності лету снаряда, тривалість руху снаряда та його кінцевої швидкості в залежності від величини початкової швидкості снаряда

α , град	$V_0(1-0,01)$			$V_0 = 493 \frac{M}{c}$			$V_0(1+0,01)$		
	$\Delta x_k, M$	t_k, c	$V_k, \frac{M}{c}$	x_k, M	t_k, c	$V_k, \frac{M}{c}$	$\Delta x_k, M$	t_k, c	$V_k, \frac{M}{c}$
$0^{\circ}00'$	-3,91 (-4)	0,4034	474,93	198,12 (200)	0,4075 (0,4)	479,50 (479)	3,90 (4)	0,4115	484,06
$1^{\circ}19'$	-21,58 (-21)	2,6138	412,76	1193,62 (1200)	2,6389 (2,6)	415,81 (413)	21,73 (21)	2,6640	418,83
$2^{\circ}16'$	-31,05 (-30)	4,1450	377,67	1806,30 (1800)	4,1837 (4,1)	379,99 (379)	31,24 (30)	4,2224	382,29

3°19'	-39,30 (-38)	5,7819	345,81	2403,22 (2400)	5,8343 (5,8)	347,57 (347)	39,48 (38)	5,8867	349,27
3°42'	-41,89 (-41)	6,0850	338,31	2603,37 (2600)	6,4228 (6,4)	338,97 (339)	42,00 (41)	6,4801	339,62
7°44'	-56,81 (-59)	11,9592	307,58	4384,83 (4400)	12,0567 (12)	307,91 (294)	56,96 (59)	12,1539	308,23
11°05'	-63,28 (-65)	16,2421	292,92	5614,47 (5600)	16,3592 (17)	293,20 (284)	63,43 (65)	16,4762	293,47
15°28'	-69,11 (-73)	21,5678	281,81	7005,05 (7000)	21,7049 (22)	282,11 (273)	69,83 (73)	21,8418	282,40
16°09'	-69,89 (-74)	22,3751	280,70	7203,03 (7200)	22,5150 (23)	280,98 (272)	69,95 (74)	22,6546	281,36
25°00'	-78,05 (-88)	32,2614	285,39	9382,72 (9400)	32,4310 (33)	286,05 (267)	78,03 (88)	32,6001	286,70
36°57'	-85,91 (-100)	44,4847	296,04	11193,73 (11200)	44,6899 (45)	297,09 (277)	85,81 (100)	44,8950	298,12
39°40'	-86,91 (-102)	47,1597	296,25	11379,82 (11400)	47,3729 (48)	300,10 (281)	86,83 (102)	47,5854	298,52
45°00'	-88,00 (-104)	52,0880	301,98	11531,72 (11540)	52,3171 (53)	303,26 (288)	87,83 (104)	52,5451	304,54
65°59'	-70,17 (-79)	67,9287	323,10	8618,90 (8600)	68,2122 (68)	324,78 (308)	70,07 (79)	68,4944	326,47
70°00'	-61,73 (-69)	70,1532	326,01	7419,46 (7420)	70,4439 (70)	327,74 (308)	61,66 (69)	70,7332	329,47

Список літератури

1. Чернозубов А. Д., Кириченко В. Д., Разин И. И., Михайлов К. В. *Внешняя баллистика. Часть I: учебник*. Москва: Типография Артиллерийской инженерной академии, 1954. 467 с.
2. Чернозубов А. Д., Кириченко В. Д., Разин И. И., Михайлов К. В. *Внешняя баллистика. Часть II: учебник*. Москва: Типография Артиллерийской инженерной академии, 1954. 501 с.
3. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. *Внешняя баллистика: Учебник для студентов вузов. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 2005. 608 с.; ил.*
4. McCoy R.L. (2012), *Modern Exterior Ballistics. The Launch and Flight Dynamics of Symmetric Projectiles*. 328 p.
5. Carlucci Donald E. and Sidney S. Jacobson (2008), *Ballistics: theory and design of guns and ammunition: Tutorial*. 514 p.
6. Lewtas Ian, Mcalister Rachael, Wallis Adam, Woodley Clive and Cullis Ian. (2015), The ballistic performance of the bombard Mons Meg. *Defence Technology*. №12. pp. 59-68. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.dt.2015.12.001>
7. Sahoo S. and Laha M.K. (2014), Coefficient of Drag and Trajectory Simulation of 130 mm Supersonic Artillery Shell with Recovery Plug or Fuze. *Defence Science Journal*. Vol. 64, No. 6, pp. 502-508, DOI: <https://doi.org/10.14429/dsj.64.8110>
8. Bo Zhang, Shushan Wang, Mengyu Cao and Yuxin Xu. (2014), Impacts of Deflection Nose on Ballistic Trajectory Control Law. *Hindawi Publishing Corporation, Mathematical Problems in Engineering*. Article ID 984840, 6 p., DOI: <http://dx.doi.org/10.1155/2014/984840>

9. Величко Л. Д., Петрученко О. П., Терещук О. В., Нанівський Р. А. *Зовнішня балістика снаряда, випущеного з гаубиці. Військово-технічний збірник*. Львів, 2021. № 24. С. 13-20. DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.24.2021.13-20>

10. Таблицы стрельбы 122-мм гаубицы Д-30. Издание пятое, стереотипное. Москва: Военное издательство, 1988. 225 с.

