
УДК 623.451.74

А.Г. Дмитрієв¹, Д.С. Печура², В.І. Нікітченко²

¹Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

²Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

АЛГОРИТМИ ТРАЄКТОРНОГО УПРАВЛІННЯ КЕРОВАНИМИ АВІАЦІЙНИМИ БОМБАМИ ПРИ НЕКОНТАКТНОМУ ПІДРИВІ БОЙОВИХ ЧАСТИН ДЛЯ УРАЖЕННЯ РОЗОСЕРЕДЖЕНИХ ЛЕГКОУРАЗЛИВИХ ЦІЛЕЙ

В статті пропонується дослідження можливості використання алгоритмів траєкторного управління керованими авіаційними бомбами при неконтактному підриві бойових частин. Особливістю дослідження є неконтактний підрив бойових частин та ураження розосереджених легкоуразливих цілей дистанційною дією бойових елементів даних цілей. Управління реалізовано для керованих авіаційних бомб з інерціальною системою наведення за методом пропорціональної навігації.

Ключові слова: інерціальна система наведення, керовані авіаційні бомби, метод пропорціональної навігації, оптимальні алгоритми траєкторного управління.

Вступ

Постановка проблеми. Аналіз сучасних об'єктів ураження показує, що до вісімдесяти відсотків потенціальних цілей які уражаються авіацією є розосередженими легкоуразливими [1].

Так як такі цілі не є компактними, то постає питання: з якими системами наведення необхідно застосовувати КАБ по таким цілям?

Для ураження розосереджених легкоуразливих цілей найбільш доцільним є застосування КАБ з інерціальною навігаційною системою. Це зменшить вартість КАБ з забезпеченням заданого рівня ураження цілей при можливій тактичній різноманітності та перенацілюванні [1].

Так як для ураження розосереджених на місцевості легкоуразливих цілей для підвищення ймовірності ураження необхідно забезпечити деякі параме-

три неконтактного підриву КАБ, а саме висоту, кут нахилу траєкторії та промах [2], то необхідно визначити чи будуть алгоритми траєкторного управління оптимальними при застосуванні інерціальних систем наведення.

Питання оптимізації траєкторного управління в сучасній теорії автоматичного управління є одним з важливих напрямків. В даній області розроблена загальна методологічна база [6-9]. В області траєкторного управління керованим авіаційними бомбами основні методологічні положення розроблені для випадку контактного підриву бойових частин. Для випадку неконтактного підриву бойових частин КАБ для ураження розосереджених легкоуразливих цілей, оптимальність класичних алгоритмів траєкторного управління не досить обґрунтована.

Метою даної статті є обґрунтування алгоритмів траєкторного управління керованими авіаційними бомбами при неконтактному підриві бойових частин інерціальних систем наведення.

Основний матеріал

Розглянемо задачу виведення керованої авіаційної бомби в задану область кінцевого фазового стану. Систему рівнянь візьмемо у вигляді [3]:

$$\dot{x}_1 = \dot{x}_2; \quad \dot{x}_2 = u. \quad (1)$$

Мінімізуючий функціонал візьмемо у вигляді:

$$I = k_2 D \int_{t_1}^{t_2} u^2 dt + \frac{k_1}{D} \left\{ [x_2, x_1] \begin{bmatrix} c_1 & 0 \\ 0 & c_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ x_1 \end{bmatrix} \right\}, \quad (2)$$

де k_1 ; k_2 – нелінійні коефіцієнти, c_1, c_2, t_2 – постійні, які задані.

Перша складова – інтегральний член, що визначає затрати на управління, друга складова є термінальний член, що визначає кінцевий стан ($t = t_2$).

Необхідно визначити u , що забезпечує мінімум (2). Рішення задачі будемо визначати у формі управління зі зворотнім зв'язком, тобто $u(x_2, x_1, t)$ та має вид [3, 5]:

$$\begin{cases} u = \Lambda_2(t)x_2 - \Lambda_1(t)x_1; \\ \Lambda_2 = \frac{1}{D} \left[\frac{1}{c_2} + \frac{1}{c_1}(t_2 - t)^2 + \frac{1}{3}(t_2 - t)^3 \right]; \\ \Lambda_1 = \frac{1}{D} \left[\frac{1}{c_1}(t_2 - t) + \frac{1}{2}(t_2 - t)^2 \right]. \end{cases} \quad (3)$$

$$D = \left[\frac{1}{c_2} + \frac{1}{3}(t_2 - t)^3 \right] \left[\frac{1}{c_1} + (t_2 - t) \right] - \frac{1}{4}(t_2 - t)^4. \quad (4)$$

