

УДК 623.546



С. В. Бондаренко



А. Ю. Косовцов

МЕТОД РОЗРАХУНКУ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ ОБЕРТАННЯ СНАРЯДА ЗА ДАНИМИ РЕПЕРНИХ ТОЧОК

У статті розкриті процедури формування набору реперних (приреперних) точок, що відповідають моменту вильоту снаряда з каналу ствола гармати та дозволяють розрахувати початкову кутову швидкість обертання снаряда за різними початковими швидкостями його польоту. Проведене чисельне моделювання та оцінена точність розрахунку кутової швидкості обертання снаряда на прикладі 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000. Показано, що для відносно невеликої кількості пострілів за різними початковими швидкостями польоту снаряда можна отримати значення кутової швидкості його обертання з середнім значенням відносної похибки у межах від 0,01 % до 0,03 %. Отриманий результат дозволяє значно підвищити точність розрахунків індивідуальних аеродинамічних коефіцієнтів снаряда.

К л ю ч о в і с л о в а : траєкторія, балістика, снаряд, аеродинамічні коефіцієнти, реперні (приреперні) точки, математична модель, кутова швидкість, моделювання, відносна похибка.

Постановка проблеми. Розв'язуючи задачі зовнішньої балістики, необхідно знати з високою точністю значення аеродинамічних сил (моментів) снаряда, які значною мірою впливають на точність розрахунку траєкторій його польоту [1–3]. Усі аеродинамічні сили (моменти) прийнято розраховувати через їх аеродинамічні коефіцієнти, відповідно теоретичне та практичне вивчення і визначення аеродинамічної сили (моментів) полягає в експериментальному дослідженні її аеродинамічних коефіцієнтів для конкретного снаряда за різних швидкостей його польоту (співвідношеннях чисел Маха) [1–4].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Сучасний стан вирішення проблеми визначення аеродинамічних коефіцієнтів снаряда досліджено у працях А. О. Дмитрієвського, Л. М. Лисенко, В. І. Макеєва, В. І. Біматова, R. L. McCoy, J. W. Bradley, які сформулювали основні положення теорії зовнішньо-траєкторних випробувань. У працях В. Ю. Сладкова, Ю. К. Бистріцького, Б. С. Дубова, В. Т. Калугіна, А. П. Красильщикова, D. E. Carlucci, J. C. Lerner розглянуто питання аеродинамічних досліджень із застосуванням експериментальних балістичних установок і аеродинамічних труб. У працях Н. Ф. Краснова, А. М. Мхітаряна, Р. В. Сідельнікова, А. О. Дородниціна, Г. Шліхтінга, J. D. Anderson, J. J. Bertin, U. Gulçat досліджені математичні (чисельні) методи їх розрахунку [1, 2, 3, 5, 6].

Незважаючи на велику різноманітність наукових підходів до визначення аеродинамічних коефіцієнтів снаряда та значні зусилля вчених і інженерів різних спеціальностей, досягнутий рівень точності їх розрахунку не дозволяє забезпечити задану точність стрільби артилерійських систем. Провідними науковцями Ballistic Research Laboratories (BRL) – балістичної дослідної лабораторії Сполучених Штатів Америки, оприлюднені кількісні показники точності, досягнуті при визначенні аеродинамічних коефіцієнтів снаряда існуючими методами (табл. 1) [1].

Таблиця 1 – Показники точності, досягнуті при визначенні аеродинамічних коефіцієнтів снаряда

Aerodynamic Coefficient	Wind Tunnel, %	Aeroballistic Range, %	PRODAS, %
Drag Force	5-10	1-2	3-5
Lift Force	3-7	4-8	6-10
Magnus Force	Large	25	33
Overturning Moment	5-10	2-3	3-6
Pitch Damping Moment	Large	10-20	15-25
Magnus Moment	Large	10-20	15-25
Spin Damping Moment	Large	5-10	10-15

На сьогоднішній день для забезпечення заданої точності стрільби в математичних моделях використовується так званий балістичний коефіцієнт C , який виступає як коефіцієнт погодження, що компенсує всі неточності визначення аеродинамічних коефіцієнтів снаряда та забезпечує збіг елементів розрахункових траєкторій з елементами траєкторій, які отримуються за результатами експериментальних стрільб.

