

ЗАЩИЩЕННОСТЬ БРОНЕКОРПУСОВ ЛЕГКОБРОНИРОВАННЫХ МАШИН ОТ ДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ: ПОДХОДЫ, МЕТОДЫ, МОДЕЛИ, РЕЗУЛЬТАТЫ

А.Ю. Васильев, С.Т. Бруль, И.Н. Карапейчик, Н.А. Ткачук

Бронекорпуса современных легкобронированных машин являются достаточно уязвимыми к действию разных факторов, поскольку попытка сделать корпус легким вступает в противоречие с требованиями защищенности. В статье речь идет о той компоненте защищенности, которая соответствует действию ударной волны. Для моделирования реакции бронекорпуса на прохождение такой волны необходимо разработать новые подходы, методы и модели. Это и предложено в работе. В отличие от традиционных подходов предусматривается определение распределения избыточного давления и напряженно-деформированного состояния бронекорпуса с учетом пластических деформаций.

Ключевые слова: бронекорпус, военные легкобронированные машины, ударная волна, напряженно-деформированное состояние, тактико-технические характеристики

PROTECTION OF LIGHTLY ARMORED VEHICLES ARMORED HULLS FROM THE SHOCK WAVE AFFECT: APPROACHES, METHODS, MODELS, RESULTS

A. Vasiliev, S. Brul, I. Karapeichyk, N. Tkachuk

Armored hulls of modern lightly armored vehicles are quite vulnerable to the action of different factors, because an attempt to make light hull contradicts the requirements of protection. In the paper the question is about the component of protection that corresponds of shock wave effect. For modeling of armored hull reaction on passage of such wave it is necessary to develop new approaches, methods, and models. They are presented in this paper. Unlike traditional approaches determination of surplus pressure distribution and stressed-deformed state of armored hull is envisaged taking into account flowages.

Key words: hull, light armored military vehicles, shock wave, the stress-strain state, performance characteristics.

УДК 629.072.19 (075.8)

В.І. Грабчак

Академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, м. Львів

ВПЛИВ ПОЧАТКОВИХ УМОВ ЗБУРЕНОГО РУХУ СНАРЯДА НА ВЕЛИЧИНУ ЙОГО КУТА НУТАЦІЇ

В статті досліджується вплив початкових умов вильоту снаряда з каналу ствола гармати за умови, що канал ствола і снаряд мають абсолютну осьову симетрію, а прецесійний рух снаряда відбувається тільки за рахунок дії сили тяжіння та за умови значної виробки і розігріву каналу ствола гармати під час стрільби. Наведені залежності, які дозволяють оцінити вплив початкових умов вильоту снаряда з каналу ствола, за різних умов стану снаряда та каналу ствола гармати.

Ключові слова: нутаційні коливання та прецесійний рух снаряда, кут та кутова швидкість нутації, статична та динамічна невірноваженість снаряда.

Вступ

Постановка проблеми в загальному вигляді та аналіз літератури. На сьогоднішній день точність визначення установок для стрільби артилерійськими боеприпасами різного класу на основі повної підготовки з ряду причин, і особливо через недосконалість існуючих методів і засобів балістичної

підготовки стрільби, не повною мірою відповідає сучасним вимогам [1, 2]. Так, стрільба з гармат з середньою або зі значною виробкою (зносом) каналу ствола та стрільба під час розігріву ствола гармати буде супроводжуватися значними початковими збуреннями, які не враховуються (враховуються частково) при проведенні балістичної підготовки стрільби, що приведуть до збільшення кутів

нутації снаряда на траєкторії і, як наслідок, – до відхилення у дальності їх польоту [2, 3]. Характер і параметри нутаційних коливань та їх вплив на політ снарядів за умови однаковості інших умов визначаються рівнем початкових збурень (початкових кутів нутаційних коливань δ_0 і кутових швидкостей нутаційних коливань $\dot{\delta}_0$).

