Розвиток, бойове застосування та озброєння авіації

УДК 623.4.018 DOI: 10.30748/nitps.2019.36.08

І.С. Кравчук[1], В.В. Тараненко[2]

[1] *Товариство з обмеженою відповідальністю "Науково-виробнича фірма "Адрон", Київ*
[2] *Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ*

РЕАЛІЗАЦІЯ ПРОПОРЦІЙНОГО САМОНАВЕДЕННЯ КОРЕКТОВАНОЇ АВІАЦІЙНОЇ БОМБИ ЗА ІНФОРМАЦІЄЮ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ

Розглядаються алгоритми обробки навігаційних параметрів польоту, отриманих за допомогою приймача системи супутникової навігації, для реалізації на їх основі методу пропорційного самонаведення коректованої авіаційної бомби на нерухому наземну ціль, координати якої заздалегідь відомі. Показано, що для наведення у горизонтальній площині можливе використання методу пропорційного самонаведення у класичному вигляді, а для наведення у вертикальній площині – метод пропорційного самонаведення повинен бути модифікованим.

Ключові слова: *коректована авіаційна бомба, метод пропорційного самонаведення, супутникова система навігації, наземна ціль, параметр наведення.*

Вступ

Постановка проблеми. До найбільш поширених та ефективних авіаційних керованих засобів ураження класу "повітря - поверхня" відносяться коректовані авіаційні бомби (КАБ), які для свого наведення на стаціонарні наземні цілі використовують супутникові системи навігації GPS та ГЛОНАСС [1–3]. Реалізація систем самонаведення (ССН) таких КАБ ґрунтується на застосуванні навігаційних даних, отриманих за допомогою приймача супутникової навігації (ПСН), розташованого на КАБ, та інформації про координати стаціонарної наземної цілі (НЦ), які заздалегідь вводяться в ССН перед стартом (скиданням) КАБ.

Для формування траєкторії наведення КАБ на НЦ може застосовуватися будь який з відомих методів наведення – погоні, прямого самонаведення, пропорційного самонаведення та інші. Але найбільш ефективним та нечутливим до зовнішніх збурень, наприклад дії вітру, є метод пропорційного самонаведення і його модифікації [4].

Особливості конструктивної та аеродинамічної компоновки КАБ, а також їх балістичні характеристики, створюють специфічні вимоги до методу пропорційного самонаведення. Ці вимоги полягають у тому, що для мінімізації витрат енергії руху КАБ у процесі її наведення на НЦ, вона повинна рухатися по траєкторії, яка б мінімально відхилялася від балістичної.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Питанням супутникової навігації безпілотних маневрових об'єктів різних класів присвячена значна кількість публікацій, наприклад, [5–8]. Але у відомих публікаціях практично не розглядаються алгоритми траєкторного наведення КАБ, що характеризуються обмеженими маневровими можливостями, особливо при розгляді руху КАБ у вертикальній площині, коли необхідно враховувати дію сили земного тяжіння.

Мета статті – розробка алгоритмічного забезпечення ССН, яка ґрунтується на застосуванні даних, отриманих за допомогою ПСН, та використовує класичний метод пропорційного самонаведення для керування КАБ у горизонтальній площині і модифікований метод пропорційного самонаведення для керування КАБ у вертикальній площині.

Виклад основного матеріалу

Для осесиметричних об'єктів з аеродинамічним керуванням, до яких відносяться КАБ, наведення на НЦ виконується за допомогою двох незалежних каналів керування – каналів курсу (керування у горизонтальній площині) та тангажу (керування у вертикальній площині).