Розглянемо часткові випадки (3):

1) у випадку якщо $c_1 \rightarrow 0$, то $x_2(t)$ – некерована величина:

$$u = \frac{(t_2 - t)^2}{\frac{1}{c_2} + \frac{1}{3}(t_2 - t)^3} x_2(t) - \frac{(t_2 - t)}{\frac{1}{c_2} + \frac{1}{3}(t_2 - t)^3} x_1(t). \quad (5)$$

2) у випадку якщо $c_1 \rightarrow 0$, $c_2 \rightarrow \infty$ то $x_1(t_2) \rightarrow 0$:

$$u_2 = -3 \left[\frac{x_2(t)}{t_2 - t} + \frac{x_1(t)}{(t_2 - t)} \right]. \quad (6)$$

Цей закон управління має наступну кінематичну інтерпретацію (рис. 1).

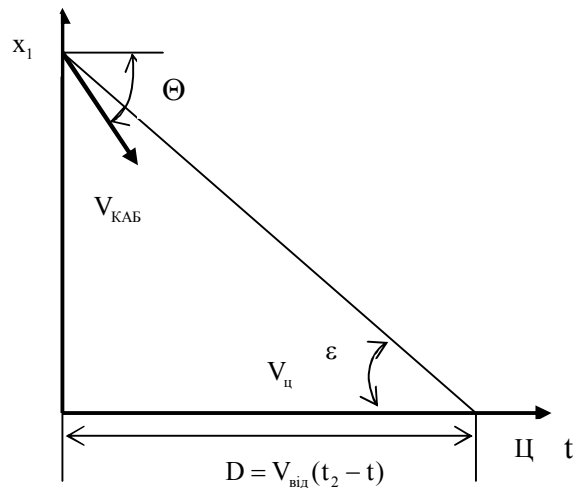


Рис. 1. Кінематична схема управління

На рисунку позначено: ϵ – кут між лінією візування і лінією відрахунку; Θ – кут між швидкістю $V_{КАБ}$ і лінією відрахунку; $V_{від}$ – швидкість зближення повздовж лінії візування; Ц – ціль. Тоді [3]:

$$\begin{cases} \epsilon = \frac{x_1(t)}{V_{від}(t_2 - t)}; \quad \dot{\epsilon} = \frac{1}{V_{від}} \left[\frac{\dot{x}_1(t)}{(t_2 - t)} + \frac{x_1(t)}{(t_2 - t)^2} \right]; \\ x_2 = V_{КАБ} \Theta, \quad \dot{x}_2 = V_{КАБ} \dot{\Theta}; \\ u_2 = V_{КАБ} \dot{\Theta} = -3V_{від} \dot{\epsilon} = -3 \left| \dot{D} \right| \dot{\epsilon}, \quad V_{від} = \left| \dot{D} \right|. \end{cases} \quad (7)$$

В результаті отримано закон пропорційної навігації.

3) у випадку якщо $c_1 \rightarrow \infty$, $c_2 \rightarrow \infty$, то $x_1(t_2) = x_2(t_2) = 0$:

$$u_3 = - \left[\frac{4x_2(t)}{t_2 - t} + \frac{6x_1(t)}{(t_2 - t)^2} \right] = -V_{від} \left(4\dot{\epsilon} + \frac{2\dot{\epsilon}}{t_2 - t} \right). \quad (8)$$

Отримали модифікований закон пропорційної навігації.

Другий випадок справедливий якщо легкоуразливі цілі не рухаються, для рухомих цілей справедливий третій випадок.

Таким чином, при визначенні оптимальності траєкторного управління керованих авіаційних бомб при неконтактному підриві бойових частин оптимальним є наведення за методом пропорціональної навігації.

Розглянемо реалізацію управління за методом пропорціональної навігації для керованих авіаційних бомб при неконтактному підриві бойових частин для ураження розосереджених легкоуразливих цілей оснащених інерціальною системою наведення.

Типові операції, що визначають траєкторні параметри в безплатформовій інерціальній навігаційній системі (БІНС) здійснюється наступним чином.

