

cloud. Analyzing the extraordinary accidents in the places of storage of toxic, explosive substances and fuels and lubricants, which are related to the violation of their storage and exploitation, allows us to conclude that this is a global problem of today. Therefore, to prevent explosion and fire hazards, the strength of engineering structures that contain toxic and explosive substances are quite high requirements.

One of the main tasks in the general problem of explosion and fire safety is the ability to timely warn or prevent accidental explosions on building, military or explosion-proof structures, as well as personnel nearby. Therefore, the impact of temperature on special-purpose tanks due to sabotage, natural factors and abnormal cases on the strength characteristics of engineering structures of this type are important, both theoretically and practically.

Keywords: tank, temperature, annular and axial stresses, loss of tank integrity, deformation.

УДК 623.546

DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.27.2022.59-64>

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

Національна академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, Львів

Article history: Received 22 September 2022; Revised 20 October 2022; Accepted 25 October 2022

ВПЛИВ ВІДХИЛЕННЯ МАСИ СНАРЯДА НА ЙОГО ДИНАМІКУ

У результаті полігонних досліджень отримана дискретна залежність між кутами прицілювання і горизонтальними дальностями лету снаряда для певного типу зброї. Поєднуючи використання цієї залежності та метод оберненої задачі механіки, визначається функціональна залежність сили лобового опору повітря від швидкості снаряда, детермінованих і недетермінованих чинників. На основі другого закону динаміки отримується система диференціальних рівнянь, яка описує рух снаряда під дією сили лобового опору, ваги снаряда та Кориолісової сили. В якості прикладу розглядається динаміка руху снаряда ОФ-462Ж, випущеного з 122-мм гаубиці Д-30, заряд зменшений. Його початкова швидкість надзвукова і дорівнює $V_0 = 565 \frac{M}{c}$. У цьому випадку, в залежності від кута прицілювання, під час лету снаряда його швидкість може змінюватися від надзвукової до підзвукової або навіть до дозвукової.

Оскільки маса снаряда, переважно, відрізняється від номінальної, то в роботі досліджується вплив зміни маси снаряда на дальність лету снаряда і кінематичні параметри руху. Встановлено, що при малих кутах прицілювання зменшення маси снаряда сприяє дальності лету снаряда. Проте зі збільшенням величини кута прицілювання сприяння зменшується і дальність лету снаряда стає меншою від дальності лету снаряда з номінальною масою. Якщо маса снаряда більша від номінальної, то при малих кутах прицілювання дальність лету снаряда є меншою від дальності лету снаряда з номінальною масою. Однак зі збільшенням кута прицілювання спостерігається поступове збільшення дальності лету снаряда, величина якої буде більша від дальності лету снаряда з номінальною масою.

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

Постановка проблеми

Окрім головної задачі зовнішньої балістики щодо встановлення залежності між кутом прицілювання та місцем розташування цілі при нормальних умовах, виникає ряд задач, пов'язаних з потребою визначення поправок, які обумовлені нестандартними умовами. Останні поділяються на детерміновані (форма і маса снаряда, густина і температура повітря, атмосферний тиск, деривація), недетерміновані (початкова швидкість снаряда, величина і напрямок швидкості вітру)

та інші чинники. У таблицях стрільб для кожного типу зброї та відповідного заряду вказані дискретні залежності між кутом прицілювання і горизонтальною дальністю лету снаряда та величини поправок обумовлених нестандартними умовами стрільби. Величини поправок, визначали чисельними методами і наближено.

Оскільки в реальних умовах стрільба, переважно, ведеться при різних значеннях детермінованих і недетермінованих чинників, тому вплив величин поправок

відіграє суттєву роль у влучанні в ціль. Отже, покращення точності стрільби можна досягнути, якщо підвищити точність визначення величин поправок, обумовлених відхиленнями умов стрільби від нормальних.

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 рухові снаряда описується залежністю

$$R = \frac{rV^2 \rho d^2}{2 \cdot 4} i c_x \frac{\partial V}{\partial V_s} \ddot{\vartheta}, \quad (1)$$

або

$$R = \frac{rV^2 \rho d^2}{2 \cdot 4} C_D, \quad (2)$$

де R – сила лобового опору повітря, V – швидкість снаряда, r – густина повітря, V_s – швидкість звуку в повітрі, d – калібр снаряда, i – коефіцієнт форми снаряда, $c_x \frac{\partial V}{\partial V_s} \ddot{\vartheta}$ – еталонна функція лобового опору, C_D – коефіцієнт сили опору, $\frac{rV^2}{2}$ – динамічний тиск.