References

1. Chernozubov A.D., Kirichenko V.D., Razin I.I. and Mikhailov K.V. (1954), "*Vneshniaia ballistica. Chast I*" [External ballistics. Part I]: Moscow: Typography of the Artillery Engineering Academy, 467 p. [in Russian]
2. Chernozubov A.D., Kirichenko V.D., Razin I.I. and Mikhailov K.V. (1954), "*Vneshniaia ballistica. Chast II*" [External ballistics. Part II]: Moscow: Typography of the Artillery Engineering Academy, 501 p. [in Russian].
3. Dmitrievskiy A.A. and Lysenko L.N. (2006), "*Vneshniaia ballistica*" [External ballistics]: Textbook for students. 4-the dition revised and supplemented. Moscow, Mechanical engineering, 608 p. [in Russian].
4. McCoy R.L. (2012), *Modern Exterior Ballistics. The Launch and Flight Dynamics of Symmetric Projectiles*. 328 p.
5. Carlucci Donald E. and Sidney S. Jacobson (2008), *Ballistics: theory and design of guns and ammunition*. 514 page.
6. Lewtas Ian, Mcalister Rachael, Wallis Adam, Woodley Clive and Cullis Ian. (2015), The ballistic performance of the bombard Mons Meg. *Defence Technology*. №12. Pp. 59-68. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.dt.2015.12.001>
7. Sahoo S. and Laha M.K. (2014), Coefficient of Drag and Trajectory Simulation of 130 mm Supersonic Artillery

Shell with Recovery Plug or Fuze. *Defence Science Journal*. Vol. 64, No. 6, pp. 502-508, DOI: <https://doi.org/10.14429/dsj.64.8110>

8. Bo Zhang, Shushan Wang, Mengyu Cao and Yuxin Xu. (2014), Impacts of Deflection Nose on Ballistic Trajectory Control Law. *Hindawi Publishing Corporation, Mathematical Problems in Engineering*. Article ID 984840, 6 pages. DOI: <http://dx.doi.org/10.1155/2014/984840>

9. Velychko L., Petruchenko O., Tereshchuk O. and Nanivskiy R. (2021), "Zovnishnia balistica snariada,

vipyschenogo z gaubici" [Exterior ballistics howitzer projectile]. *Military Technical Collection*. Lviv, 2021. № 24. С. 13-20. DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.24.2021.13-20> [in Ukrainian]

10. *Shooting tables of 122-mm howitzer D-30. The fifth edition, stereotypical*, (1988), Moscow, Military Publishing House, 225 p. [in Russian]

INFLUENCE OF THE INITIAL VELOCITY OF THE PROJECTILE ON THE KINEMATICS OF THE PROJECTILE

P. Tkachuk, L. Velychko, M. Voitovych, M. Sorokaty

The work uses a mathematical model for determining the frontal air resistance to the movement of the projectile, which based on solving the inverse problem of dynamics. Knowing the flight range at certain angles of aiming given in the firing tables, the functional dependence of the force of the frontal air resistance to the movement of the projectile on its speed and other factors is determined, taking into account the effect on the projectile of its weight and Coriolis force.

It has been established that, depending on the aiming angle, the projectile speed during flight can combine stages of movement with supersonic, transonic, subsonic, decreasing or increasing speeds. Therefore, the functional dependence of the frontal drag force is determined for each stage separately.

The influence of the initial velocity and the deviation from the nominal value for the OF-462ZH projectile fired from a 122-mm D-30 howitzer, charge is investigated. Depending on the aiming angle, the projectile speed during flight can combine stages of movement with supersonic, transonic, subsonic, decreasing or increasing speeds.

It was found that the displacement values of the coordinates of the zeroing point of the trajectory of the projectile, determined on the basis of the proposed mathematical model, are almost the same in modulus when the initial velocity deviates by $\pm\Delta V_0$; the tabular values of the displacements of the trajectory zeroing point, in general, are large in magnitude from the theoretical; the greatest discrepancy between them is achieved at an aiming angle of $45^{\circ}00'$; determination of which of the displacement values, theoretical or tabular, are real, is possible during field tests.

Keywords: Exterior ballistics, force of frontal air resistance, projectile muzzle velocity, ballistic corrections.