При реалізації методу пропорційного самонаведення параметром наведення КАБ є її необхідне прискорення $j_н$, яке для $j_{нг}$ горизонтального та $j_{нв}$ вертикального каналів керування може бути записане у наступному вигляді:

$$j_{нг} = N_0 \cdot V_{збг} \cdot \omega_г ; \quad (1)$$

$$j_{нв} = N_0 \cdot V_{збв} \cdot \omega_в , \quad (2)$$

де N_0 – навігаційний коефіцієнт;

$V_{збг}$, $V_{збв}$ – швидкість зближення КАБ з НЦ у горизонтальній та вертикальній площинах, відповідно;

© Кравчук І.С., Тараненко В.В., 2019

$\omega_г$, $\omega_в$ – кутова швидкість обертання лінії дальності між КАБ та НЦ у горизонтальній та вертикальній площинах, відповідно.

У випадку наведення КАБ на нерухому НЦ, навігаційний коефіцієнт приймає значення $N_0 = 3$ [4].

Канали самонаведення КАБ у горизонтальній та вертикальній площинах мають суттєві відмінності, які полягають у необхідності врахування дії сили земного тяжіння на процес наведення у вертикальній площині і відсутності дії цієї сили у горизонтальній площині.

У зв'язку з цим формування параметру наведення КАБ у горизонтальній площині виконується за формулою (1). Для врахування дії сили земного тяжіння при наведенні у вертикальній площині до виразу (2) необхідно ввести додаткову складову і формувати параметр наведення у наступному вигляді:

$$j_{нв} = N_0 \cdot V_{збв} \cdot \omega_{нв} - A_{уст}, \qquad (3)$$

де $A_{уст}$ – величина уставки [1], яка б давала змогу формувати необхідну траєкторію руху КАБ з врахуванням дії сили земного тяжіння та початкових умов скидання КАБ.

Визначення параметрів, що входять до виразів (1) та (3) при застосуванні супутникового наведення, виконується на основі навігаційних даних, які отримані за допомогою ПСП та координат НЦ, що вводяться в ССН КАБ заздалегідь.

Будемо вважати, що ПСП формує координати ($X_г, Y_г, Z_г$) КАБ та проекції її швидкості ($V_{гX}, V_{гY}, V_{гZ}$) у геоцентричній системі координат (СК), початок якої знаходиться у центрі мас Землі, вісь Z спрямована на умовний полюс Землі, вісь X спрямована у точку перетину площини екватора та нульового меридіану, а вісь Z доповнює геоцентричну прямокутну систему координат до правої [5].

Координати НЦ у геоцентричній СК виражаються на основі наступних формульних залежностей:

$$X_{гц} = (N + H_ц) \cdot \cos B \cdot \cos L; \qquad (4)$$

$$Y_{гц} = (N + H_ц) \cdot \cos B \cdot \sin L;$$

$$Z_{гц} = \left[N \cdot (1 - e_з^2) + H_ц \right] \cdot \sin B,$$

де $N = \dfrac{a}{\sqrt{1 - e_з^2 \cdot \sin^2 B}}$;

$e_з$ – ексцентриситет земного еліпсоїда;

a – велика піввісь еліпсоїда;

$H_ц$ – висота НЦ над рівнем моря;

B, L – широта та довгота НЦ у геоцентричній СК, які вводяться заздалегідь у ССН КАБ.

У зв'язку з тим, що закони наведення КАБ формуються, як правило, у земній СК, координати НЦ відносно КАБ доцільно визначати у стартовій СК $OX_gY_gZ_g$, початок якої знаходиться у точці проекції на поверхню Землі точки старту (скидання) КАБ, причому вісь OY_g цієї СК направлена за місцевою вертикаллю, вісь OX_g направлена по дотичній до меридіану строго на північ, а вісь OZ_g доповнює дану СК до правої. Тоді:

$$\begin{vmatrix} X_{gц} \\ Y_{gц} \\ Z_{gц} \end{vmatrix} = A_г^m \begin{vmatrix} X_{гц} - X_г \\ Y_{гц} - Y_г \\ Z_{гц} - Z_г \end{vmatrix}, \qquad (5)$$