На основі експериментальних досліджень встановлені еталонні функції лобового опору повітря для певних типів снарядів. Ці функції мають дискретний характер. Враховуючи геометрію снаряда і порівнюючи його з еталонними снарядами, визначають коефіцієнт форми снаряда.

Однак проведені теоретичні дослідження зовнішньої балістики кулі калібру 7,62 мм, випущеної зі стрілецької зброї ПК ($V_0 = 825 \frac{m}{c}$, $m = 0,0096 \text{ кг}$), ПКТ ($V_0 = 855 \frac{m}{c}$, $m = 0,0096 \text{ кг}$) і СВД ($V_0 = 830 \frac{m}{c}$, $m = 0,0096 \text{ кг}$) показали, що хоча використовується одна і та сама куля, проте функціональні залежності сил лобового опору повітря рухові кулі від її швидкості є різними. Тобто формула (1) не дозволяє досягнути великої точності під час дослідження руху кулі в повітрі.

У більшості наукових праць замість означення сили лобового опору формулою (1) використовують формулу (2). Тобто еталонну функцію лобового опору у формулі (1) замінюють C_D – коефіцієнтом сили опору. Останній можуть описувати залежністю $C_D = C_{D_0} + C_{D_{\vartheta^2}} d^2$, де $C_{D_0} = \text{const}$ і $C_{D_{\vartheta^2}} = \text{const}$,

$d = \sin a_t$ і a_t – кут нутації. У реальності коефіцієнт сили опору є величина змінна, оскільки під час лету снаряда змінюється швидкість снаряда і швидкість звуку в повітрі (на різних висотах вона інша) [1, 5].

Визначення поправок для дальності стрільби, внаслідок відхилень величин детермінованих і недетермінованих чинників від їх номінальних значень, базується на припущеннях, що відхилення є незначними та зміна дальності є неперервною функцією від чинників. Тому при розкладі функцій в ряд Тейлора враховуються лише перші члени ряду.

Наприклад, приріст дальності лету снаряда при зміні його номінальної маси m_0 на величину dm визначають, використовуючи формулу [2, 3]

$$\Delta x = \frac{\partial x}{\partial c} \Big|_{c=V_0} - l_m V_0 \frac{\partial x}{\partial V_0} \frac{\dot{dm}}{m_0},$$

де c – балістичний коефіцієнт, l_m – коректуючий коефіцієнт.

Формулювання мети статті

Технологічно проблематично виготовляти снаряди однакової маси. Однак їх масу можна визначати до проведення пострілу і тому масу снаряда відносять до детермінованих змінних. З метою покращення купності стрільби необхідно здійснювати постріли снарядами однакової маси, оскільки відхилення маси снаряда від його номінального значення впливає на величину поправки для дальності стрільби. Отже, для забезпечення точності стрільби необхідно враховувати поправку для дальності внаслідок зміни маси снаряда. Метою статті є дослідження впливу зміни маси снаряда на його кінематичні параметри руху.

Виклад основного матеріалу

У статті використовується математична модель визначення сили лобового опору повітря рухові снаряда, яка описана в роботі [9]. Модель дозволяє враховувати вплив супутнього (зустрічного) вітру на величину лобового опору повітря. Проте в цій статті вплив вітру на динаміку снаряда не досліджується.

Якщо маса снаряда змінюється, але заряду – стала, то буде змінюватися початкова швидкість снаряда. У [2, 3] вказується наступна залежність між змінами маси снаряда і початкової швидкості

$$dV_0 = -l_m V_0 \frac{dm}{m}, \quad (3)$$

де dV_0 – зміна початкової швидкості снаряда, V_0 – початкова швидкість снаряда, dm – зміна маси снаряда, m – маса снаряда, l_m – коефіцієнт, значення якого визначають експериментальним шляхом. Для гармат цей коефіцієнт приблизно дорівнює $l_m \gg 0,4$ [2].