Процес зносу каналу ствола є дуже складним та залежить від багатьох факторів, які впливають на його поверхню. Ці фактори можна поділити на дві групи [4]. Першу групу утворюють фактори, до яких відносяться: розігрів ствола безпосередньо порохом газом, температура якого в залежності від марки пороху досягає 2000-3000 K; розігрів поверхні каналу ствола від роботи сил тертя за місцем контакту ведучих поясків снаряда з поверхнею каналу ствола; розігрів ствола теплом, яке виділяється від роботи подолання внутрішніх сил тертя у металі ствола при його деформації від тиску порохом газу та ударного впливу центрального потовщення снаряда по поверхні нарізів.

Другу групу складають фактори, які викликають безпосереднє зношення розігрітого ствола внаслідок механічного знімання металу з поверхні його каналу потоком порохом газу у заснарядному просторі і у зазорах між ведучим поясом снаряда, а також ведучими устаткуваннями снаряда.

Інтенсивність процесу зношення каналу ствола залежить від температури порохом газу, маси і початкової швидкості снаряда, калібру ствола.

На рис. 1 наведений розподіл зносу каналу ствола за довжиною нарізної частини [4].

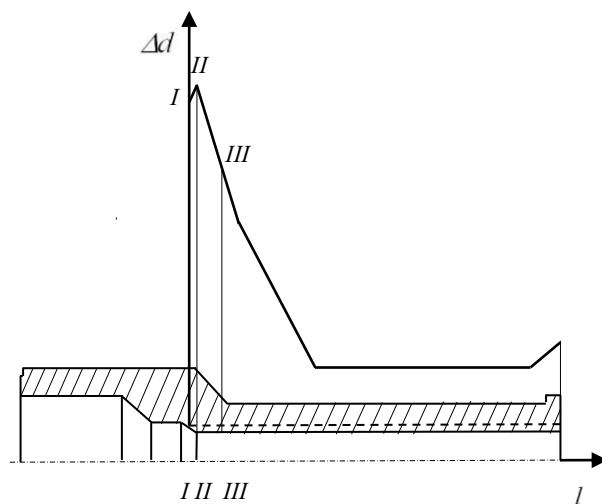


Рис. 1. Діаграма зносу каналу ствола гармати

I-I – початок нарізної частини; II-II – початок повної глибини нарізів; III-III – січення, яке відповідає максимуму тиску порохом газів на дно снаряда; Δd – збільшення діаметра за полями; l – відстань від початку нарізів у калібрах

Максимум зносу приходиться на початкову ділянку нарізів, мінімум – на середню частину, значний знос – у дульній частині каналу ствола.

Ще більший вплив на погіршення умов вильоту снаряда утворює збільшення зазору поміж стінками ствола і ведучими частинами снаряда, які викликані розігрівом ствола гармати, монотонно збільшуючись у напрямку до дульного зрізу, як би утворюючи розтруб. При нагріві ствола до 400°C зазор між центральною потовщенням снаряда і вершинами полів нарізів каналу ствола може зростати більш ніж у два рази.

Вплив розігріву ствола на ефективність стрільби важко враховувати, так як він змінюється від пострілу до пострілу, і на сьогоднішній день існуючі правила стрільби і управління вогнем артилерії [5] не дають рекомендацій з обліку розігріву ствола гармат при інтенсивній стрільбі.

Розрахунки показують [2], що під час стрільби з гармат зі значною виробкою каналу ствола, або розігріву ствола під час стрільби, можуть допускатися помилки у визначенні дальності за умови неврахування впливу нутаційних коливань, через зміну величини аеродинамічної сили, граничні значення яких складають $2 \pm 2,5\%X$ (дальності стрільби), а під час стрільби з гармат із середньою виробкою каналу ствола – $0,8\%X$.

Метою статті є дослідження впливу початкових умов вильоту снаряда з каналу ствола гармати на величину кута нутації за умови, що канал ствола і снаряд мають абсолютну осьову симетрію, а прецесійний рух снаряда відбувається тільки за рахунок дії сили тяжіння та за умови значної виробки і розігріву каналу ствола гармати під час стрільби.