де $X_{gц}, Y_{gц}, Z_{gц}$ – координати цілі відносно КАБ у стартовій СК;

$$A_г = \begin{vmatrix} -\cos L \sin B & \cos L \cos B & -\sin L \\ \sin L \sin B & \cos B \sin L & \cos L \\ \cos B & \sin B & 0 \end{vmatrix}. \qquad (6)$$

Складові швидкості КАБ (V_{gX}, V_{gY}, V_{gZ}) у стартовій СК обчислюються також з використанням матриці $A_Г$ за формулою:

$$\begin{vmatrix} V_{gX} \\ V_{gY} \\ V_{gZ} \end{vmatrix} = A_г^m \begin{vmatrix} V_{гX} \\ V_{гY} \\ V_{гZ} \end{vmatrix}. \qquad (7)$$

Параметри руху КАБ відносно НЦ у стартовій СК зображені на рис. 1, де точкою *Б* позначено центр мас КАБ.

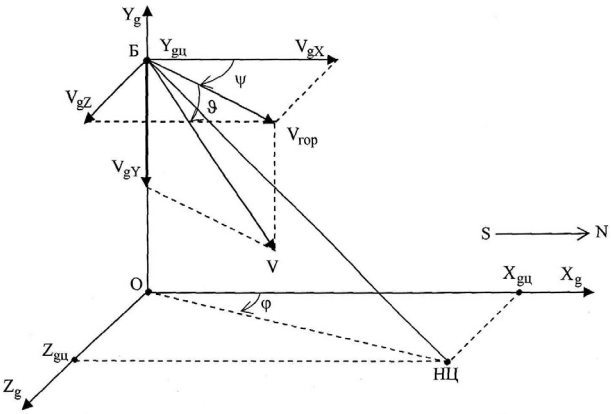


Рис. 1. Параметри руху КАБ відносно НЦ у стартовій СК

Маючи координати НЦ відносно КАБ $X_{gц}, Y_{gц}, Z_{gц}$ та складові швидкості КАБ V_{gX}, V_{gY}, V_{gZ} у стартовій СК, можна визначити наступні параметри руху КАБ відносно цілі:

$$D = \sqrt{X_{gц}^2 + Y_{gц}^2 + Z_{gц}^2}; \qquad (8)$$

$$V = \sqrt{V_{gX}^2 + V_{gY}^2 + V_{gZ}^2};$$

$$V_{гор} = \sqrt{V_{gX}^2 + V_{gZ}^2}\ ;$$

$$\varphi = -arctg\left(\frac{Z_{gц}}{X_{gц}}\right);$$

$$\psi = -arctg\left(\frac{V_{gZ}}{V_{gX}}\right),$$

де D – модуль вектора дальності до НЦ;

V – модуль повної швидкості КАБ;

$V_{гор}$ – горизонтальна складова швидкості КАБ;

φ – кут візування цілі у горизонтальній площині;

ψ – курсовий кут (або курс) руху КАБ, який відлічується за годинниковою стрілкою від напрямку на північ.

Виходячи з рис. 1, задачу наведення КАБ на НЦ сформулюємо наступним чином:

горизонтальний канал наведення КАБ повинен забезпечувати орієнтацію площини $БV_{гор}V_{gY}$ таким чином, щоб в цій площині знаходилась точка НЦ;

вертикальний канал наведення повинен забезпечувати таку траєкторію руху КАБ, щоб точка, в якій ця траєкторія перетинає площину OX_gZ_g, співпадала з НЦ.

Оскільки зміна орієнтації площини $БV_{гор}V_{gY}$ може виконуватися завдяки зміні напрямку горизонтальної складової швидкості $V_{гор}$, тобто завдяки зміні курсового кута ψ, то параметр наведення КАБ у горизонтальній площині будемо формувати у СК OXZ, яка утворена шляхом повороту навколо вертикалі осей OX_g та OZ_g стартової СК на курсовий кут ψ згідно з рис. 2. У такій СК вісь OX співпадає з напрямком $V_{гор}$ горизонтальної складової швидкості КАБ, тому за своєю суттю СК OXZ являє собою горизонтовану швидкісну СК [9].