Найбільшу кількість енергії заряду витрачається на надання снаряда поступального і обертального рухів, на рухи відкатних частин зброї та газопорохової суміші в каналі ствола.

Кінетична енергія снаряда дорівнює сумі його енергій поступального і обертального рухів, тобто

$$T = \frac{mV_0^2}{2} + \frac{I_x \omega_0^2}{2}, \quad (4)$$

де I_x – момент інерції снаряда відносно його осі симетрії.

Кутова швидкість ω_0 снаряда визначається із залежності

$$\omega_0 = \frac{2\rho V_0}{hd}, \quad (5)$$

де h – крутизна нарізів і hd – довжина ходу нарізів.

Оскільки маса заряду не змінюється, то вважаємо, що кінетична енергія снаряда з номінальною масою m_0 і відхиленою, яка дорівнює $m = m_0 + \Delta m$, однакові. Враховуючи це твердження, отримаємо, що початкова швидкість снаряда з масою, відмінною від номінальної, дорівнює

$$V_{0m} = \sqrt{\frac{m_0}{m_0 + \Delta m}} V_0, \quad (6)$$

де V_{0m} – початкова швидкість снаряда, якщо маса снаряда змінилась на величину Δm .

Враховуючи силу лобового опору повітря рухові снаряда, вагу снаряда і Коріолісову силу та використовуючи другий закон динаміки, отримаємо систему диференціальних рівнянь, які описують рух снаряда в повітрі:

$$m \ddot{x} = - \frac{c_x s_x m_h \lambda 01325}{R_{un}(TK - 0,006328 z(t))} \frac{\partial}{\partial t} \frac{6,5(z(t) + zp)}{288000} \dot{\varphi}^{5,255} \cdot \frac{\sqrt{\dot{x}(t)^2 + \dot{y}(t)^2 + \dot{z}(t)^2}^{1+g_i+b_i} \dot{x}(t)}{\frac{\partial}{\partial t} \frac{a R_{un}(TK - 0,006328 z(t))^{0,5b_i}}{m_h}} - 2mW_e (\dot{x}(t) \cos l \cos y - \dot{x}(t) \sin l); \quad (7)$$

$$m \ddot{y} = - \frac{c_x s_x m_h \lambda 01325}{R_{un}(TK - 0,006328 z(t))} \frac{\partial}{\partial t} \frac{6,5(z(t) + zp)}{288000} \dot{\varphi}^{5,255} \cdot \frac{\sqrt{\dot{x}(t)^2 + \dot{y}(t)^2 + \dot{z}(t)^2}^{1+g_i+b_i} \dot{y}(t)}{\frac{\partial}{\partial t} \frac{a R_{un}(TK - 0,006328 z(t))^{0,5b_i}}{m_h}} - 2mW_e (\dot{y}(t) \sin l - \dot{y}(t) \cos l \sin y), \quad (8)$$

$$m \ddot{z} = - \frac{c_x s_x m_h \lambda 01325}{R_{un}(TK - 0,006328 z(t))} \frac{\partial}{\partial t} \frac{6,5(z(t) + zp)}{288000} \dot{\varphi}^{5,255} \cdot \frac{\sqrt{\dot{x}(t)^2 + \dot{y}(t)^2 + \dot{z}(t)^2}^{1+g_i+b_i} \dot{z}(t)}{\frac{\partial}{\partial t} \frac{a R_{un}(TK - 0,006328 z(t))^{0,5b_i}}{m_h}} - 2mW_e (\dot{z}(t) \sin l \cos y - \dot{z}(t) \cos l \sin y), \quad (9)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \frac{a R_{un}(TK - 0,006328 z(t))^{0,5b_i}}{m_h} - 2mW_e (\dot{x}(t) \cos l \sin y - \dot{x}(t) \sin l \cos y). \quad (9)$$

Для визначення кінематичних параметрів руху снаряда необхідно розв'язувати систему диференціальних рівнянь (7) – (9). У момент пострілу початкові умови для цієї системи диференціальних рівнянь матимуть вигляд:

$$\begin{aligned} x(0) &= 0, \quad \dot{x}(0) = V_{0m} \cos q_0, \quad y(0) = 0, \quad \dot{y}(0) = 0, \\ z(0) &= 0 \quad \text{і} \quad \dot{z}(0) = V_{0m} \sin q_0, \end{aligned} \quad (10)$$