Основна частина

1. За умови, що канал ствола і снаряд мають абсолютну осьову симетрію та використовується новий та нерозігрітий ствол гармати, єдиним джерелом виникнення прецесійного руху снаряда буде сила тяжіння, яка призводить до викривлення траєкторії польоту снаряда. Тоді, задавши кут λ нахилу нарізів до осі каналу ствола та позначивши через η довжину ходу нарізів в калібрах (рис. 2), отримаємо формулу для визначення лінійної швидкості обертання снаряда

$$V_{\pi} = V_{0r} \cdot \text{tg } \lambda = \pi \eta^{-1} V_{0r} \quad (1)$$

та, враховуючи з іншого боку, що

$$V_{\pi} = 0,5 d \dot{\phi}_0, \quad (2)$$

де V_{0r} , $\dot{\phi}_0$ – відповідно швидкість (дульна швидкість) та кутова швидкість обертання снаряда в

момент втрати силового зв'язку з каналом ствола гармати; d – діаметр каналу ствола гармати (калібр снаряда).

Порівнюючи (1) та (2), отримаємо

$$\dot{\varphi}_0 = 2\pi d^{-1} \eta^{-1} V_{0r}. \quad (3)$$

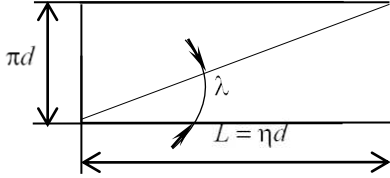


Рис. 2. Розгортка нарізів каналу ствола гармати

Швидкість прецесії $\dot{\nu}$, за умови $\delta_0 = 0$ [7]

$$\dot{\nu} = \frac{C}{2A} \dot{\varphi}_0, \quad (4)$$

де C, A – відповідно полярний (відносно поздовжньої вісі X снаряда) та екваторіальний (відносно бокової осі Z снаряда) момент інерції снаряда.

Підставляючи (3) до (4), отримаємо

$$\dot{\nu} = \pi C A^{-1} \eta^{-1} d^{-1} V_{0r}. \quad (5)$$

З [1, 6] відомо, що під дією сили тяжіння G динамічна вісь рівноваги, навколо якої відбувається прецесійний рух, відхиляється від вектора швидкості праворуч на кут

$$\delta_p = 2\nu \dot{\theta}_0 k^{-1}, \quad (6)$$

де $k = \frac{d^2 h}{Ag} 10^3 H(y) V_{0r}^2 K_M \left(\frac{V_{0r}}{a_{ON}} \right)$ – коефіцієнт

перекидаючого моменту снаряда;

h – плече перекидаючого моменту;

$H(y)$ – функція зміни щільності повітря в залежності від висоти; $K_M \left(\frac{V_{0r}}{a_{ON}} \right)$ – функція моменту

перекидаючого снаряда; a_{ON} – швидкість розповсюдження звуку в повітрі на поверхні Землі; g – прискорення сили вільного падіння.

Значення $\dot{\theta}_0$ визначимо з рис. 3 (за умови дії тільки сили тяжіння), як

$$mV \frac{d\theta}{dt} = -G \cos \theta,$$

перетворюючи та враховуючи початкові умови

$$(V = V_{0r}, \frac{d\theta}{dt} = \dot{\theta}_0), \text{ отримаємо}$$

$$\dot{\theta}_0 = -g \cos \theta V_{0r}^{-1}. \quad (7)$$

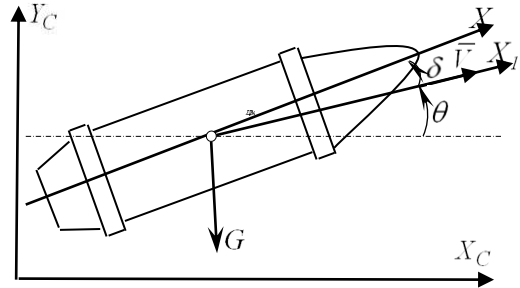


Рис. 3. Схема дії сили тяжіння на снаряд

Підставляючи (7), (5) до (6), в кінцевому вигляді отримаємо

$$\delta_p = 2\pi g \cos \theta_0 \eta^{-1} d^{-1} k^{-1} \left(\frac{A}{C} \right)^{-1}. \quad (8)$$

На рис. 4 наведені графіки зміни величини кута нутації в залежності від калібру снаряда ($d = 100, 122, 152$ та 203 мм) та швидкості його польоту, за даними яких можна зробити висновок, що зі збільшенням швидкості польоту снаряда та його калібру величина кута нутації суттєво зменшується.