Перспективним напрямом визначення аеродинамічних коефіцієнтів для конкретного снаряда є використання методів, заснованих на розв'язанні оберненої задачі динаміки руху снаряда за експериментальними даними балістичних стрільб [1, 2, 7]. Теоретичною основою рішення обернених задач є математична модель (ММ) польоту снаряда у тривимірному просторі, що складається з векторних диференціальних рівнянь динаміки руху абсолютно твердого тіла, які зв'язують основні характеристики руху і конкретні (для даного снаряда) параметри, що входять до рівняння: масу, лінійні розміри, моменти інерції, аеродинамічні сили (моменти) тощо. Обернена задача визначення аеродинамічних коефіцієнтів снаряда полягає в тому, що за отриманими експериментальним шляхом траєкторними параметрами руху снаряда на основі тієї чи іншої ММ польоту снаряда потрібно відновити шукані аеродинамічні коефіцієнти, що входять до неї. Для розв'язування обернених задач як експериментальні дані можна використовувати будь-який кінцевий набір дискретних значень параметрів польоту конкретного типу снаряда, наприклад, координат польоту $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$, отриманих в результаті стрільби на балістичній трасі для різних початкових швидкостей (зарядів) та кутів кидання [1, 2, 8, 9, 10].

Процес руху снаряда у повітряному середовищі можливо описати однією з трьох ММ, які відрізняються одна від одної рівнем складності і відповідно рівнем адекватності реальному процесу руху снаряда у повітрі [1, 3, 11], а саме: моделлю матеріальної точки; модифікованою моделлю матеріальної точки (МММТ); 6DoF-моделлю (Six degrees of freedom) як ММ руху твердого тіла з шістьма степенями свободи. У зазначених працях вказано, що сьогодні найбільш придатною ММ для визначення аеродинамічних коефіцієнтів у обернених задачах є МММТ у явній формі, яка є проміжною ММ між моделлю матеріальної точки та 6DOF-моделлю.

У працях [8, 9, 10, 12] наведені підходи до зведення системи рівнянь МММТ до точних аналітичних залежностей визначення індивідуальних аеродинамічних коефіцієнтів сили лобового опору, підйимальної сили та сили Магнуса. Отриманий результат дозволяє від декілька разів до декількох порядків підвищити точнісні показники їх розрахунку, порівнюючи з відомими підходами. Разом з тим такого результату можливо досягти лише за умови відомої кутової швидкості обертання снаряда на всій ділянці польоту снаряда.

Метою статті є розроблення методу розрахунку кутової швидкості обертання снаряда на траєкторії для визначення його індивідуальних аеродинамічних коефіцієнтів.

Виклад основного матеріалу

Кутова швидкість обертання снаряда. В загальному вигляді для розрахунку індивідуальних аеродинамічних коефіцієнтів снаряда необхідно мати значення таких його параметрів [8, 9]:

$$C_i = f\left(v_1(t), v_2(t), v_3(t), \frac{dv_1(t)}{dt}, \frac{dv_2(t)}{dt}, \frac{dv_3(t)}{dt}, p(t)\right), \quad (1)$$

де C_i – індивідуальні аеродинамічні коефіцієнти снаряда;

$$\frac{dv_1}{dt}; \frac{dv_2}{dt}; \frac{dv_3}{dt}; v_1 = \frac{dx}{dt}; v_2 = \frac{dy}{dt}; v_3 = \frac{dz}{dt} \quad - \text{відповідно компоненти прискорення та швидкості}$$

польоту снаряда у проекціях на відповідні осі прямокутної системи координат;

p – кутова швидкість обертання снаряда;

t – час польоту снаряда.

Варто відзначити, що складові виразу (1) залежать виключно від параметрів, що отримуються за даними зовнішньо-траєкторних вимірювань координат польоту снаряда $\{x_i(t), y_i(t), z_i(t)\}$, за винятком кутової швидкості його обертання p [8, 9].

Кутова швидкість обертання снаряда у момент вильоту з каналу ствола гармати прямо пропорційна дульній швидкості польоту снаряда та залежить від довжини ходу нарізів, для отримання залежності якої розгорнемо наріз ствола гармати на площину (рис. 1).

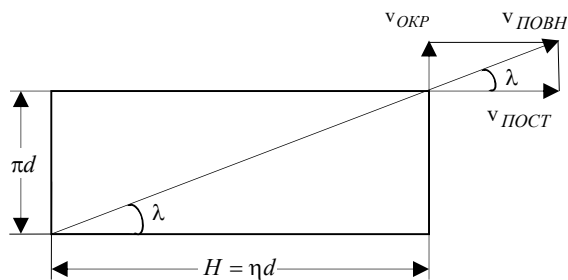


Рисунок 1 – Схема нарізу ствола гармати, що розгорнутий на площину

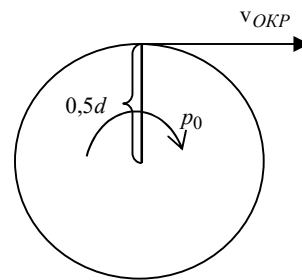


Рисунок 2 – Визначення окружної швидкості польоту снаряда

З рисунка 1 видно, що

$$\operatorname{tg} \lambda = \frac{\pi d}{\eta d} = \frac{\pi}{\eta},$$

де πd – довжина розгорнутої окружності поперечного перерізу каналу ствола гармати;

$\eta d = H$ – довжина ходу нарізів, причому $\eta = \frac{H}{d}$ є відносною довжиною ходу нарізів у калібрах;

λ – кут нахилу нарізів.