де V_{0m} – початкова швидкість снаряда, q_0 – кут кидання. Для снаряда ОФ-462Ж, випущеного з 122-мм гаубиці Д-30, заряд зменшений, кут кидання дорівнює

$$q_0 = a_0 + g_{ver}, \quad (11)$$

де a_0 – кут прицілювання, $g_{ver} = 23\text{с}$ – вертикальний стрибок кута вильоту. На початковому етапі снаряд рухається з надзвуковою швидкістю. Проте при певних кутах прицілювання під час лету снаряда його швидкість може поєднувати надзвуковий, підзвуковий і дозвуковий етапи руху.

При здійсненні обчислень брались значення: маса снаряда – $m_0 = 21,76 \text{ кг}$, початкова швидкість – $V_0 = 565 \text{ м/с}$, площа поперечного перерізу снаряда – $s_x = p \times 0,064^2 \text{ м}^2$, температура повітря – $t = 15^\circ \text{C}$, атмосферний тиск – $p = 750 \text{ мм рт. ст.}$, $c_x = 0,35$, l – широта Землі, на якій відбувається стрільба, u – кут між напрямком стрільби та східним напрямком (під час всіх обчислень покладали $l = 50^\circ$ і $u = 90^\circ$).

Якщо снаряд рухається з надзвуковою швидкістю, то значення параметрів $g_1 = -0,099$ і $b_1 = 0,041$, під звуковою – $g_2 = -0,1964$ і $b_2 = 3,5774$, дозвуковою – $g_3 = -0,35933$ і $b_3 = -1,95776$.

Початковими умовами для системи диференціальних рівнянь (7) – (9), на етапах руху снаряда з підзвуковою та дозвуковою швидкостями, є значення його кінематичних параметрів руху при завершенні попереднього етапу.

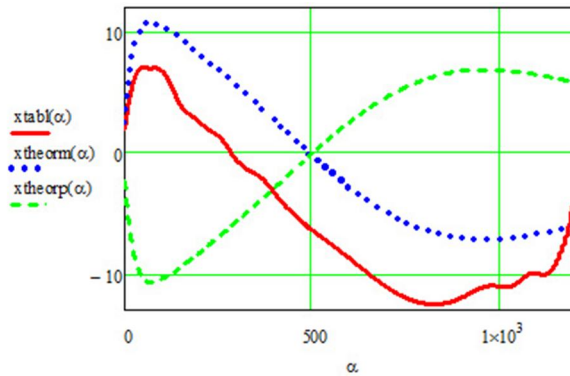


Рис. Значення відхилень величини дальності лету снаряда в залежності від зміни його маси

На рис. суцільною лінією $x_{tabl}(a)$ вказані зміщення дальності лету снаряда наведені в таблицях стрільб [10] при зміні маси на один знак. Точковою

лінією $x_{theorm}(a)$ вказані зміщення дальності лету снаряда, якщо маса снаряда менша від номінальної на $\Delta m = -\frac{2}{3}\%m_0$. Пунктирною лінією $x_{theorp}(a)$ вказані зміщення дальності лету снаряда, якщо маса снаряда більша від номінальної на $\Delta m = \frac{2}{3}\%m_0$. Величина кута прицілювання a вимірюється в тисячних, $[x_{tabl}(a)] = i$, $[x_{theorm}(a)] = i$ і $[x_{theorp}(a)] = i$.

У таблиці представлені значення кінематичних параметрів руху снаряда при номінальній та змінених масах снаряда.

Таблиця (скорочений вигляд)