В складі БІНС є три датчика, що вимірюють кутові швидкості ω_x , ω_y , ω_z , та три акселерометра, що вимірюють позірні лінійні прискорення W_x , W_y , W_z у місцях установки датчиків. Інформація цих датчиків, з урахуванням їх похибок, в моделі типового блоку БІНС можуть бути представлені у вигляді [4]:

$$\left\{ \begin{aligned} \omega_{xD} &= \omega_x(1 + \Delta\varepsilon_{\omega x}) + \omega_y \Delta v_{yx} + \omega_z \Delta v_{zx} + \\ &+ \Delta\omega_{x0} + \Delta a_1 \dot{V}_{kx} + \Delta b_1 \dot{V}_{kz} ; \\ \omega_{yD} &= \omega_y(1 + \Delta\varepsilon_{\omega y}) + \omega_x \Delta v_{xy} + \omega_z \Delta v_{zy} + \\ &+ \Delta\omega_{y0} + \Delta a_2 \dot{V}_{ky} + \Delta b_2 \dot{V}_{kx} ; \\ \omega_{zD} &= \omega_z(1 + \Delta\varepsilon_{\omega z}) + \omega_x \Delta v_{xz} + \omega_y \Delta v_{yz} + \\ &+ \Delta\omega_{z0} + \Delta a_3 \dot{V}_{kz} + \Delta b_3 \dot{V}_{kx} ; \\ W_{xD} &= W_x(1 + \Delta\varepsilon_{Wx}) + W_y \Delta\mu_{yx} + W_z \Delta\mu_{zx} + \Delta a_{x0} ; \\ W_{yD} &= W_y(1 + \Delta\varepsilon_{Wy}) + W_x \Delta\mu_{xy} + W_z \Delta\mu_{zy} + \Delta a_{y0} ; \\ W_{zD} &= W_z(1 + \Delta\varepsilon_{Wz}) + W_x \Delta\mu_{xz} + W_y \Delta\mu_{yz} + \Delta a_{z0} ; \end{aligned} \right. \quad (9)$$

де

$$\left\{ \begin{aligned} W_x &= R_x / m - X_x(\omega_y^2 + \omega_z^2) - Y_x(\omega_z - \omega_x \omega_y) + \\ &+ X_x(\omega_y + \omega_x \omega_z) ; \\ W_y &= R_y / m + X_y(\omega_z + \omega_x \omega_y) - Y_y(\omega_x^2 + \omega_z^2) - \\ &- Z_y(\omega_x - \omega_y \omega_z) ; \\ W_z &= R_z / m - X_z(\omega_y - \omega_x \omega_z) + Y_z(\omega_x + \omega_y \omega_z) - \\ &- Z_z(\omega_x^2 + \omega_y^2) \end{aligned} \right. ,$$

де $\Delta\varepsilon_{\omega x}$, Δv_{yx} , \dots , Δa_{z0} – похибки датчиків, що викликані не лінійністю знімання інформації, неточністю установлювання датчиків, їх дрейфом та початковими помилками; W_x , W_y , W_z – прискорення в місцях установки датчиків; R_x/m , R_y/m , R_z/m – позірні лінійні прискорення центра мас КАБ; X_x , Y_x , Z_x , \dots , Z_z – лінійні зміщення акселерометрів від центра мас по відповідним осям.

Аналогова інформація датчиків кутових швидкостей і акселерометрів сучасних БІНС квантується за часом і амплітудою. За квантованими параметрами $\omega_{xD,k}$, $\omega_{yD,k}$, $\omega_{zD,k}$ рахуються направляючі косинуси l_{ijm} , що характеризують кутове положення КАБ. Для обрахування l_{ijm} застосовуються методи інтегрування кінематичних рівнянь [8].

Для визначення кутів ризику ψ_m , тангажу ϑ_m , крену γ_m маємо:

$$\operatorname{tg} \psi_m = -l_{31m} / l_{11m}; \sin \vartheta_m = l_{21m}; \operatorname{tg} \gamma_m = -l_{23m} / l_{22m}. \quad (11)$$

В БІНС проекції вектора прискорення обраховуються за квантовим даним акселерометрів $W_{xD,k}$, $W_{yD,k}$, $W_{zD,k}$ [8]:

$$\begin{pmatrix} \dot{V}_{kxgm} \\ \dot{V}_{kygm} \\ \dot{V}_{kzgm} \end{pmatrix} = (l_{ijm}) \begin{pmatrix} W_{xD,k} \\ W_{yD,k} \\ W_{zD,k} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (12)$$