Точка на виступі ведучого пояса снаряда має повну швидкість, напрямком якої складається з двох складових: швидкості поступального руху вздовж осі каналу ствола $v_{\text{ПОСТ}}$ та окружної швидкості внаслідок власного обертання снаряда $v_{\text{ОКР}}$. Між цими складовими існує очевидне співвідношення

$$v_{\text{ОКР}} = v_{\text{ПОСТ}} \operatorname{tg} \lambda = \frac{\pi}{\eta} v_{\text{ПОСТ}}.$$

Водночас величину окружної швидкості (рис. 2) можна подати як

$$v_{\text{ОКР}} = 0,5 d p_0. \quad (2)$$

Застосовуючи вираз (2) до моменту вильоту снаряда з каналу ствола гармати, отримаємо величину початкової швидкості власного обертання снаряда [2, 4]

$$p_0 = \frac{2\pi}{\eta d} v_0, \quad (3)$$

де v_0 – дульна (початкова) швидкість польоту снаряда.

Визначення кутової швидкості обертання снаряда в реперних точках. З рівняння (3) видно, що кутова швидкість обертання снаряда в момент вильоту з каналу ствола гармати прямо пропорційна дульній швидкості польоту снаряда, решта параметрів, що входять до виразу, є відомими характеристиками ствола гармати, які задаються при його проектуванні. Враховуючи, що дульна швидкість артилерійського снаряда практично не відрізняється від початкової швидкості, у подальшому в статті розглядається термін «початкова швидкість», до якого артилерійська спільнота більше звикла.

Маючи N значень початкових швидкостей польоту снаряда за формулою (3), не складно розрахувати значення початкових кутових швидкостей обертання снаряда в момент його вильоту з каналу ствола гармати

$$p_{0_i} = f(v_{0_i}), \quad i = \overline{1, N}. \quad (4)$$

Ці точки у подальшому вважатимемо реперними точками – точками траєкторії польоту снаряда, в яких відомі всі траєкторні параметри, що входять у залежність (1), включно з початковою кутовою швидкістю обертання снаряда p_0 .

Для відпрацювання методу розрахунку кутової швидкості обертання артилерійського снаряда проведено чисельний експеримент з використанням МММТ у явній формі. Інерційно-вагові параметри 155 мм артилерійського снаряда Assegai M2000 та аеродинамічні коефіцієнти розраховані за допомогою програмного продукту PRODAS [12]. Для розрахунку реперних точок на всьому діапазоні швидкостей польоту снаряда (від мінімальних до максимальних дальностей польоту) необхідно проводити декілька стрільб з початковими швидкостями від мінімальної до максимальної. З метою можливості оцінювання отриманих результатів за початковими швидкостями взято 17 швидкостей польоту снаряда, що відповідають числам Маха, для яких відомі значення аеродинамічних коефіцієнтів

$$v_{0_j} = \left\{ \begin{array}{lllllll} 1-136.171; & 2-204.257; & 3-238.300; & 4-272.343; & 5-306.386; & 6-323.408; & 7-331.919; \\ 8-340.429; & 9-348.940; & 10-357.451; & 11-374.472; & 12-408.515; & 13-459.580; & 14-510.644; \\ 15-680.859; & 16-851.074; & 17-1021.289 & & & & \end{array} \right\} \text{м/с} \quad (5)$$

де $j = \overline{1, 17}$.

Необхідно відзначити суттєвий момент для подальшого розвитку методу, що розглядається, а саме: в кожній реперній точці зареєстрованої траєкторії з високою точністю відомі такі параметри:

- відлік часу для реперної точки t ;
- число Маха – M ;
- аеродинамічні коефіцієнти снаряда – C_i ;
- кутова швидкість обертання снаряда – p .

Для отримання інформації, що забезпечує однозначний зв'язок (взаємно-однозначну відповідність) зареєстрованих траєкторних параметрів $\{x_j(t), y_j(t), z_j(t)\}$ між часом t та числом Маха, необхідно мати відрізок траєкторії до апогею (вершини) траєкторії з найбільшою кількістю зареєстрованих чисел Маха (рис. 3), що досягається стрільбою на великих кутах кидання гармати.