Координати НЦ зі стартової СК $OX_gY_gZ_g$ до СК OXZ перераховуються за допомогою формул:

$$X_ц = X_{gц} \cdot \cos\psi + Z_{gц} \cdot \sin\psi\ ; \qquad (9)$$

$$Z_ц = -X_{gц} \cdot \sin\psi + Z_{gц} \cdot \cos\psi\ , \qquad (10)$$

де $X_ц$, $Z_ц$ – координати НЦ у системі координат OXZ.

Кутову швидкість $\omega_г$, виходячи з рис. 2, запишемо у вигляді:

$$\omega_г = \frac{V_{гор} \cdot \sin\eta}{D_{гор}}, \qquad (11)$$

де $D_{гор}$ – горизонтальна складова дальності до НЦ, що дорівнює:

$$D_{гор} = \sqrt{X_ц^2 + Z_ц^2}\ ; \qquad (12)$$

η – кут відхилення напрямку $V_{гор}$ від $D_{гор}$.

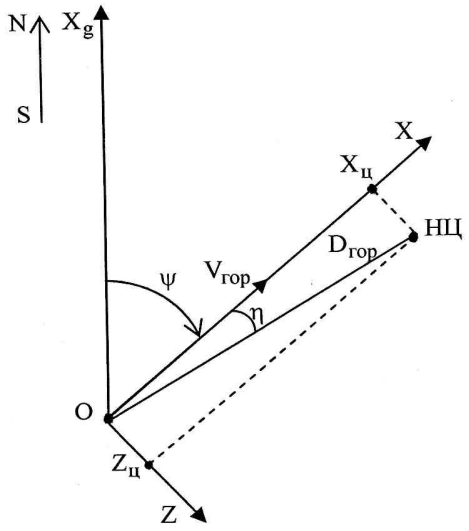


Рис. 2. Параметри руху КАБ у горизонтальній площині

Виразивши: $\eta = \arcsin\dfrac{Z_ц}{D_{гор}}$ (див. рис. 2), та маючи на увазі вираз (12), перепишемо формулу (11) у наступному вигляді:

$$\omega_г = \frac{V_{гор} \cdot Z_ц}{X_ц^2 + Z_ц^2}\ . \qquad (13)$$

Тоді, з врахуванням (13) та (1), параметр наведення КАБ для реалізації методу пропорційного самонаведення у горизонтальній площині приймає наступний вигляд:

$$j_{нг} = N_0 \cdot V_{гор}^2 \frac{Z_ц}{X_ц^2 + Z_ц^2}\ . \qquad (14)$$

Схема та параметри руху КАБ у вертикальній площині зображені на рис. 3.

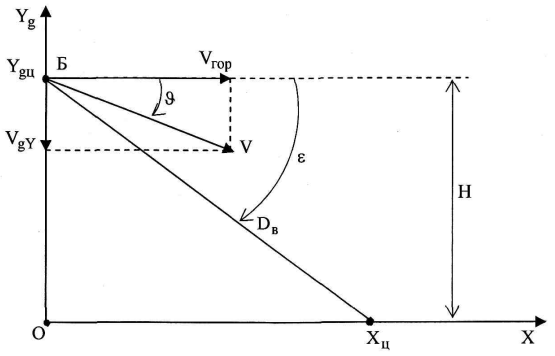


Рис. 3. Параметри руху КАБ у вертикальній площині

У відповідності до рис. 3, кутову швидкість $\omega_в$ лінії дальності у вертикальній площині виразимо у наступному вигляді:

$$\omega_в = \frac{V \cdot \sin(\varepsilon - \vartheta)}{D_в}, \qquad (15)$$

де V – модуль повної швидкості КАБ;

$\varepsilon = -arctg\left(\frac{Y_{gц}}{X_ц}\right)$ – кут місця НЦ;

$\vartheta = arctg\left(\frac{V_{gY}}{V_{гор}}\right)$ – кут нахилу траєкторії КАБ;

$D_в = \sqrt{X_ц^2 + Y_{gц}^2}$ – модуль дальності до НЦ у вертикальній площині.