Кінематичні параметри руху снаряда з різною масою

a_0	$m_0 - \frac{0,02m_0}{3}$		m_0		$m_0 + \frac{0,02m_0}{3}$	
	$x_k, \text{ м}$	$V_k, \text{ м/с}$	$x_k, \text{ м}$	$V_k, \text{ м/с}$	$x_k, \text{ м}$	$V_k, \text{ м/с}$
$-0^{\circ}01'$	403,93 (2,53)	536,25	401,40 (400) (2)	534,84	398,95 (-2,45)	533,43
$1^{\circ}30'$	1809,69 (8,45)	441,50	1801,24 (1800) (6)	441,26	1792,86 (-8,38)	441,01
$3^{\circ}49'$	3409,14 (10,75)	354,02	3398,39 (3400) (7)	354,45	3387,64 (-10,75)	354,87
$7^{\circ}00'$	5018,28 (10,09)	314,35	5008,19 (5000) (6)	314,67	4998,02 (-10,17)	314,98
$10^{\circ}57'$	6604,65 (8,59)	296,06	6596,06 (6600) (3)	296,37	6587,35 (-8,71)	296,68
$15^{\circ}45'$	8208,77 (6,51)	286,88	8202,26 (8200) (1)	287,19	8195,61 (-6,65)	287,49
$21^{\circ}29'$	9798,60 (3,87)	282,28	9794,73 (9800) (-2)	282,68	9790,65 (-4,08)	283,07
$28^{\circ}58'$	11394,55 (0,26)	281,87	11394,29 (11400) (-6)	282,34	11393,77 (-0,52)	282,79
$45^{\circ}00'$	12809,54 (-5,81)	296,83	12815,35 (12800) (-12)	297,30	12820,78 (5,43)	297,75
$58^{\circ}37'$	11414,29 (-7,23)	316,04	11421,52 (111400) (-11)	316,43	11428,38 (6,86)	316,81
$65^{\circ}03'$	9806,84 (-6,88)	324,05	9813,72 (9800) (-10)	324,41	9820,28 (6,56)	324,75
$70^{\circ}00'$	8171,00 (-6,34)	329,20	8177,34 (8220) (-8)	329,53	8183,41 (6,07)	329,85

У таблиці мають місце наступні позначення: x_k – горизонтальна дальність лету снаряда, V_k – кінцева швидкість снаряда. У дужках вказані зміщення дальності лету снаряда внаслідок зміни маси

снаряда. У четвертому стовпчику вказані в дужках табличні дальність лету снаряда при вказаному куті прицілювання і зміщення дальності лету снаряда при зміні його маси на один знак.

Аналізуючи значення, представлені на рис. і в таблиці, можна стверджувати, що при малих кутах прицілювання снаряд з меншою масою летить даліше від снаряда з номінальною масою і його кінцева швидкість є більша від швидкості снаряда з номінальною масою. Однак, якщо величина кута прицілювання зростає, то дальність лету такого снаряда є меншою від дальності лету снаряда з номінальною масою і кінцева швидкість є меншою від швидкості снаряда з номінальною масою. Протилежна картина спостерігається, якщо маса снаряда більша від номінальної. У цьому випадку при малих кутах прицілювання дальність лету снаряда є меншою від дальності лету снаряда з номінальною масою і його кінцева швидкість теж менша від кінцевої швидкості снаряда з номінальною масою. При збільшенні кута прицілювання дальність лету снаряда з більшою масою є більшою від дальності лету снаряда з номінальною масою і його кінцева швидкість є більшою від кінцевої швидкості снаряда з номінальною масою.

Висновок

Новизна роботи полягає в тому, що на основі запропонованої і розробленої авторами математичної моделі зовнішньої балістики куль та снарядів досліджено вплив зміни маси снаряда на його кінематичні параметри руху.

Показано, що розбіжності між теоретично визначеними горизонтальними дальностями лету снаряда з номінальною масою та наведеними в таблицях стрільб, є незначними (четверта колонка в таблиці). Це підтверджує адекватність запропонованої математичної моделі визначення сили лобового опору повітря рухові снаряда. Встановлено, що якісно зміщення дальності лету снаряда внаслідок зміни його маси, визначеної на основі запропонованої авторами методики і наведеними в таблицях стрільб [10], збігаються. Проте величини зміщень відрізняються і при певних кутах прицілювання досягають 6 метрів при зміні маси снаряда на один знак. Для встановлення істинної величини зміщення горизонтальної дальності лету снаряда при зміні маси снаряда необхідне проведення полігонних досліджень. Розроблена авторами математична модель дозволяє, використовуючи програмне забезпечення, автоматизувати процес визначення кута прицілювання в залежності від значень детермінованих і недетермінованих чинників та місця розташування цілі.