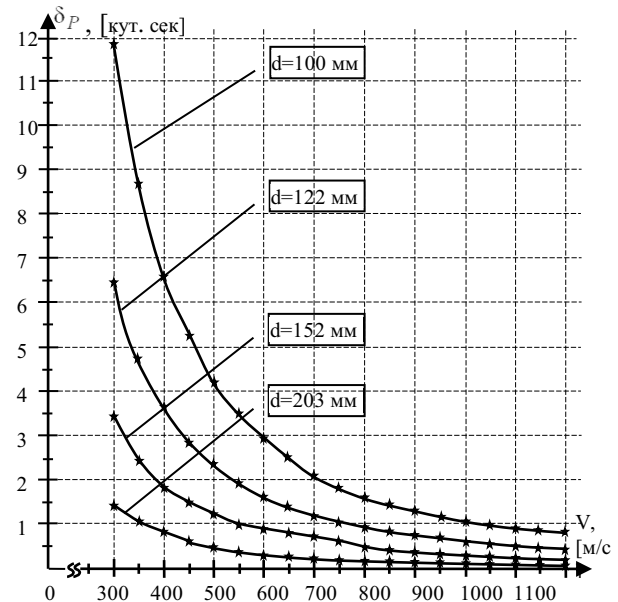


Рис. 4. Графік величини кута нутації в залежності від калібру снаряда та швидкості його польоту

Крім того, проведені розрахунки показують, що вплив початкових умов вильоту снаряда з каналу ствола гармати за умови, що канал ствола і снаряд

мають абсолютну осьову симетрію, а прецесійний рух снаряда відбувається тільки за рахунок дії сили тяжіння, на зміну дальності незначний і не перевищує $0^{\circ}0'12''$, що практично не впливає на дальність польоту снаряда.

2. За умови, що канал ствола має середню та значну виробку або при розігріві ствола гармати під час стрільби, виникають значні початкові збурення вильоту снаряда з каналу ствола гармати, які обумовлені незбігом поздовжньої осі снаряда з віссю симетрії каналу ствола гармати, що викликане несиметричним врізанням центрального потовщення корпусу снаряда у нарізи гармати (рис. 5). Будь-який зазор Δ_1 у переднього центрального потовщення зазвичай негайно відображається на величині кута нутації. В свою чергу це викликає зміщення центру мас навіть ідеально збалансованого снаряда з осі каналу ствола ε_2 . За наявності рівнодіючої сили тиску порохових газів \bar{P} на днище снаряда, направленої вздовж каналу ствола, це призведе до виникнення обертового моменту, який має тенденцію збільшувати це зміщення. Величина зазору і дефект, що ним викликаний, будуть тим більше, чим більше зношеність і розігрів ствола при стрільбі [4].

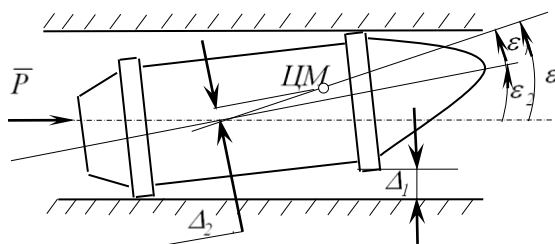


Рис. 5. Рух снаряда у каналі ствола гармати

Другою важливою причиною виникнення початкових кутових швидкостей і кута нутації є ексцентриситет (неврівноваженість) ваги снаряда. При цьому розрізняють два види неуврівноваженості. Перший, який називають статичною неуврівноваженістю, полягає в тому, що в силу технологічних похибок виготовлення корпусу й особливостей його наповнення центр мас снаряда зміщується на деяку відстань Δ_2 відносно поздовжньої осі снаряда. Другий – динамічна неуврівноваженість, пов'язаний із незбіжністю геометричної осі симетрії снаряда і його головної центральної полярної осі інерції. Величина динамічного ексцентриситету визначається кутом ε_1 .