Іноді, з метою підвищення точності визначення координати $Y_{gц}$, у якості вимірювача цієї координати застосовують висотомір, за допомогою якого вимірюють висоту H, на якій знаходиться КАБ над НЦ. Тоді для обчислення параметрів ε та ϑ, що входять до формули (15), замість параметра $Y_{gц}$ використовують H.

Розкривши $\sin(\varepsilon - \vartheta)$ і підставивши значення параметрів ε, ϑ, та $D_в$ до виразу (15), отримаємо:

$$\omega_в = \frac{H \cdot V_{гор} - X_ц \cdot V_{gY}}{H^2 + X_ц^2},$$

що дає змогу переписати вираз (2) у наступному вигляді:

$$j_{нв} = N_0 \cdot V \cdot \frac{H \cdot V_{гор} - X_ц \cdot V_{gY}}{H^2 + X_ц^2}. \qquad (16)$$

При формуванні параметра наведення КАБ за алгоритмом (16), що відповідає “класичному” методу пропорційного самонаведення, спостерігається систематичне передчасне зниження траєкторії польоту КАБ і, як наслідок, систематичні недольоти КАБ до НЦ. Це пояснюється тим, що за своїми властивостями “класичний” метод такого наведення на нерухому НЦ формує траєкторію польоту КАБ, яка близька до прямої лінії. Внаслідок цього, на верхній ділянці траєкторії КАБ різко втрачає висоту свого польоту, а значить і свою кінетичну енергію, а кінцева ділянка траєкторії характерна тим, що КАБ має недостатньо енергетичних можливостей для того, щоб “дотягнути” до НЦ.

Для уникнення передчасної втрати висоти польоту під час наведення КАБ, виникає необхідність у застосуванні модифікованого методу пропорційного наведення у вигляді (3), де модифікація методу виконується застосуванням уставки $A_{уст}$. У джерелі [1] наводяться приклади застосування $A_{уст}$ у вигляді постійних коефіцієнтів для формування заданого виду траєкторії, наприклад кінцевого куту підходу КАБ до НЦ.

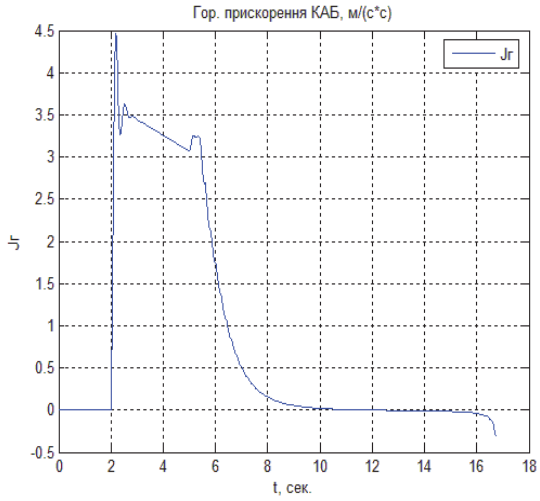
Моделювання процесу наведення КАБ при використанні $A_{уст}$ у вигляді постійних коефіцієнтів показує, що такий підхід забезпечує задовільні характеристики наведення тільки у вузькому діапазоні висот та швидкостей носія при бойовому застосуванні КАБ.

