

ВПЛИВ ПОЛЯРНОГО ТА ЕКВАТОРІАЛЬНОГО ДЕМПФУЮЧИХ МОМЕНТІВ СНАРЯДА НА ДАЛЬНІСТЬ ЙОГО ПОЛЬОТУ

Актуальним та важливим питанням при розрахунках траєкторій польоту снарядів є визначення і представлення екваторіального та полярного демпфуючих моментів в системі диференціальних рівнянь просторового руху снарядів. Показано, що демпфуючі моменти визначаються формою і орієнтацією снаряда, характером обтікання, типом прикордонного шару і його взаємодією з ударними хвилями, швидкістю, висотою польоту снаряда та його кутом нутації.

Для оцінки впливу аеродинамічних коефіцієнтів екваторіального та полярного демпфуючих моментів (їх аеродинамічних коефіцієнтів) на дальність польоту снаряда використаний метод різниць, який полягає в розв'язанні системи диференціальних рівнянь просторового руху снаряда так, щоб змінюючи значення аеродинамічного коефіцієнту, отримувати зміну величини дальності польоту. Проведене чисельне моделювання залежностей дальності польоту 155-мм уламково-фугасного снаряда Assegai M2000 від зміни величини аеродинамічних коефіцієнтів екваторіального та полярного демпфуючих моментів на 1%.

Показано, що аеродинамічний коефіцієнт полярного демпфуючого моменту створює найбільші похибки в дальності на максимальному та мінімальному зарядях, а саме на максимальному заряді похибка досягає 0.012%D, на мінімальному заряді – 0.01%D, вплив на проміжних зарядях проявляється значно в меншій формі, та не перевищує значення – 0.005%D.

Найбільша похибка в дальності польоту снаряда від аеродинамічного коефіцієнту екваторіального демпфуючого моменту спостерігається на максимальному заряді, відхилення досягає 0.07%D, майже нульова похибка на мінімальному заряді – 0.0001%D. Отримані результати надають можливість оцінити потрібну точність визначення аеродинамічних коефіцієнтів екваторіального та полярного демпфуючих моментів за різних умов стрільби артилерійських систем.

Ключові слова: артилерійський снаряд, полярний момент, екваторіальний момент, аеродинамічні коефіцієнти, дальність стрільби, відносна похибка, метод різниць.

Постановка задачі в загальному вигляді. Рух артилерійського снаряда як твердого тіла складається з поступального руху – руху його центру мас (ц.м.), та руху навколо ц.м., причому ці складові взаємопов'язані. Традиційно склалося, що при розробці методів розрахунку траєкторій польоту снаряда рух навколо ц.м. зазвичай не враховують, нехтуючи коливаннями снаряда і приймаючи, що його повздовжня ось співпадає з дотичною до траєкторії (вектором швидкості польоту снаряда). Всі невідповідності прийнятих методів компенсуються балістичним коефіцієнтом, який отримується на основі експериментальних стрільб та розглядається як коефіцієнт погодження, отриманий за визначених умов, та компенсує всі невідповідності системи припущень розрахункового методу і забезпечує збіг елементів розрахункових траєкторій з елементами траєкторій, які отримуються за результатами експериментальних стрільб [1-3].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Зі створенням і розробкою перспективних та модернізацією існуючих артилерійських систем різних класів та боєприпасів до них, нових підходів до балістичної та метеорологічної підготовки даних для ведення високоточної стрільби, топогеодезичної прив'язки з використанням супутникових навігаційних систем, а також широкого застосування балістичних обчислювачів, математичне підґрунтя яких складають балістичні інтегровальні алгоритми розрахунку установок, на основі розв'язання

оберненої задачі зовнішньої балістики, вимоги до точності розрахунку траєкторій польоту снаряда суттєво зросли [1, 2, 4]. Так, з розвитком сучасних засобів траєкторних вимірювань та методів розрахунку траєкторій польоту снаряда, підвищенням швидкодії обчислювальних машин від застосування балістичного коефіцієнту поступово відмовляються, що вимагає найбільш повно описати динаміку польоту снаряда з урахуванням його коливального руху та визначення з високою точністю складових системи моментів, що діють на нього під час польоту [4-6].