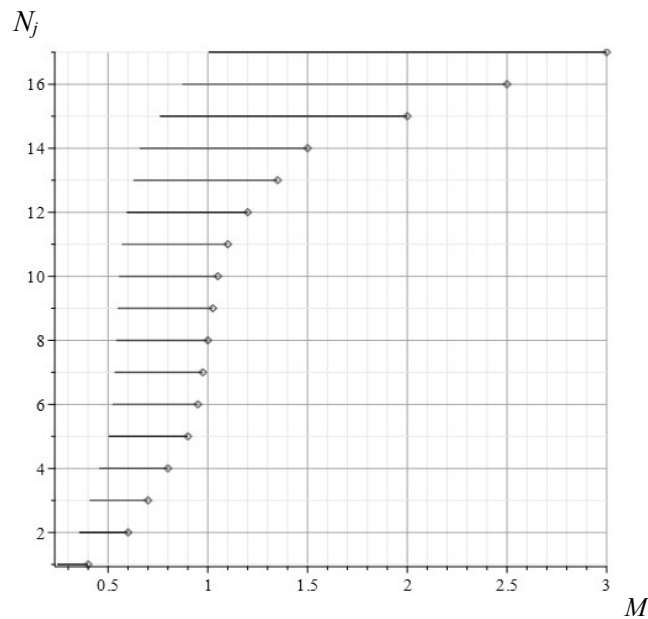


Рисунок 3 – Зареєстровані відрізки траєкторій з відомими реперними точками

Розглянемо дві зареєстровані траєкторії, числа Маха яких на певних проміжках співпадають (рис. 4, а).

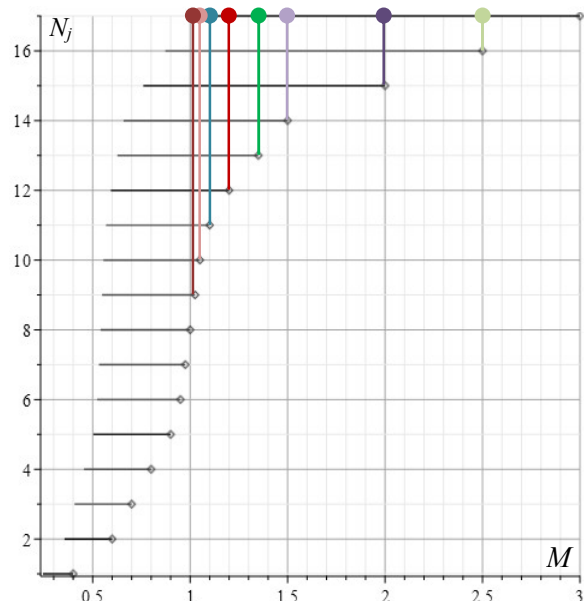
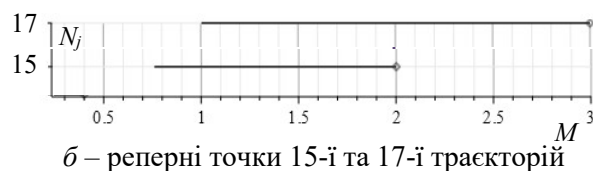


Рисунок 4 – Відкладення реперних точок на інші траєкторії за числом Маха

Наприклад, для 17-ї траєкторії реперна точка на графіку має значення числа Маха $M = 3.0$, а для 16-ї траєкторії реперна точка має значення числа Маха $M = 2.5$. Через те що аеродинамічний коефіцієнт є функцією числа Маха $C_i = f(M)$, то на 17-й траєкторії в точці $M = 2.5$ аеродинамічний коефіцієнт буде мати те ж саме значення, що й у реперній точці 16-ї траєкторії. Таким чином, ми отримуємо ще одну точку на 17-й траєкторії, яку назвемо приреперною, в якій відоме значення

аеродинамічного коефіцієнта C_i у відповідний момент часу, оскільки ми маємо взаємно-однозначну відповідність між M та t , а також можливість перетворення $M \Leftrightarrow t$.

З таких самих міркувань, переносячи реперну точку з 15-ї траєкторії на 17-ту (рис. 4, б), отримаємо чергову приреперну точку із новими, зазначеними вище параметрами. Здійснюючи процес перенесення інших реперних точок на 17-ту траєкторію, отримаємо вісім приреперних точок на 17-й траєкторії (рис. 4, в).

Потрібно врахувати, що на двох сусідніх траєкторіях значення чисел Маха не будуть відповідати одне одному. Розглядаючи 17-ту траєкторію на зареєстрованому відрізку $[2.50000000\ 031704; 0.87468483\ 7414592]$ та 16-ту на відрізку $[3.0000000009679; 1.00809005337744]$, маємо їх протяжність 1.99190994 759046 та 1.62531516 2902448 чисел Маха відповідно. Кожен з цих відрізків поділяється на 1000 поділок K_i . Ціни поділок кожного відрізка будуть відрізнятися між собою, також не буде однакових значень чисел Маха. Так, 16-та траєкторія має реперну точку з параметрами $K_1^{16} = (1, 2.50000000\ 031704)$,