З метою досягнення необхідних характеристик точності наведення КАБ у широкому діапазоні висот (500…6500 м) та швидкостей (450…1000 м/с) носія у момент застосування КАБ, шляхом математичного моделювання отримана функціональна залежність величини $A_{уст}$ від висоти $H_н$ та швидкості $V_н$ носія на момент скидання КАБ у вигляді:

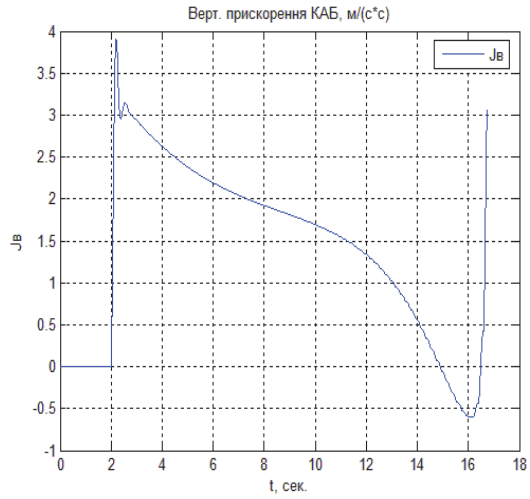
$$A_{уст} = a - b \cdot H_н + c \cdot V_н^2, \qquad (17)$$

де a, b, c – коефіцієнти, які залежать від масових, геометричних та аеродинамічних характеристик КАБ.

Зокрема для КАБ, що є збіркою вільно падаючої авіабомби ФАБ-250М-54, блока аеродинамічного керування БАУ-01КТ та додаткового оперення [7], у ході моделювання визначено, що коефіцієнти у виразі (17) мають значення: $a = 0,022$; $b = 2 \cdot 10^{-6}$; $c = 7 \cdot 10^{-8}$, при цьому у виразі (17) висота $H_н$ вимірюється в м, а швидкість $V_н$ – в м/с.



а



б

Рис. 4. Характер зміни за час наведення КАБ: а – $j_{нг}$; б – $j_{нв}$

На рис. 4, а представлено характер зміни необхідного горизонтального прискорення $j_{нг}$ під час наведення КАБ, сформованого за алгоритмом (14), а на рис. 4, б – характер зміни необхідного вертикального прискорення $j_{нв}$ під час наведення КАБ, яке сформовано з використанням формул (3; 16) та (17).

Результати, представлені на рис. 4, отримані шляхом моделювання наведення КАБ на стаціонарну наземну ціль при наступних початкових даних: висота скидання КАБ – 1000 м; швидкість носія на момент скидання КАБ – 750 км/год; початкові поздовжня та поперечна помилки бомбометання – 300 м у кожному напрямку; керування КАБ починається після двох секунд її вільного падіння з моменту відділення від носія.

Результати моделювання наведення КАБ на наземну стаціонарну ціль за "класичним" методом пропорційного наведення (14) у горизонтальній площині, та модифікованим методом пропорційного наведення (3; 16–17) у вертикальній площині для широкого діапазону висот (500…6500 м) та швидкостей (450…1000 м/с) носія у момент скидання показали, що середній кінцевий промах коректованої авіаційної бомби складає величину 10–15 м, яка відповідає точності наведення сучасних засобів ураження, що використовують для свого наведення супутникові системи навігації [1; 6].

Висновки

1. Розроблено алгоритми формування параметрів наведення КАБ за методом пропорційного самонаведення з використанням первинної інформації від системи супутникової навігації та інформації про заздалегідь відомі координати нерухомої наземної цілі.

2. Наведення КАБ у горизонтальній площині можливе з використанням "класичного" методу пропорційного самонаведення, а для наведення у вертикальній площині для компенсації дії сили земного тяжіння метод пропорційного самонаведення повинен бути модифікованим і враховувати початкові умови скидання КАБ – її висоту та швидкість на момент відділення від носія.

3. Результати моделювання процесу наведення КАБ за розробленими алгоритмами у широкому діапазоні висот (500…6500 м) та швидкостей (450…1000 м/с) носія у момент скидання показали, що точність наведення КАБ задовольняє сучасним вимогам до засобів ураження, які для свого керування застосовують супутникові системи навігації.