Рух снаряда навколо ц.м. обумовлюється системою моментів, що діють на снаряд. Вектор моменту всіх сил опору повітря може бути представлений як векторна сума складових – перекидального (стабілізуючого) та демпфуючого моментів. Перекидальний момент утворюється в наслідок того, що вектор повної аеродинамічної сили прикладається не до ц.м. снаряда, а на деякій відстані по осі снаряда від ц.м. Демпфуючий момент виникає завжди при русі снаряда навколо ц.м. в повітрі (в'язкому середовищі), та поділяється на дві складові: екваторіальний демпфуючий момент – PDM (Pitch Damping Moment) та полярний демпфуючий момент – SDM (Spin Damping Moment). Тут і далі по тексту статті приймемо – позначення аеродинамічних моментів, їх аналітичні вирази, відповідно до STANAG 4355 (Edition 3) [7-8], а також для позначки векторів будемо використовувати напівжирні букви, відповідно для скалярів – стандартні букви.

SDM створює від'ємне кутове прискорення обертання снаряда навколо його повздовжньої осі [1, 3, 5]. Природа цього моменту – сили тертя, що утворюються на поверхні снаряда при його обертанні (рис. 1 а).

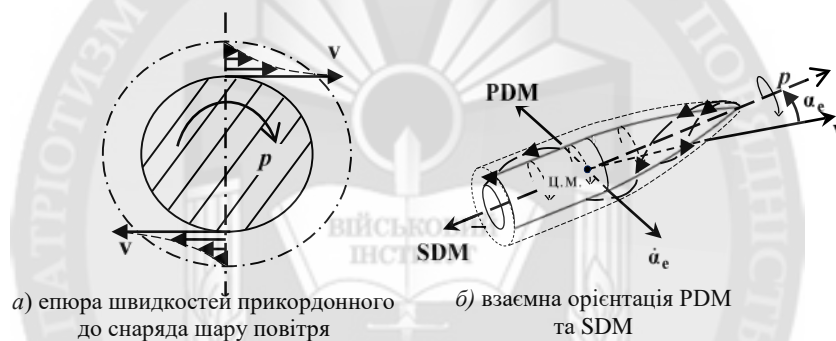


Рисунок 1 - Схема утворення PDM та SDM снаряда

Вектор цього моменту знаходиться на повздовжній осі снаряда та має напрямок протилежний вектору кутової швидкості власного обертання снаряда p (рис. 1 б). SDM створює від'ємне кутове прискорення обертання снаряда навколо його повздовжньої осі, протидіє обертанням снаряда та завжди зменшує швидкість його власного обертання.

PDM намагається погасити коливальний рух осі снаряда. Він має більш складну природу, у порівнянні з SDM, так як в його утворенні приймають участь не тільки сили тертя, але й сили тиску (перерозподіл тиску по поверхні снаряда при коливаннях його повздовжньої осі) [1, 3, 5]. Вектор цього моменту знаходиться в екваторіальній площині та має напрямок протилежний швидкості екваторіальних коливань снаряда – нутаційних коливань α_e (рис. 1 б).

Важливішим практичним додатком теоретичних положень визначення PDM та SDM, є використання їх для розрахунку траєкторій польоту снарядів, відповідно за міру точності їх визначення, істотно прийняти точність стрільби на дальність, тобто похибка визначення PDM та SDM не повинна перевищувати похибку визначення опорної дальності стрільби артилерійських систем [1, 2, 4]. Експериментальне дослідження PDM та SDM зводиться до дослідження їх аеродинамічних коефіцієнтів при різних співвідношеннях чисел Маха (M). Варто відмітити, що дослідження перекидального моменту мають тривалу історію, водночас вплив на політ снарядів складових демпфуючого моменту вивчений порівняно мало. Так, провідними науковцями Балістичної дослідної лабораторії Сполучених Штатів Америки (Ballistic Research Laboratories) оприлюднені кількісні показники, досягнуті при визначенні аеродинамічних коефіцієнтів демпфуючого моменту, які не повною мірою відповідають вимогам до точності їх визначення (табл. 1) та не дозволяють забезпечити задану точність стрільби артилерійських систем [1].

Точностні показники, які досягнуті при визначенні аеродинамічних коефіцієнтів снаряда

<i>Aerodynamic Coefficient</i>	<i>Wind Tunnel, %</i>	<i>Aeroballistic Range, %</i>	<i>PRODAS, %</i>
Pitch Damping Moment (Екваторіальний демпфуючий момент)	Large	10-20	15-25
Spin Damping Moment (Полярний демпфуючий момент)	Large	5-10	10-15

В цьому напрямку актуальним та важливим питанням є оцінка впливу зміни величини аеродинамічних коефіцієнтів PDM та SDM на дальність польоту снаряда, що в свою чергу надасть змогу висунути вимоги до потрібної точності їх розрахунку.