а на 17-й траєкторії найближче значення числа Маха до K_1^{16} в околицях 83 та 84 точок

$$\left(1, 3.00000000096794\right), \dots, \left(83, 2.50344961892025\right), \left(84, 2.49862915555039\right), \dots, \left(1000, 1.00809005337744\right) \\ \left\{ K_{84}^{17} > K_1^{16} > K_{83}^{17} \right\}. \text{ Вибір між } K_{84}^{17} \text{ та } K_{83}^{17} \text{ точками здійснюється за найменшою різницею з } K_1^{16}, \\ \left| K_1^{16} - K_{83}^{17} \right| = 0.003449619 \text{ та } \left| K_1^{16} - K_{84}^{17} \right| = 0.001370844 .$$

Використовуючи всі перетини різних траєкторій з першими точками траєкторії (реперними), отримаємо в цих точках ряд значень аеродинамічних коефіцієнтів $C_i = f(M)$, що дає нам можливість розрахувати значення кутової швидкості обертання снаряда від часу (числа Маха) на кожній зареєстрованій траєкторії (рис. 5). У кожній приреперній точці для відповідної траєкторії у певний момент часу, що відповідає значенню числа Маха, відоме $\left\{ v_1(t), v_2(t), v_3(t), \frac{dv_1(t)}{dt}, \frac{dv_2(t)}{dt}, \frac{dv_3(t)}{dt} \right\}$. За виразами (6), отриманими з МММТ у явній формі, можна розрахувати $p(t)$.

$$p = f_L \left(v_1(t), v_2(t), v_3(t), \frac{dv_1(t)}{dt}, \frac{dv_2(t)}{dt}, \frac{dv_3(t)}{dt} \right) \frac{dgm v^2}{I_x C_L}, \\ p^2 = f_{mag} \left(v_1(t), v_2(t), v_3(t), \frac{dv_1(t)}{dt}, \frac{dv_2(t)}{dt}, \frac{dv_3(t)}{dt} \right) \frac{gm v^2}{I_x C_{mag}}. \tag{6}$$

- де C_L – аеродинамічний коефіцієнт піднімальної сили;
- d – діаметр (калібр) снаряда;
- C_{mag-f} – аеродинамічний коефіцієнт сили Магнуса;
- v – вектор швидкості снаряда відносно повітря;
- I_x – полярний момент інерції.

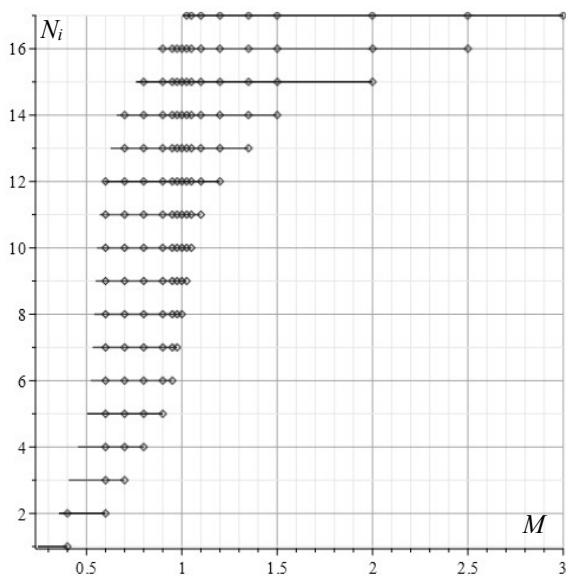


Рисунок 5 – «Розмноження» реперних точок на приреперні

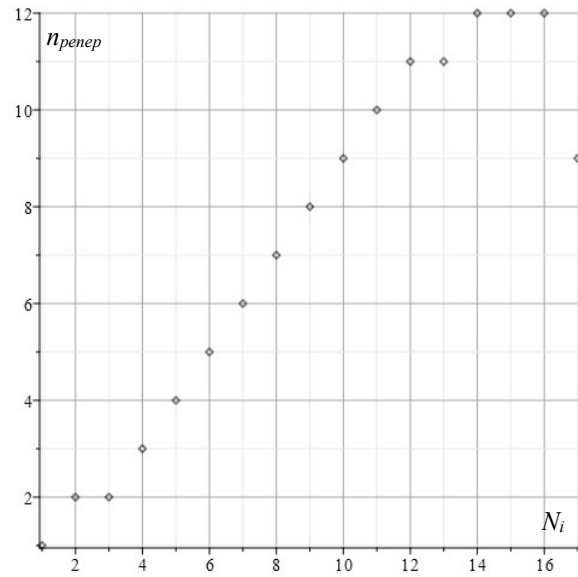


Рисунок 6 – Кількість отриманих $n_{\text{репер}}$ реперних (приреперних) точок на кожній N_i зареєстрованій траєкторії

Використовуючи такий підхід, 17 реперних точок «розмножилися» на 124 приреперних, у кожній з яких достатньо точно відомі параметри $\{t, M, C_i, p\}$. Тобто кожна траєкторія має певну кількість точок. Наприклад, 17-та траєкторія має 9 точок, 16-та і 15-та траєкторії – 12 точок, в яких будуть співпадати значення чисел Маха та аеродинамічного коефіцієнта, а також визначені кутові швидкості обертання снаряда (рис. 6).