Список літератури

1. Соловей Э.Я. Динамика систем наведения управляемых авиабомб / Э.Я. Соловей, А.В. Храпов; под ред. Е.С. Шахиджанова. – М.: Машиностроение, 2006. – 328 с.

2. Борисов Е.Г. Высокоточное оружие и борьба с ним / Е.Г. Борисов, В.И. Евдокимов. – СПб.: Издательство "Лань", 2013. – 496 с.

3. Семенов С.С. Оценка технического уровня образцов вооружения и военной техники / С.С. Семенов, В.Н. Харчев, А.И. Иоффин. – М.: Радио и связь, 2004. – 552 с.

4. Основы проектирования ракет класса "воздух-воздух" и авиационных катапультных установок для них / В.А. Нестеров, Э.Е. Пейсах, А.Л. Рейдель и др.; под общ. ред. В.А. Нестерова. – М.: Издательство МАИ, 1999. – 792 с.

5. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / К.К. Веремеенко, С.Ю. Желтов, Н.В. Ким, Д.А. Колорез, Г.Г. Серебряков, М.Н. Красильщиков, К.И. Сыпало, А.И. Черномрский; под ред. М.Н. Красильщикова, Г.Г. Серебрякова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 556 с.

6. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / К.К. Веременко, А.Н. Головинский, В.В. Инсаров, М.Н. Красильщиков, С.С. Семенов, К.И. Сыпало, В.Н. Харчев; под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Серебрякова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 280 с.

7. Козир А.Г. Алгоритм формування параметрів наведення авіаційних бомб, обладнаних блоком аеродинамічного управління БАУ-01КТ / А.Г. Козир, О.Л. Бурсала, Д.В. Башинський // Системи озброєння і військова техніка. – 2017. – №1(49). – С. 117-121.

8. Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее приложения / Ю.А. Соловьев. – М.: Эко-Трендз, 2003. – 326 с.

9. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 608 с.

References

1. Solovei, A.I. and Hrapov, A.V. (2006), "*Dinamica system navedeniya upravlyaemih aviabomb*" [*Dynamics guided bombs homing systems*], Mashinostroenie, Moscow, 328 p.

2. Borisov, E.G. and Yevdocimov, V.I. (2013), "*Visokotochnoye oruzhie i borba s nim*" [*Precision weapons and the fight against them*], Izdatelstvo "Lan", St. Petersburg, 496 p.

3. Semenov, S.S., Harchev, V.N. and Ioffin, A.E. (2004), "*Otsenka tekhnicheskogo urovnya jbraztsov vooruzheniya i voennoy tekhniki*" [*Assessment of the technical level of weapons and military equipment*], Radio i Svyaz, Moscow, 552 p.

4. Nesterov, V.A., Paysah, E.E. and Reydel, A.L. (1999), "*Osnovy proyektirovaniya raket klassa "vozdukh-vozdukh" i aviatsionnych katapultnych ustanovok dlya nikh*" [*The design basis of the air-to-air missiles and aircraft catapult devices for them*], MAI PUBLISHERS, Moscow, 792 p.

5. Veremeyenko, K.K., Geltov, S.U., Kim, N.V., Kolorez, D.A., Serebryakov, G.G., Krasilchikov, M.N., Sipalo, K.I. and Chernomorskiy, A.I. (2009), "*Sovremennyye informatsionnyye tekhnologii v zadachakh navigatsii i navedeniya bespilotnykh manevrennykh letatelnykh apparatov*" [*Modern information technologies in the tasks of navigation and guidance of unmanned maneuverable aircraft*], FIZMATLIT, Moscow, 556 p.

6. Veremeyenko, K.K., Golovinskiy, A.N., Insarov, V.V., Krasilchikov, M.N., Semenov, S.S., Sipalo, K.I. and Harchev, V.N. (2003), "*Upravleniye i navedeniye bespilotnykh manevrennykh letatelnykh apparatov na osnove sovremennych informatsionnych tekhnologiy*" [*Control and guidance maneuverable aircraft based on modern information technologies*], FIZMATLIT, Moscow, 280 p.