Враховуючи малість кутів ε_1 і ε_2 , можливо вважати, що $\varepsilon_1 + \varepsilon_2 = \varepsilon$, а кутова швидкість прецесійного руху снаряда в каналі ствола дорівнює $\dot{\nu} = \dot{\phi}$ [1].

В цьому випадку значення кута нутації в момент проходження снарядом дульного зрізу буде складати

$$\dot{\delta}_0 = \dot{\phi}_0 \varepsilon,$$

де $\varepsilon = \delta_0$ – початковий кут нутації.

Для виводу аналітичної залежності для визначення залежності максимального кута нутації δ_{\max} від значення сумарного кута ε скористаємось підходами, наведеними в [1].

Так, складові початкових параметрів нутаційного руху в координатах Крилова (рис. 6) будуть визначатися наступним чином

$$\begin{aligned} \delta_{20} &= \varepsilon \cos \nu_0; \delta_{10} = \varepsilon \sin \nu_0; \\ \dot{\delta}_{20} &= \dot{\phi}_0 \varepsilon \cos \nu_0; \dot{\delta}_{10} = \dot{\phi}_0 \varepsilon \sin \nu_0, \end{aligned} \quad (9)$$

де δ_{20}, δ_{10} – відповідно кути нутації в вертикальній і горизонтальній площинах.

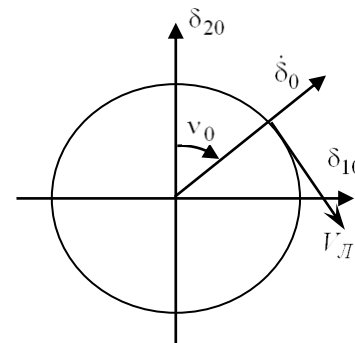


Рис. 6. Визначення δ_{\max} при пострілі гармати

Значення кута δ можна представити як

$$\delta = \sqrt{\delta_{10}^2 + \delta_{20}^2} = \sqrt{\rho_1^2 + \rho_2^2 - 2\rho_1\rho_2 \cos(2\nu\sqrt{\sigma}t + \chi)}, \quad (10)$$

де

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \frac{1}{2\nu\sqrt{\sigma}} \sqrt{(\omega_{20} + \omega_2\delta_{10})^2 + (\omega_{10} + \omega_2\delta_{20})^2}, \\ \rho_2 &= \frac{1}{2\nu\sqrt{\sigma}} \sqrt{(\omega_{20} + \omega_1\delta_{10})^2 + (\omega_{10} + \omega_1\delta_{20})^2}, \end{aligned} \quad (11)$$

відповідно амплітуда нутаційних коливань в горизонтальній і вертикальній площинах;

$$\omega_1 = \dot{\nu}(\sqrt{\sigma} + 1),$$

$$\omega_2 = \dot{\nu}(\sqrt{\sigma} - 1);$$

$\sqrt{\sigma}$ – коефіцієнт гіроскопічної стійкості снаряда (лежить в межах 0,45...0,70)

$$\sigma = 1 - \frac{m_M V_{0r}^2}{A \dot{\nu}^2}; \quad (12)$$

m_M – безрозмірний аеродинамічний коефіцієнт стабілізуючого (перекидаючого) моменту;

$$\chi = -\arctg \frac{\dot{\delta}_{10} + \omega_2 \delta_{10}}{\dot{\delta}_{20} + \omega_2 \delta_{20}} + \arctg \frac{\dot{\delta}_{10} + \omega_1 \delta_{10}}{\dot{\delta}_{20} + \omega_1 \delta_{20}}.$$

Аналізуючи характер виразу (10), значення δ буде приймати максимальне значення за умови $\cos(2\dot{\nu}\sqrt{\sigma}t + \chi) = -1$, тобто

$$\delta_{\max} = \rho_1 + \rho_2. \quad (13)$$

За умови фіксованого значення ε та ν_0 , враховуючи (9), отримаємо з (11)

$$\rho_1 = \frac{\dot{\varphi}_0 \varepsilon}{2\dot{\nu}\sqrt{\sigma}} \sqrt{1 + \frac{\omega_2^2}{\dot{\varphi}_0^2}}; \quad (14)$$

$$\rho_2 = \frac{\dot{\varphi}_0 \varepsilon}{2\dot{\nu}\sqrt{\sigma}} \sqrt{1 + \frac{\omega_1^2}{\dot{\varphi}_0^2}}.$$