З метою верифікації отриманого результату проведено порівняння кутової швидкості обертання снаряда у $n_{\text{репер}}$ реперних (приреперних) точках з кутовою швидкістю обертання снаряда, значення якої розраховані за МММТ-моделлю та прийняті за еталонні [1, 11]. Для отримання значень кутової швидкості обертання снаряда залежно від числа Маха використана ММ просторового руху 155-мм ОФ снаряда Assegaї M2000. Математична модель доповнена інерційно-ваговими характеристиками і аеродинамічними коефіцієнтами сил (моментів) снаряда та реалізована в програмному середовищі Maple [13]. Адекватність моделі підтверджується рішенням прямої балістичної задачі для 155-мм ОФ снаряда Assegaї M2000 за заданих табличних початкових умов та порівнянням основних параметрів польоту 155-мм ОФ снаряда Assegaї M2000, що розраховані за ММ, та параметрів польоту цього снаряда, що розраховані BRL.

Точність розрахунку кутової швидкості обертання снаряда оцінена за величиною відносної похибки

$$\delta = \frac{p(M_i) - p^*(M_i)}{p(M_i)} \cdot 100\%, \quad (7)$$

де $p(M_i)$ – значення кутової швидкості обертання снаряда залежно від числа Маха (M), що розраховані BRL;

$p^*(M_i)$ – значення кутової швидкості обертання снаряда у реперних (приреперних) точках траєкторії, що отримані за виразом (3).

На рисунку 7 подані графіки кутової швидкості обертання снаряда $p(M_i)$ (позначені суцільною лінією) та $p^*(M_i)$ (позначені точками) для 16-ї (рис. 7, а) та 12-ї (рис. 7, б) траєкторій в інтервалах відповідно $M = \overline{0.85, 2.5}$ та $M = \overline{0.59, 1.2}$. Візуально на рисунку графіки $p(M_i)$ та $p^*(M_i)$ співпадають.

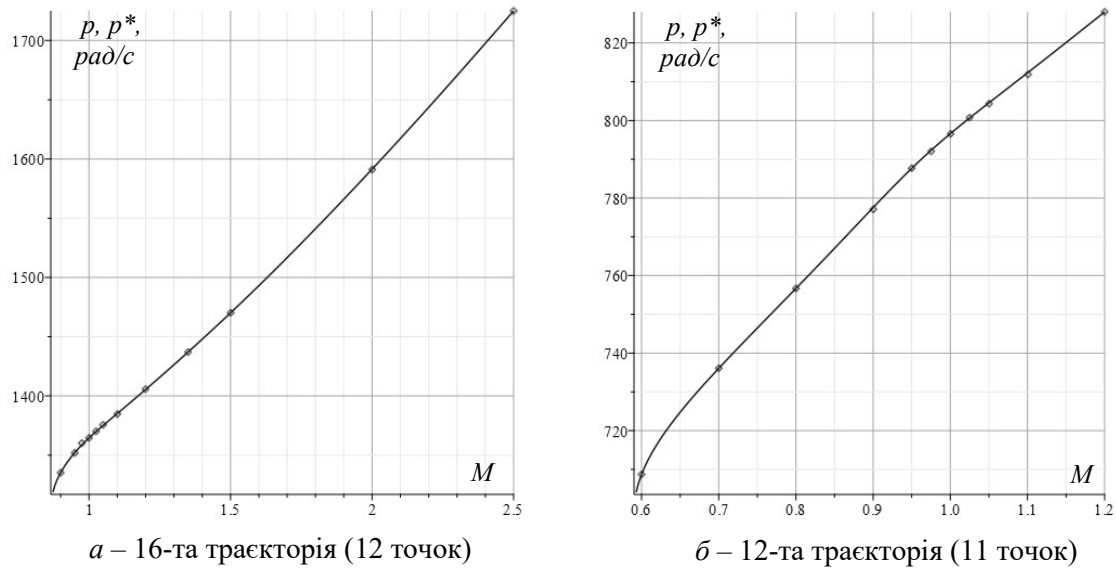


Рисунок 7 – Кутова швидкість обертання снаряда у реперних (приреперних) точках у порівнянні з еталонними значеннями 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000

На рисунках 8, а та 8, б наведені графіки відносної похибки розрахунку кутової швидкості обертання снаряда для 16-ї (рис. 8, а) та 12-ї (рис. 8, б) траєкторій.