Метою статті є оцінка впливу аеродинамічних коефіцієнтів PDM та SDM на дальність стрільби артилерійських систем.

Виклад основного матеріалу досліджень

1. Оцінка впливу аеродинамічного коефіцієнту SDM на дальність польоту снаряда.

Векторне рівняння SDM визначається як [1, 7, 8]

$$\mathbf{SDM} = \left(\frac{\rho d^4 \pi}{8I_x} \right) C_{spin} v (\mathbf{H} \cdot \mathbf{x}) \mathbf{x}, \quad (1)$$

де ρ – щільність повітря; d – діаметр (калібр) снаряда; I_x – полярний момент інерції снаряда; \mathbf{H} – вектор кінетичного моменту снаряда; C_{spin} – аеродинамічний коефіцієнт SDM; v – швидкість польоту снаряда; \mathbf{x} – одиничний вектор направлений вздовж осі симетрії снаряда \mathbf{x} у напрямку його головної частини (рис. 2), у нормальній Земній системі координат він має компоненти, які визначаються

$$\mathbf{x} = [x_1, x_2, x_3].$$

На рис. 2 показано від'ємний напрямок SDM, який призводить до зменшення величини швидкості обертання снаряда.

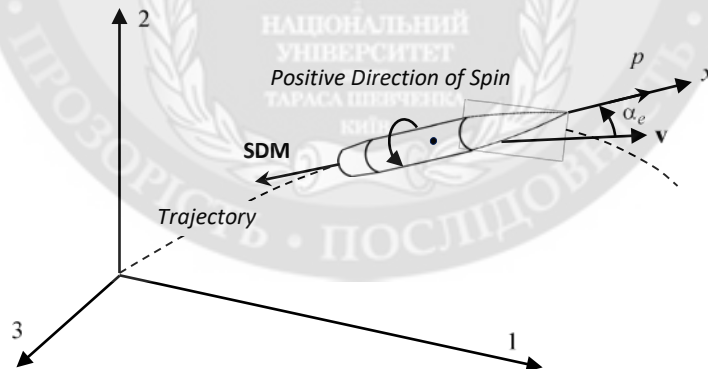


Рисунок 2 - Дія SDM на снаряд у польоті O_0123 – нормальна Земна система координат

Для оцінки впливу аеродинамічного коефіцієнту SDM на дальність польоту снаряда використаємо метод різниць, який полягає в розв'язанні системи диференціальних рівнянь просторового руху снаряда так, щоб змінюючи значення аеродинамічного коефіцієнту SDM, отримувати зміну величини дальності польоту. Таким чином, можна отримати залежність відносної похибки дальності від зміни величини аеродинамічного коефіцієнту SDM.

Так приймемо, що дійсним (збуреним) умовам стрільби відповідають величини

$$C_{spin}, a_1, a_2, \dots, a_i, \quad (2)$$

розрахунковим (незбуреним) умовам – величини

$$C_{spin_N}, a_{1N}, a_{2N}, \dots, a_{iN}, \quad (3)$$

де a_i – параметри, які характеризують балістичні, метеорологічні та геофізичні умови стрільби.

Повна горизонтальна дальність дійсної траєкторії розглядається як функція величин (2), а повна горизонтальна дальність розрахункової траєкторії – функція величин (3).

Послідовність оцінки впливу аеродинамічного коефіцієнту SDM на дальність польоту снаряда наступна:

а) система диференціальних рівнянь, яка описує просторовий рух снаряда при умовах стрільби, де змінюється значення аеродинамічного коефіцієнту SDM, решта залишається незмінними, інтегрується чисельним методом, в процесі рішення якої визначається повна горизонтальна дальність

$$D = D(C_{spin}, a_1, a_2, \dots, a_i); \quad (4)$$

б) інтегруються рівняння, які характеризують рух снаряда за розрахунковими (незбуреними) умовами та визначається повна горизонтальна дальність

$$D_N = D(C_{spin_N}, a_{1N}, a_{2N}, \dots, a_{iN}); \quad (5)$$

в) розузгодження (похибка) в значеннях повної горизонтальної дальності отримують як

$$\delta D = D(C_{spin}, a_1, a_2, \dots, a_i) - D_N(C_{spin_N}, a_{1N}, a_{2N}, \dots, a_{iN}). \quad (6)$$

Узагальнена схема методики оцінки впливу похибки в дальності польоту снаряда від зміни величини аеродинамічного коефіцієнту SDM та PDM наведена на рис. 3.