Список літератури

1. Чернозубов А.Д., Кириченко В.Д., Разин И.И., Михайлов К.В. Внешняя баллистика. Часть I. М.: Типография Артиллерийской инженерной академии, 1954. 467 с.
2. Чернозубов А.Д., Кириченко В.Д., Разин И.И., Михайлов К.В. Внешняя баллистика. Часть II. М.:

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., Modern Exterior Ballistics. The Launch and Flight Dynamics of Symmetric Projectiles. 2012. 328 p.
5. Carlucci Donald E. and Sidney S. Jacobson Ballistics: theory and design of guns and ammunition. 2008. 514 p.
6. Lewtas Ian, Mcalister Rachael, Wallis Adam, Woodley Clive, Cullis Ian. The ballistic performance of the bombard Mons Meg. *Defence Technology*. 2015. pp. 1259-68. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.dt.2015.12.001>
7. Sahoo S., Laha M.K. Coefficient of Drag and Trajectory Simulation of 130 mm Supersonic Artillery Shell with Recovery Plug or Fuze. *Defence Science Journal*, Vol. 64, No. 6, November 2014, pp. 502-508, DOI: <https://doi.org/10.14429/dsj.64.8110>
8. Bo Zhang, Shushan Wang, MengyuCao, YuxinXu. Impacts of Deflection Nose on Ballistic Trajectory Control Law. *Hindawi Publishing Corporation, Mathematical Problems in Engineering*, Volume 2014, Article ID 984840, pp. 405-411, <http://dx.doi.org/10.1155/2014/984840>
9. Величко Л.Д., Петрученко О.С., Терещук О.В., Нанівський Р.А. Зовнішня балістика снаряда, випущеного з гаубиці. *Військово-технічний збірник*. 2021. № 24. С. 13-20. <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. ChastII" [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 p.
6. LewtasIan Mcalister Rachael, Wallis Adam, Woodley Clive and CullisIan. (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, pp. 405-411, 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. pp. 13-20. DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.24.2021.13-20> [in Ukrainian]
10. "Tablici strelbyu 122-mm gaubicyu D-30" [Shooting tables of 122-mm howitzer D-30. The fifth edition, stereotypical]. (1988), Moscow, Military Publishing House, 225 p. [in Russian]

INFLUENCE OF THE MASS OF THE PROJECTILE ON ITS DYNAMIC

P. Tkachyck, L. Velychko, M. Voitovych, M. Sorokatyi

As a result of polygon studies, a discrete dependence between aiming angles and horizontal flight ranges of projectiles for a certain type of weapon was obtained. By combining the use of this dependence and the method of the inverse problem of mechanics, the functional dependence of the frontal air resistance force of the moving projectile on its speed, deterministic and nondeterministic factors is determined. On the basis of the second law of dynamics, a system of differential equations is obtained, which describes the movement of the projectile under the influence of the force of frontal resistance, the weight of the projectile, and the Coriolis force. As an example, we consider the dynamics of the OF-462Zh projectile fired from a 122-mm D-30 howitzer with a reduced charge. Its initial speed is supersonic and equal to $V_0 = 565 \frac{m}{c}$. In this case, depending on the aiming angle, during the flight of the projectile, its speed can change from supersonic to subsonic or even subsonic.

Since the mass of the projectile is mostly different from the nominal one, the effect of the change in the projectile mass on the flight range of the projectile and the kinematic parameters of the movement is investigated in the paper. It was established that at small aiming angles, a projectile with a smaller mass flies farther than a projectile with a nominal mass and its final speed is greater than the speed of a projectile with a nominal mass. However, if the aiming angle increases, the flight range of such a projectile is less than the flight range of a projectile with a nominal mass, and the final speed is less than the speed of a projectile with a nominal mass. The opposite picture is observed if the mass of the projectile is greater than the nominal one. In this case, at small aiming angles, the flight range of the projectile is less than the flight range of a projectile with a nominal mass, and its final speed is also less than the final speed of a projectile with a nominal mass. When the aiming angle increases, the flight range of a projectile with a larger mass is greater than the flight range of a projectile with a nominal mass, and its final speed is greater than the final speed of a projectile with a nominal mass.

Keywords: exterior ballistics, force of frontal air resistance, mass of projectile, ballistic corrections. external ballistics, frontal air resistance, projectile mass, ballistic corrections