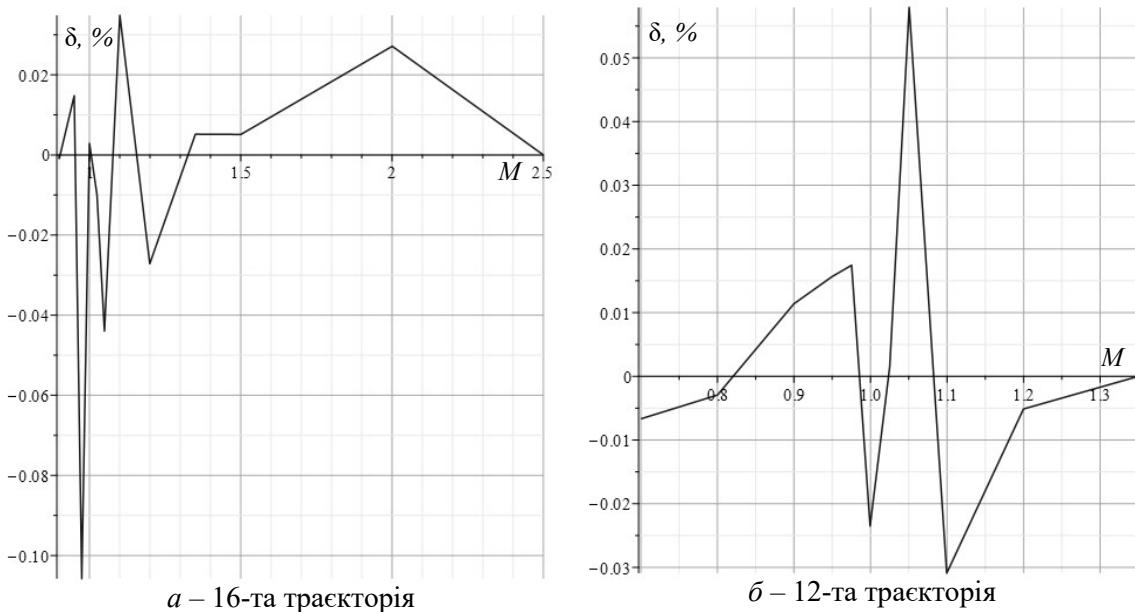


Рисунок 8 – Відносна похибка розрахунку кутової швидкості обертання снаряда у реперних (приреперних) точках

Для 16-ї траєкторії середнє значення похибки знаходиться в межах від 0,01 % до 0,03 %, максимальнє значення похибки має місце при швидкостях польоту снаряда $M=0,9, 1,0$ та досягає значення 0,1 %. Для 12-ї траєкторії максимальна похибка (окремі викиди) має значення 0,06 %, середнє значення – в межах від 0,01 % до 0,02 %.

Висновки

Основою обернених задач зовнішньої балістики з визначення аеродинамічних коефіцієнтів снаряда є математична модель, що описує процес його польоту, а також дані зовнішньо-траєкторних вимірювань, які проводяться на балістичній трасі за допомогою технічних засобів із заданою точністю. Водночас для визначення аеродинамічних коефіцієнтів снаряда з потрібною точністю необхідно мати значення кутової швидкості обертання снаряда на всій траєкторії його польоту. Для підвищення точності її визначення запропоновано використовувати набір реперних (приреперних) точок, що відповідають моменту вильоту снаряда з каналу ствола гармати та дозволяють розрахувати початкову кутову швидкість обертання снаряда для різних початкових швидкостей його польоту. Важливість отриманого результату полягає в тому, що за відносно невеликої кількості пострілів на різних початкових швидкостях стрільби для i -ї траєкторії можливо отримати значення кутової швидкості обертання снаряда.

Проведене чисельне моделювання та оцінена точність розрахунку кутової швидкості обертання снаряда на прикладі 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000, одного з сімейства перспективних артилерійських снарядів фірми Denel Naschem – Assegai M200X Series 155-mm Projectiles. Показано, що середнє значення відносної похибки розрахунку кутової швидкості обертання снаряда знаходиться в межах від 0,01 % до 0,03 %. Важливо зазначити, що кожна реперна (приреперна) точка містить інформацію про відлік часу, значення числа Маха, кутову швидкість обертання снаряда, аеродинамічні коефіцієнти сил динаміки руху снаряда, що в подальшому використовується для ідентифікації широкого кола аеродинамічних коефіцієнтів сили та моментів снаряда.

Подальшим напрямом досліджень є ідентифікація аеродинамічних коефіцієнтів снаряда з урахуванням кутової швидкості його обертання, що отримана в реперних (приреперних) точках, та оцінювання їх точностних показників.