Рисунок 3 - Схема методики оцінки впливу похибки в дальності польоту снаряда від зміни величини аеродинамічного коефіцієнту SDM та PDM

Для реалізації наведеної методики та подальших розрахунків використана математична модель просторового руху 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000, одного з сімейства перспективних артилерійських снарядів південноафриканської фірми Denel Naschem – Assegai (Спис) M200X Series 155-mm Projectiles. Математична модель доповнена і аеродинамічними коефіцієнтами сил (моментів) снаряда та реалізована програмно на основі стандартної підпрограми чисельного інтегрування диференціальних рівнянь, написаною в програмному середовищі Maple [9-11]. Адекватність моделі підтверджується рішенням прямої балістичної задачі для 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000 при заданих табличних початкових умовах та порівняння основних параметрів польоту 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000, що розраховані за математичною моделлю та параметрів польоту цього снаряда, що розраховані BRL та прийняті за еталонні [12,13].

Основними початковими умовами математичного моделювання процесу польоту 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000 прийнято:

$$\theta_0 = 0; \varphi_0 = 1000 \text{ mil} = 0.982 \text{ rad}; g_1 = 0; g_2 = -9.80665 \text{ м/с}^2; g_3 = 0, \quad (7)$$

де θ_0, φ_0 – кути відхилення повздовжньої вісі ствола гармати відповідно в горизонтальній та вертикальній площинах; g_1, g_2, g_3 – складові прискорення сили тяжіння.

Для більш детальної оцінки впливу аеродинамічного коефіцієнту SDM на дальність польоту снаряда, чисельний експеримент проведений для 6-ти швидкостей польоту снаряда (від мінімальної до максимальної):

$$v_0 \in \{308; 465; 545; 673; 811; 944\} \text{ м/с.} \quad (8)$$

На рис. 4 представлені результати чисельного моделювання математичної моделі польоту 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000 у вигляді сімейства залежностей відносної похибки в дальності його польоту від початкової швидкості (7, 8), за умови зміни аеродинамічного коефіцієнту C_{spin} на 1%. Загальний вид та геометричні характеристики 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000 наведені на рис. 4 б.

Найбільша похибка в дальності польоту снаряда спостерігається при стрільбі на максимальному заряді (швидкість польоту снаряда 944 м/с) та мінімальному заряді (швидкість польоту снаряда 308 м/с) (рис. 4 а). Так, на максимальному заряді зміна аеродинамічного коефіцієнта C_{spin} снаряда призводить до відхилення в дальності польоту, яке досягає 0.012%D, відповідно на мінімальному заряді – 0.01%D. Вплив аеродинамічного коефіцієнта C_{spin} на проміжних зарядах проявляється значно в меншій формі, та не перевищує значення – 0.005%D.