Приймаючи $\frac{\omega_2^2}{\dot{\varphi}_0^2} \approx \frac{\omega_1^2}{\dot{\varphi}_0^2} = 0$ [1], остаточно

отримаємо

$$\delta_{\max} = \frac{\dot{\varphi}_0 \varepsilon}{\dot{\nu}\sqrt{\sigma}} = \frac{2A\varepsilon}{C\sqrt{\sigma}}. \quad (15)$$

На рис. 7 наведені графіки зміни величини максимального кута нутації δ_{\max} від значення сумарного кута ε та коефіцієнта гіроскопічної

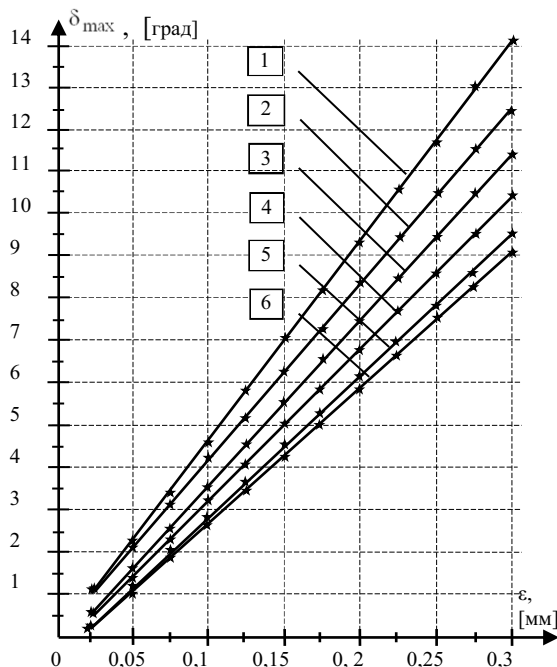


Рис. 7. Графік величини кута нутації в залежності від значення сумарного кута ε та величини $\sqrt{\sigma}$:

$$1 - \sqrt{\sigma} = 0,45; \quad 2 - \sqrt{\sigma} = 0,5; \quad 3 - \sqrt{\sigma} = 0,55; \quad 4 - \sqrt{\sigma} = 0,6;$$

$$5 - \sqrt{\sigma} = 0,65; \quad 6 - \sqrt{\sigma} = 0,7$$

стійкості снаряда, за даними яких можна зробити висновок, що зі збільшенням сумарного кута ε величина кута нутації збільшується. В той же час зі збільшенням величини коефіцієнта гіроскопічної стійкості снаряда (12) величина кута нутації зменшується.

Висновки

В статті проведено дослідження впливу початкових умов вильоту снаряда з каналу ствола гармати за умови, що канал ствола і снаряд мають абсолютну осьову симетрію, а прецесійний рух снаряда відбувається тільки за рахунок дії сили тяжіння та за умови значної виробки та розігріву каналу ствола гармати під час стрільби.

На основі проведених досліджень, як видно із графіків (рис. 4), можна зробити висновок, що величина кута нутації за умови, що канал ствола і снаряд мають абсолютну осьову симетрію, а прецесійний рух снаряда відбувається тільки за рахунок дії сили тяжіння, незначна і практично не впливає на дальність польоту снаряда.

Стрільба із гармат із середньою або зі значною виробкою каналу ствола та внаслідок розігріву ствола гармати під час стрільби буде супроводжуватися значними початковими збуреннями, приводять до значного збільшення кута незбіжності по довжній осі снаряда з по довжньою віссю гармати ε , що приводить до значного збільшення кутів нутації при вильоті снаряда з каналу ствола гармати (рис. 7). Так, при $\varepsilon = (0,2 \div 0,3)^0$ величина кута нутації складає $\delta_{\max} = (6 \div 14)^0$.

Перспективним напрямом подальших досліджень є розробка методів і засобів балістичної підготовки стрільби, які б дозволяли враховувати початкові умови вильоту снаряда з каналу ствола гармати на дальність їх польоту.