Перелік джерел посилання

1. McCoy R. L. Modern Exterior Ballistics. Atglen, PA. : Schiffer Military History, 2012. 328 p.
2. Bryan Litz. Applied Ballistics for Long-Range Shooting (Edition 3), Applied ballistics, Lcc PO Box 195 Cedar Springs, MI 49319, 2015. 444 c.
3. Carlucci D. E., Jacobson S. S. Ballistics, theory and design of guns and ammunition. London, New York : Taylor & Francis Group, 2007. 514 p.
4. Equations of motion of a spin-stabilized projectile for flight stability testing / Baranowski L., Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 51, 1, pp. 235-246, Warsaw 2013.
5. Balon R., Komenda J. Analysis of the 155 mm ERFB/BB projectile trajectory. Advances in Military Technology. 2006, No. 1, pp. 91-114.
6. Грабчак В. І., Бондаренко С. В. Аналіз існуючих та перспективних методів визначення сили опору повітря руху снарядів. *Військово-технічний збірник*. Львів, 2013. Вип. 2 (9). С. 13 – 19. DOI:<https://doi.org/10.33577/2312-4458.9.2013.13-19>.
7. Differential Equations and Boundary Value Problems: Computing and Modeling/ C. Henry Edwards, David E. Penney, The University of Georgia, David Calvis, Baldwin Wallace College. Fifth edition, 2015. 797 p.
8. Бондаренко С. В., Бубенщиков Р. В., Косовцов А. Ю. Аналіз стану та обґрунтування перспективних шляхів розв'язання обернених задач зовнішньої балістики для визначення аеродинамічних коефіцієнтів снаряда. *Застосування Сухопутних військ Збройних Сил України у конфліктах сучасності* : наук.-техн. конф., м. Львів, 29-30 листоп. 2023 р. Львів, 2023. С. 69, 70.
9. Розв'язок оберненої задачі відновлення сили Магнуса / Бубенщиков Р. В., Бондаренко С. В., Косовцов А. Ю., Грабчак В. І. *Актуальні проблеми діяльності складових сектору безпеки і оборони України в умовах особливих правових режимів: поточний стан та шляхи вирішення* : зб. тез доп. Міжнар. наук.-практ. конф. м. Харків, 28 берез. 2024 р. Харків, 2024. С. 411, 412.
10. Косовцов Ю. М, Майданюк В. А., Бубенщиков Р. В. Обернена задача зовнішньої балістики відновлення аеродинамічних сил (моментів) снаряда. *Застосування Сухопутних військ Збройних Сил України у конфліктах сучасності* : наук.-техн. конф. м. Львів, 18 листоп. 2021 р. Львів, 2021. С. 133.
11. STANAG 4355 (Edition 3). The modified point mass and five degrees of freedom trajectory models : NSAI0454(2009)-JAIS/4355, dated 17 April 2009. 95 p. (NATO Standardization Agency).

12. Explicit «ballistic M-model»: a refinement of the implicit «modified point mass trajectory model» / Baranowski L., Gadomski B., Majewski P. and Szymonik J. *Bulletin of the Polish Academy of sciences technical sciences*. 2016. Vol. 64, No. 1. Pp. 81 – 89. DOI:10.1515/bpasts-2016-0010

13. Аладьев В. З., Бойко В. К., Ровба Е. А. Программирование и разработка приложений в Maple: монограф. Таллинн: Межд. Акад. Ноосферы, Балт. отд., 2007. 458 с.

Стаття надійшла до редакції 30.10.2024 р.

UDC 623.546

S. Bondarenko, A. Kosovtsov

METHOD OF CALCULATING THE ANGULAR VELOCITY OF PROJECTILE ROTATION ACCORDING TO DATA OF REFERENCE POINTS

The basis of the inverse problems of external ballistics are mathematical models describing the projectile flight process, as well as the data of external trajectory measurements, which are carried out on the ballistic track. In a number of authors' works, the procedures for solving the inverse problem regarding the identification of the projectile's aerodynamic forces based on external trajectory measurements are disclosed. At the same time, for the required accuracy of their calculation, it is necessary to have the value of the angular velocity of rotation of the projectile over the entire section of its flight. The article describes the procedures for forming a set of reference (pre-reference) points that correspond to the moment of departure of the projectile from the barrel of the gun and allow to calculate the initial angular velocity of rotation of the projectile based on different initial velocities of its flight.

Numerical modeling was carried out and the accuracy of the calculation of the angular velocity of projectile rotation was evaluated using the example of the 155-mm PF Assegai M2000 projectile. It is shown that with a relatively small number of shots at different initial velocities of the projectile, it is possible to obtain the value of the angular velocity of its rotation with an average value of the relative error in the range of 0.01-0.03%. The obtained result makes it possible to significantly increase the accuracy of calculations of individual aerodynamic coefficients of the projectile.

К е у о r d s : trajectory, ballistics, projectile, aerodynamic coefficients, reference (pre-reference) points, mathematical model, angular velocity, modeling, relative error.

Бондаренко Семен Володимирович – кандидат технічних наук, доцент, докторант Національної академії сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного.

<http://orcid.org/0000-0002-9084-6362>

Косовцов Андрій Юрійович – ад'юнкт Національної академії сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного.

<http://orcid.org/0009-0009-3950-1471>