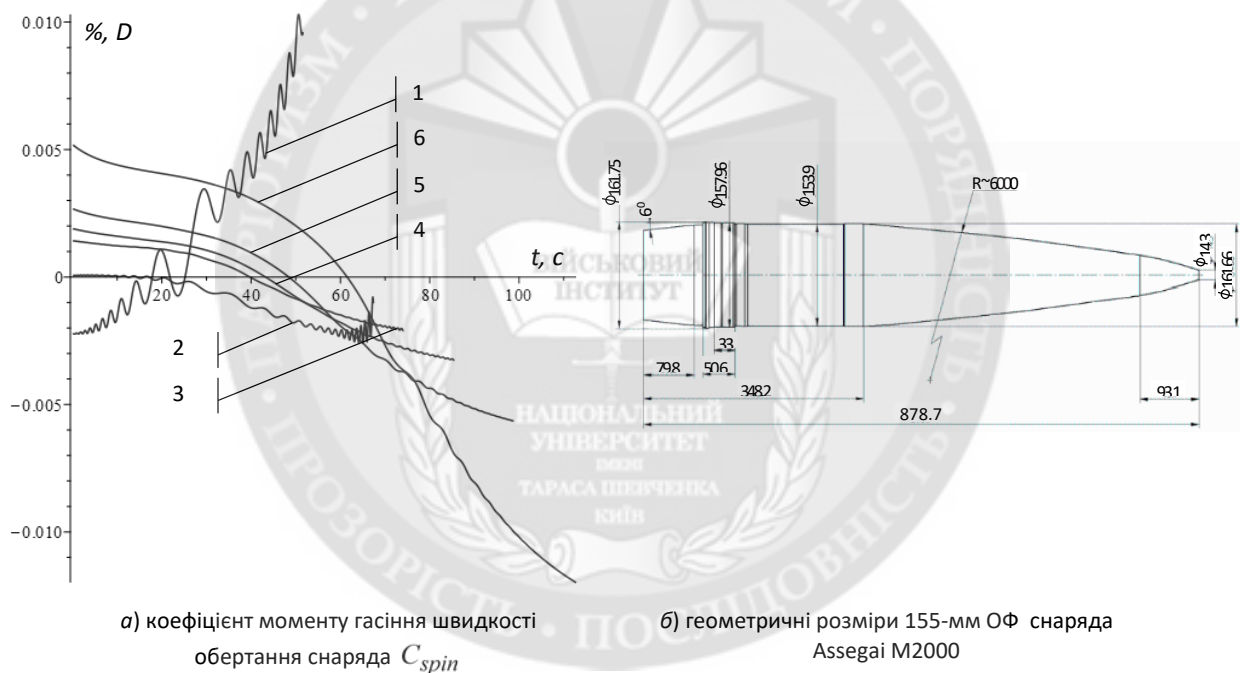


Рисунок 4 - Графіки відносної похибки в дальності польоту снаряда від зміни аеродинамічного коефіцієнту моменту C_{spin} на 1% 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000.

1 – 944 м/с; 2 – 811 м/с; 3 – 673 м/с; 4 – 545 м/с; 5 – 465 м/с; 6 – 308 м/с

2. Оцінка впливу аеродинамічного коефіцієнту PDM на дальність польоту снаряда. PDM, як і сила, що його утворює, складається з двох частин: одна частина, пропорційна поперечній складовій кутової швидкості снаряда; друга частина пропорційна швидкості нутаційних коливань (зміни кута нутації), визначається векторним рівнянням [1,7-8]:

$$\mathbf{PDM} = \left(\frac{\rho d^4 \pi}{8I_y} \right) (C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}}) \mathbf{v} [\mathbf{H} - (\mathbf{H} \cdot \mathbf{x}) \mathbf{x}], \quad (9)$$

де I_y – екваторіальний момент інерції снаряда; C_{M_q} – коефіцієнт моменту демпфування пов'язаного з поперечною складовою кутової швидкості снаряда; $C_{M_{\dot{\alpha}}}$ – коефіцієнт моменту демпфування пов'язаного з швидкістю нутаційних коливань снаряда.

Хоча сила демпфування, як правило, незначна, момент завжди повинен бути врахований через його вплив на динамічну стійкість снаряда. Для динамічної стійкості сума коефіцієнтів моменту демпфування ($C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}}$) повинна бути від'ємною. На рис. 5 показаний напрямок SDM, який знаходиться в екваторіальній площині та призводить до зменшення затухання нутаційних коливань снаряда.

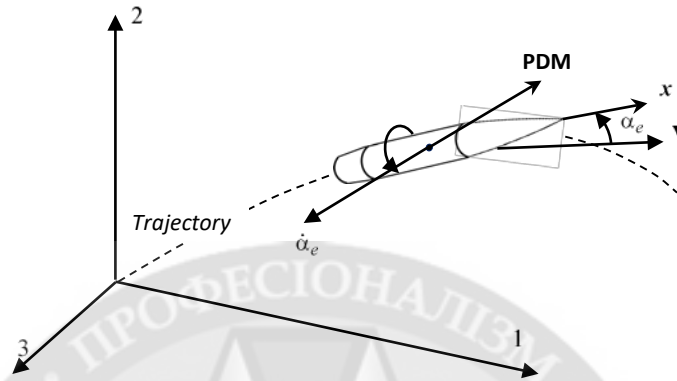


Рисунок 5 - Дія PDM на снаряд у польоті

Результати чисельного моделювання математичної моделі польоту 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000 у вигляді сімейства залежностей відносної похибки в дальності його польоту від початкової швидкості, за умови зміни аеродинамічних коефіцієнтів ($C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}}$) на 1% представлені на рис. 6.