Якщо інформація прицільної системи навігації (ПСН) приймається абсолютно пріоритетно, то в моменти надходження в БІНС інформації ПСН параметрам V_{kxgm} , V_{kygm} , V_{kzgm} та X_{gm} , Y_{gm} , Z_{gm} приймають значення, що визначені супутниковою навігацією, і ці значення використовуються в якості початкових при подальшому інтегруванні. Між моментами оновлення інформації ПСН, що надходить в БІНС, операції проводяться з параметрами, що отримані власними засобами БІНС. Наявність на борту КАБ координат цілі та навігаційної інформації ПСН і БІНС дозволяє організувати самонаведення практично залюбим відомим методом.

Параметром самонаведення при методі пропорціональної навігації є кутова швидкість $\bar{\Omega}_m$ лінії візування. Формування законів управління в КАБ з БІНС проводиться в параметрах земної системи координат $O_{0m} X_{gm} Y_{gm} Z_{gm}$ [9]. В цій же системі записуються координати $X_{гц.м} Y_{гц.м} Z_{гц.м}$ цілі та координати КАБ $X_{gm} Y_{gm} Z_{gm}$, а також складові земної швидкості КАБ V_{kxgm} , V_{kygm} , V_{kzgm} . Проекція вектора дальності визначається за формулою:

$$\left\{ \begin{aligned} D_{xgm} &= X_{гц.м} - X_{gm} - X_{гтп}; \\ D_{ygm} &= Y_{гц.м} - Y_{gm} - Y_{гтп}; \\ D_{zgm} &= Z_{гц.м} - Z_{gm} - Z_{гтп}; \end{aligned} \right. \quad (13)$$

$$D_m = \sqrt{D_{xgm}^2 + D_{ygm}^2 + D_{zgm}^2}. \quad (14)$$

де $X_{гтп}$, $Y_{гтп}$, $Z_{гтп}$ – координати точок неконтактного підриву бойових частин КАБ при ураженні розосереджених легкоуразливих цілей.

Так як рівняння площини, що проходить через вектори \vec{D}_M , \vec{V}_{KM} [4] то вектор $\vec{\Omega}_M$ співпадає з нормаллю до цієї площини. Направляючі косинусів цієї нормалі визначаються за формулами:

$$\begin{cases} \cos\Omega_{xGM} = (D_{yGM} V_{kzGM} - D_{zGM} V_{kyGM}) / \sqrt{M}; \\ \cos\Omega_{yGM} = (D_{zGM} V_{kxGM} - D_{xGM} V_{kzGM}) / \sqrt{M}; \\ \cos\Omega_{zGM} = (D_{xGM} V_{kyGM} - D_{yGM} V_{kxGM}) / \sqrt{M}, \end{cases} \quad (15)$$

де
$$M = (D_{yGM} V_{kzGM} - D_{zGM} V_{kyGM})^2 + (D_{zGM} V_{kxGM} - D_{xGM} V_{kzGM})^2 + (D_{xGM} V_{kyGM} - D_{yGM} V_{kxGM})^2.$$

Кут γ_{DV} між векторами \vec{D}_M , \vec{V}_{KM} з урахуванням їх направляючих косинусів визначаються формулами [4]:

$$\begin{cases} \cos\alpha_x = D_{xGM} / D_M; \cos\alpha_y = D_{yGM} / D_M; \\ \cos\alpha_z = D_{zGM} / D_M; \\ \cos\beta_x = V_{kxGM} / V_{kM}; \cos\beta_y = V_{kyGM} / V_{kM}; \\ \cos\beta_z = V_{kzGM} / V_{kM}; \\ V_{kM} = \sqrt{V_{kxGM}^2 + V_{kyGM}^2 + V_{kzGM}^2}. \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \sin^2\gamma_{DV} &= (\cos\alpha_y \cos\beta_z - \cos\alpha_z \cos\beta_y)^2 + \\ &+ (\cos\alpha_z \cos\beta_x - \cos\alpha_x \cos\beta_z)^2 + \\ &+ (\cos\alpha_x \cos\beta_y - \cos\alpha_y \cos\beta_x)^2 = \frac{M}{D_M^2 V_{kM}^2}; \end{aligned}$$

$$\sin^2\gamma_{DV} = \frac{\sqrt{M}}{D_M V_{kM}}.$$

Приймаючи в якості позитивного напрямку обертання проти часової стрілки, отримаємо співвідношення:

$$\Omega_M = -V_{kM} \sin\gamma_{DV} / D_M = -\sqrt{M} / (D_M)^2. \quad (17)$$

Проекції вектора $\vec{\Omega}_M$ на осі СК можуть бути ви-

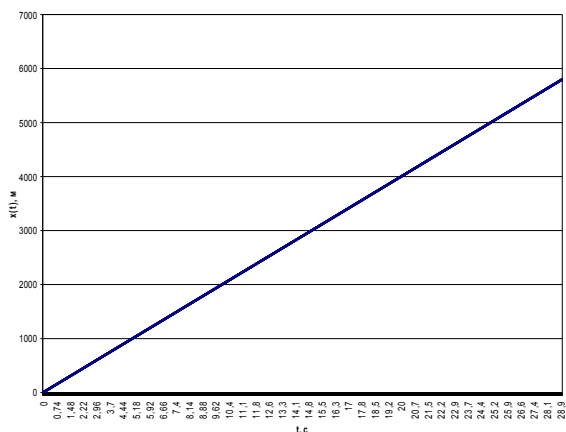


Рис. 2. Траєкторії руху КАБ при контактному та неконтактному підриві бойових частин

користані при формуванні управляючих сигналів самонаведення по методу пропорційної навігації:

$$\begin{cases} \Omega_{yM} = \Omega_{xGM} I_{12M} + \Omega_{yGM} I_{22M} + \Omega_{zGM} I_{32M}; \\ \Omega_{zM} = \Omega_{xGM} I_{13M} + \Omega_{yGM} I_{23M} + \Omega_{zGM} I_{33M}. \end{cases} \quad (18)$$

При інерціальному управлінні по методу пропорційної навігації сигнали траєкторного управління мають вид:

$$\begin{cases} u_y = -V_{від} (4\Omega_{yM} + \frac{2\varepsilon}{t_2 - t}) \\ u_z = -V_{від} (4\Omega_{zM} + \frac{2\varepsilon}{t_2 - t}) \end{cases}, \quad (19)$$

де $V_{від} = \sqrt{V_{kxGM}^2 + V_{kyGM}^2 + V_{kzGM}^2}$; t_2 – час польоту КАБ, що рахується перед її скиданням; t – поточний час польоту КАБ.

Сигнали u_y , u_z надходять в автопілот КАБ і за даним сигналами відбувається відхилення рулів КАБ:

$$\begin{cases} \delta_y = u_y - W_{yД,к} - g \\ \delta_z = u_z - W_{zД,к} \end{cases}, \quad (20)$$

де $W_{yД,к}$, $W_{zД,к}$ – прискорення, що отримані від БІНС.

Розрахунки алгоритмів траєкторного управління були апробовані на штатних алгоритмах управління керованими авіаційними бомбами при контактному підриві бойових частин. Розбіжності складають до 7 відсотків. На рис. 2 подані траєкторії руху КАБ при контактному та неконтактному підриві бойових частин. До 29 секунди польоту характер траєкторій не відрізняються. На рис. 3 подані траєкторії руху КАБ після 29 секунди. Так як необхідно забезпечити задані кінцеві параметри наведення КАБ, траєкторія КАБ при неконтактному підриві починає відрізнятися від штатної.

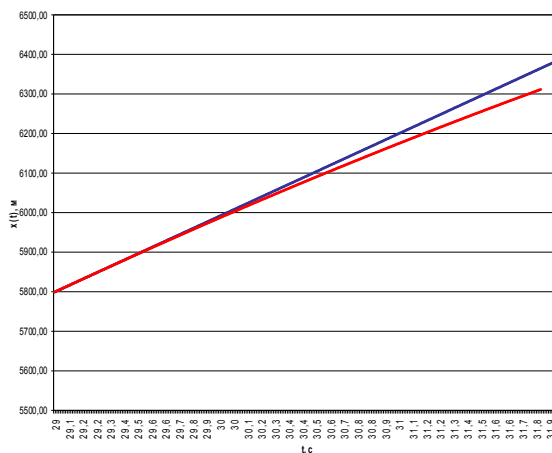


Рис. 3. Траєкторії руху КАБ після 29 секунди

Висновки

Отже, метод пропорціонального наведення є методологічною основою алгоритмів траекторного управління керованими авіаційними бомбами при неконтактному підриві бойових частин для ураження розосереджених легкоуразливих цілей.