Список літератури

1. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лисенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 607 с.
2. Макеев В.І. Дослідження впливу нутаційних коливань снарядів (мін) на дальність їх польоту / В.І. Макеев, В.І. Грабчак, В.В. Прокопенко, І.Ю. Кучерявенко. – Військово-технічний збірник. – Львів: ЛІСВ. – 2010. – Вип. 3. – С. 59-65.
3. Макеев В.І. Балістична підготовка стрільби, методи і засоби її удосконалення / В.І. Макеев, М.М. Ляпа, В.М. Петренко, В.С. Житник. – Суми: СумДУ, 2008. – 160 с.
4. Орлов Б.В. Устройство и проектирование ствольных артиллерийских орудий / Б.В. Орлов, Э.К. Ларман, В.Г. Маликов. – М.: Машиностроение, 1976. – 432 с.
5. Правила стрільби і управління вогнем наземної артилерії: група, дивізіон, батарея, взвод, гармата /

В.М. Рябоконь, П.Й. Руденко, П.В. Полениця, О.В. Смірнов. – К.: Міністерство оборони, 2008. – 232 с.

6.Равдин И.Ф. Внешняя баллистика неуправляемых ракет и снарядов / И.Ф. Равдин. – МО: Воениздат, 1973. – 184 с.

Рецензент: д.т.н., с.н.с. А.М. Зубков, Академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, м. Львів.

ВЛИЯНИЕ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ СНАРЯДА НА ВЕЛИЧИНУ ЕГО УГЛА НУТАЦИИ

В.И. Грабчак

В статье исследуется влияние начальных условий вылета снаряда с канала ствола орудия при условии, что канал ствола и снаряд обладают абсолютной осевой симметрией, а прецессионное движение снаряда происходит только за счет действия силы тяжести, а также за счет значительного износа и разогрева канала ствола орудия во время стрельбы. Приведены зависимости, позволяющие оценить влияние начальных условий вылета снаряда с канала ствола исходя из условий различного состояния снаряда и канала ствола орудия.

Ключевые слова: нутационные колебания и прецессионное движение снаряда, угол и угловая скорость нутации, статическая и динамическая неуравновешенность снаряда.

INFLUENCE OF SHELL INITIAL PERTURBATIONAL MOTION CONDITIONS ON ITS NUTATION ANGLE VALUE

V. Hrabchak

The article investigates the influence of initial conditions of projection of a shell from a cannon bore providing that cannon bore and shell have perfect axial symmetry, and shell precessional motion occurs only due to gravity action, as well as gun tube substantial wear and warming up when firing. Dependancies, allowing to evaluate influence of initial conditions of projection of a shell from a cannon bore because of the diverse state of shell and bore have been given.

Key words: yaw and shell precessional motion, nutation angle and angle rate, shell static and dynamic unbalance.

УДК 629.072.19 (075.8)

В.І. Грабчак¹, Б.О. Попков²

¹Академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, м. Львів

²Командування Сухопутних військ Збройних Сил України, м. Київ

РОЗРОБКА ВЕКТОРНО-МАТРИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ПОЛЬОТУ КЕРОВАНИХ СНАРЯДІВ

В статті досліджується питання побудови математичних моделей польоту керованих снарядів при вирішенні задач пошуку алгоритмів їх оптимального керування. Проведена лінійзація рівнянь руху керованих снарядів та побудовані векторно-матричні моделі їх руху в поздовжній та боковій площинах. Запропоновані аналітичні залежності перерахунку векторно-матричних моделей руху снарядів з безперервним часом на моделі руху з дискретним часом.

Ключові слова: диференційні та векторно-матричні моделі руху снарядів, лінійзація, математичні моделі руху з дискретним часом.

Вступ

Постановка проблеми в загальному вигляді та аналіз літератури. Створення високоточних боеприпасів, які функціонують за принципом “вистрелив-забув”, є одним з напрямів удосконалення арсеналу боеприпасів артилерії. Такі боеприпаси, оснащені

системами керування, повинні забезпечити високу ефективність ураження різних цілей, в тому числі і рухомих [1].

В останні роки значний розвиток отримали методи синтезу систем керувань на основі використання теорії оптимальних систем. Ці методи при