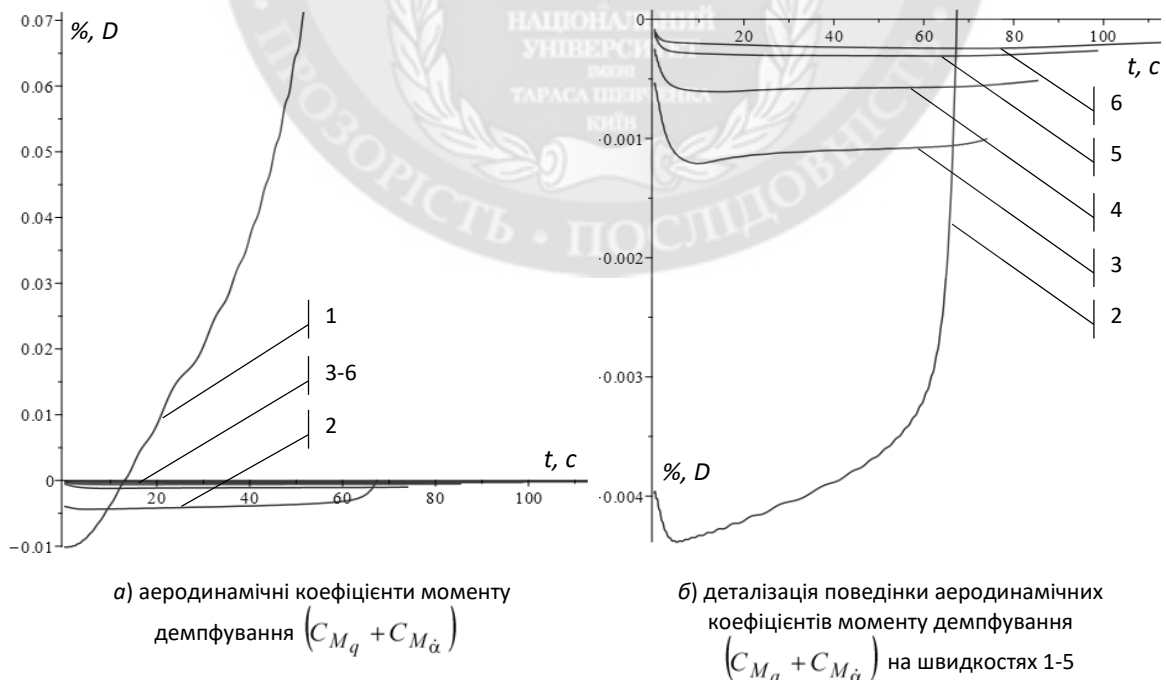


Рисунок 6 - Графіки відносної похибки в дальності польоту снаряда від зміни аеродинамічних коефіцієнтів ($C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}}$) на 1 % 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000.

1 – 944 м/с; 2 – 811 м/с; 3 – 673 м/с; 4 – 545 м/с; 5 – 465 м/с; 6 – 308 м/с

Найбільша похибка в дальності польоту снаряда спостерігається на мінімальному заряді (швидкість польоту снаряда 308 м/с), відповідно найменші – на максимальному заряді (швидкість польоту снаряда 944 м/с) (рис. 6 а). Так, на мінімальному заряді зміна величини аеродинамічних коефіцієнтів $(C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}})$ призводять до відхилення, яке досягає 0.07%D, відповідно на максимальному заряді – 0.0001%D.

На рис. 6 б представлено деталізацію відносних похибок на швидкостях польоту снаряда (944-465) м/с, значення яких знаходяться в межах (0,0001-0.001)%D.

Висновки. Сьогодні при розрахунках траєкторій польоту снарядів актуальним питанням є визначення та представлення складових демпфуючого моменту (SDM, PDM) в системі диференціальних рівнянь просторового руху снарядів.

В статті представлені результати чисельного моделювання залежностей відносної похибки дальності польоту 155-мм ОФ снаряда Assegai M2000 від зміни величини їх аеродинамічних коефіцієнтів C_{spin} та $(C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}})$, показано, що:

для аеродинамічного коефіцієнту C_{spin} , найбільша похибка в дальності польоту снаряда спостерігається при стрільбі на максимальному та мінімальному зарядах. Так, на максимальному заряді похибка досягає 0.012%D, відповідно на мінімальному заряді – 0.01%D. Вплив на проміжних зарядах проявляється значно в меншій формі, та не перевищує значення – 0.005%D;

для аеродинамічного коефіцієнту $(C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}})$, найбільша похибка в дальності польоту снаряда спостерігається на мінімальному заряді, відповідно найменші – на максимальному заряді. Так, на мінімальному заряді похибки аеродинамічних коефіцієнтів $(C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}})$ призводить до відхилення, яке досягає 0.07%D, відповідно на максимальному заряді – 0.0001%D.