Інерціальна система наведення забезпечує задані параметри наведення керованих авіаційних бомб при неконтактному підриві бойових частин.

Список літератури

1. Щербинин Б.П. Перспективные боевые части высокоточного оружия США / Б.П. Щербинин // Зарубежное военное обозрение. – 2010. – № 4. – С. 58-61.
2. Тараненко В.В. Вибір параметрів неконтактного підриву керованих авіаційних бомб з бойовою частиною дистанційної дії / В.В. Тараненко, В.І. Нікітченко, Р.Г. Єфімова // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – Х.: ХУПС ім. Івана Кожедуба. – 2011. – Вип. 2 (6). – С. 40-44.
3. Нестеров В.А. Основы проектирования ракет класса «воздух-воздух» и авиационных катапультных установок для них / под общ. ред. В.А. Нестерова. – М.: изд. МАИ, 1999. – 376 с.
4. Соловей Е.Я. Динамика систем наведения управляемых авиабомб / Е.Я. Соловей, А.В. Храпов. – М.: Машиностроение, 2006. – 327 с.
5. Справочник по теории автоматического управления / А.Г. Александров, В.М. Артемьев, В.Н. Афанасьев и др.; под ред. А.А. Красовского. – М.: Наука, 1987. – 711 с.
6. Нікітченко В.І. Методика синтезу алгоритмів оптимального траекторного управління керованими авіаційними бомбами для забезпечення заданих кінцевих

умов наведення / В.І. Нікітченко // Системи озброєння і військова техніка: наук. ж. – Х.: ХУПС ім. Івана Кожедуба. – 2012. – Вип. 3 (31). – С. 48-52.

7. Алгоритм траекторного наведення безпілотного літального апарату, який планує на наземну ціль при забезпеченні заданих кінцевих умов наведення / О.Г. Водчиць, І.С. Кравчук, В.В. Тараненко, М.М. Баскаков // Науковий журнал: Вісник НАУ. – К., 2004. – №1(19). – С. 137-139.

8. Веремеенко Р.В. Управление и наведение безпилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Р.В. Веремеенко, А.М. Головинский, В.В. Писарев: под ред. М.Н. Красильщикова, Г.Г. Серебрякова. – М.: Физматлит, 2003. – 280 с.

9. Лебедев А.А. Статистическая динамика и оптимизация управления летательных аппаратов / А.А. Лебедев, В.Т. Бобровников, М.Н. Красильщиков. – М.: Машиностроение, 1985. – 280 с.

Надійшла до редколегії 13.08.2013

Рецензент: д-р техн. наук проф. С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

АЛГОРИТМЫ ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫМИ АВИАЦИОННЫМИ БОМБАМИ ПРИ НЕКОНТАКТНОМ ПОДРЫВЕ БОЕВЫХ ЧАСТЕЙ ДЛЯ ПОРАЖЕНИЯ РАССРЕДОТОЧЕННЫХ ЛЕГКОПОРАЖАЮЩИХ ЦЕЛЕЙ

А.Г. Дмитриев, Д.С. Печура, В.И. Никитченко

В статье предлагается исследование оптимальности алгоритмов траекторного управления управляемыми авиационными бомбами при неконтактном подрыве боевых частей. Особенностью исследования является неконтактный подрыв боевых частей и поражение рассредоточенных легкопоражаемых целей дистанционным действием боевых элементов данных целей. Управление реализовано для управляемых авиационных бомб с инерциальной системой наведения по методу пропорциональной навигации.

Ключевые слова: инерциальная система наведения, управляемые авиационные бомбы, метод пропорциональной навигации, оптимальные алгоритмы траекторного управления.

ALGORITHMS OF TRAJECTORY CONTROL BY THE GUIDED AVIATION BOMBS AT UNCONTACT INJURY OF BATTLE PARTS FOR THE DEFEAT OF DECONCENTRATE STRIKELESS PURPOSES

A.G. Dmitriev, D.S. Pechura, V.I. Nikitchenko

In the article the research of optimum of algorithms of trajectory management by the guided aviation bombs at uncontact injury of battle parts is offered. Uncontact injury of battle parts and defeat of the dispersed the easily struck purposes is a research feature by the action of battle data elements of purposes controlled from distance. The management is realized for the guided aviation bombs with the inertial system of aiming on the method of proportional navigation.

Keywords: inertial system of aiming, guided aviation bombs, method of proportional navigation, optimum algorithms of trajectory management.