Подальшим напрямком досліджень є розробка методики оцінки потрібної точності визначення аеродинамічних коефіцієнтів PDM та SDM для забезпечення заданої точності стрільби артилерійськими системами.

ЛІТЕРАТУРА:

1. McCoy R. L. Modern Exterior Ballistics. Atglen, PA. : Schiffer Military History, 2012. 328 p.
2. Дмитриевский А. А., Лисенко Л. Н. Внешняя баллистика. М. : Машиностроение, 2005. 607 с.
3. Carlucci D. E., Jacobson S. S. Ballistics, theory and design of guns and ammunition : book. London, New York : Taylor & Francis Group, 2007. 514 p.
4. Грабчак В. І., Бондаренко С. В. Оцінка точності визначення серединної похибки розрахунку опорної дальності артилерійських стрільб. Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони. Наук. Журнал. К. : НУОУ. 2015. №1 (22). С. 50-54. DOI:[https://doi.org/10.33099/2311-7249/2015-0-1\(22\)-50-54.9.2013.13-19](https://doi.org/10.33099/2311-7249/2015-0-1(22)-50-54.9.2013.13-19).
5. Баллистика ствольных систем / [Бурлов В. В., Грабин В. В., Козлов А. Ю. и др.]; под ред. Л. Н. Лысенко и А. М. Липанова. М. : Машиностроение, 2006. 461 с.
6. Биматов В. И., Савкина Н. В., Тимченко С. В., Фарапонов В. В. Основы экспериментальной внешней баллистики. Томск : STT, 2017. 122 с.
7. 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).
8. Бубенчиков Р.В., Бондаренко С.В. Математична модель польоту снаряда як модифікована модель матеріальної точки у явній формі. Зб. наук. праць НАНГУ. Харків : 2023. Вип. 2 (42) 2023. С. 24-33. DOI: <https://doi.org/10.33405/2409-7470/2023/2/42/293335>
9. Kincaid D. Numerical analysis. Brooks : Cole Publishing Company. 1991. 690 p.
10. Аладьев В. З., Бойко В. К., Ровба Е. А. Программирование и разработка приложений в Maple: монограф. Гродно: ГрГУ. Таллинн : Межд. Акад. Ноосферы, Балт. Отд., 2007. 458 с.

11.Майданиук В. А., Бондаренко С. В., Грабчак В. І. Аналітичні функції нелінійних параметрів польоту снаряда. Зб. наук. праць. Одеса : ВА (Одеса). 2023. Вип. 1 (19)2023. С. 5-16 DOI:<https://doi.org/10.37129/2313-7509.2023.19.5-16>

12.Baranowski L. Modeling, Identification and Numerical Study of the Flight Dynamics of Ballistic Objects for the Need of Field Artillery Fire Control Systems. Military University of Technology, Warsaw, 2011. P. 258.

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

REFERENCES:

1. McCoy, R. L. (2012) "Modern Exterior Ballistics. Atglen", Schiffer Military History,. 328 p.
2. Dmitrievskii, A. A., & Lisenko, L. N. (2005), "Vneshnyaya ballistika" [Exterior ballistics]. M. Mashinostroenie. 607p.
3. Carlucci, D. E., Jacobson, S. S. (2007), "Ballistics, theory and design of guns and ammunition". book. London, New York : Taylor & Francis Group,. 514 p.
4. Hrabchak, V. I., Bondarenko, S. V. (2015) "Otsinka tochnosti vyznachennia seredynnoi pokhybky rozrakhunku opornoї dalnosti artyleriyskykh strilb" [Assessment of the accuracy of determining the median error of calculating the reference range of artillery fire], Suchasni informatsiini tekhnolohii u sferi bezpeky ta oborony. Nauk. Zhurnal. K. NUOU. №1 (22). pp. 50-54. DOI:[https://doi.org/10.33099/2311-7249/2015-0-1\(22\)-50-54.9.2013.13-19](https://doi.org/10.33099/2311-7249/2015-0-1(22)-50-54.9.2013.13-19).
5. Burlov, V. V., Grabin, V. V., Kozlov, A. Yu. i dr.]; pod red. L. N. Lisenko, i A. M. Lipanova, M. (2006), "Ballistika stvolnykh system" [Ballistics of barrel systems] M. Mashinostroenie. 461 p.
6. Bimatov, V. I., Savkina, N. V., Timchenko, S. V., Faraponov, V. V. (2017), "Osnovi eksperimentalnoi vneshnei ballistiki" [Basics of experimental external ballistics]. Tomsk STT. 122 p.
7. STANAG 4355 (Edition 3), (2009), The modified point mass and five degrees of freedom trajectory models: NSA10454(2009)-JAIS/4355, dated 17 (NATO Standardization Agency). 95 p.
8. Bubenshchykov R.V., Bondarenko S.V. (2023), Matematychna model polotu snariada yak modyfikovana model materialnoi tochky u yavnii formi. Zb. nauk. prats NANHU. Kharkiv. 2023. Vyp. 2 (42) 2023. pp. 24-33. DOI: <https://doi.org/10.33405/2409-7470/2023/2/42/293335>
9. Kincaid, D. (1991) Numerical analysis. Brooks : Cole Publishing Company.. 690 p.
- 10.Aladev, V. Z., Boiko, V. K., Rovba, Ye. A. (2007), Programirovanie i razrabotka prilozhenii v Maple [Programming and development of applications in Maple]. Tallinn: HrHU Mezhd. Akad. Noosferi, Balt. Otd Publ. 458 p.
- 11.Maidaniuk, V. A., Bondarenko, S. V., Hrabchak, V. I. (2023), "Analitichesni funktsii neliniinykh parametrov polotu snariada", [Analytical functions of nonlinear projectile flight parameters], Zb. nauk. prats. Odessa : VA (Odessa). Vyp. 1(19) pp. 5-16. DOI:<https://doi.org/10.37129/2313-7509.2023.19.5-16>.
- 12.Baranowski, L. (2011) "Modeling, Identification and Numerical Study of the Flight Dynamics of Ballistic Objects for the Need of Field Artillery Fire Control Systems". Military University of Technology, Warsaw, p. 258.
- 13.Baranowski L., Gadomski B., Majewski P. and Szymonik J. (2016) Explicit «ballistic M-model»: a refinement of the implicit «modified point mass trajectory model». Bulletin of the Polish Academy of sciences technical sciences. 2016. Vol. 64, No. 1, pp. 81 – 89. DOI: 10.1515/bpasts-2016-0010.

Ph.D. Bondarenko S.V., Ph.D. Sergeev O.S., Kosovtsov A.Y.

INFLUENCE OF THE POLAR AND EQUATORIAL DAMPING MOMENTS OF THE PROJECTILE ON ITS FLIGHT DISTANCE

A relevant and important issue in the calculation of projectile flight trajectories is the definition and presentation of the equatorial and polar damping moments in the system of differential equations of spatial motion of projectiles. It is shown that the damping moments are determined by the shape and orientation of the projectile, the nature of the flow, the type of boundary layer and its interaction with shock waves, the speed, the height of the projectile and its nutation angle. To evaluate the influence of the aerodynamic coefficients of the equatorial and polar damping moments (their aerodynamic coefficients) on the flight range of the projectile, the method of differences is used, which consists in solving the system of differential equations of the spatial motion of the projectile so that changing the value of the aerodynamic coefficient results in a change in the flight range. Numerical modeling of the dependence of the flight range of the 155-

mm HE Assegai M2000 projectile on the change in the aerodynamic coefficients of the equatorial and polar damping moments by 1% was carried out. It is shown that the aerodynamic coefficient of the polar damping moment creates the largest errors in the range at the maximum and minimum charges, namely, at the maximum charge the error reaches 0.012%D, at the minimum charge – 0.01%D, the effect on intermediate charges is manifested in a much smaller form, and not exceeds the value of 0.005%D. The largest error in the flight range of the projectile from the aerodynamic coefficient of the equatorial damping moment is observed at the maximum charge, the deviation reaches 0.07%D, the smallest error at the minimum charge is 0.0001%D. The obtained results make it possible to estimate the required accuracy of determining the aerodynamic coefficients of the equatorial and polar damping moments under different firing conditions of artillery systems.

Key words: artillery projectile, polar moment, equatorial moment, aerodynamic coefficients, firing range, relative error, difference method.