7. Kozyr, A.G., Bursala, O.L. and Bashynskiy, D.V. (2017), "Algoritm formuvannya parametriv navedennya aviaciynnykh bomb, obladnanykh blokom aerodinamichnogo upravlinnya BAU-01KT" [Algoritm for generating the parameters of the guidance of air bombs equipped with an aerodynamic control unit BAU-01KT], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 1(49), pp. 117-121.

8. Solovyov, U.A. (2003), "*Sputnikovaya navigatsiya i yeye prilozeniya*" [*Satellite navigation and its applications*], EKO-TRANDS, Moscow, 326 p.

9. Dmitriyevskiy, A.A. and Lisenko, L.N. (2005), "*Vneshnyaya ballistika*" [*External ballistics*], Mashinostroenie, Moscow, 608 p.

Надійшла до редколегії 6.06.2019
Схвалена до друку 20.08.2019

Відомості про авторів:

Кравчук Ілля Степанович
кандидат технічних наук доцент
начальник науково-дослідного відділу
ТОВ "НВФ "Адрон",
Київ, Україна
https://orcid.org/0000-0002-1053-7798

Тараненко Віктор Васильович
кандидат технічних наук
начальник науково-дослідного відділу
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
https://orcid.org/0000-0003-1758-8018

Information about the authors:

Illya Kravchuk
Candidate of Technical Sciences Associate Professor
Chief of Scientific Research Department
of Research & Development Company "Adron",
Kyiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0002-1053-7798

Victor Taranenko
Candidate of Technical Sciences
Chief of Scientific Research Department
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
https://orcid.org/0000-0003-1758-8018

РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОПОРЦИОНАЛЬНОГО САМОНАВЕДЕНИЯ КОРРЕКТИРУЕМОЙ АВИАЦИОННОЙ БОМБЫ ПО ИНФОРМАЦИИ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

И.С. Кравчук, В.В. Тараненко

Рассматриваются алгоритмы обработки навигационных параметров полета, полученных с помощью приемника системы спутниковой навигации, для реализации на их основе метода пропорционального самонаведения корректированной авиационной бомбы на неподвижную наземную цель, координаты которой заблаговременно известны. Показано, что для наведения в горизонтальной плоскости возможно применение метода пропорционального самонаведения в классическом виде, а для наведения в вертикальной плоскости – метод пропорционального самонаведения должен быть модифицированным.

Ключевые слова: *корректируемая авиационная бомба, метод пропорционального самонаведения, спутниковая система навигации, наземная цель, параметр наведения.*

REALIZATION OF PROPORTIONAL SELF-HOMING OF THE CORRECTED AERIAL BOMB ACCORDING TO THE INFORMATION OF THE SATELLITE NAVIGATION SYSTEM

I. Kravchuk, V. Taranenko

Today, the most common and effective airborne guided weapons of the "air-to-surface" class are corrected aerial bombs, which use satellite navigation systems for targeting stationary ground objects. The features of the constructive and aerodynamic layout of the corrected aviation bombs, as well as their ballistic characteristics, create specific requirements for the guidance method, which, in order to minimize the energy cost of movement of the corrected bomb in the process of targeting the object, minimally deviated from ballistic. The article discussed the algorithms for processing the navigation parameters of the flight, obtained using the satellite navigation system receiver, to implement on their basis the method of proportional homing of the corrected aerial bomb on a fixed ground target, the coordinates of which are known in advance. It is shown that for guidance in the horizontal plane it is possible to use the method of proportional homing in the classical form, and for pointing in the vertical plane the method of proportional homing should be modified. This is explained by the fact that the homing channels of the adjustable bomb in the horizontal and vertical planes have significant differences, which consist in the need to take into account the effect of the force of the earthly gravity on the process of pointing in a vertical plane and the absence of this force in the horizontal plane. When forming the parameter for adjusting the adjustable bomb according to an algorithm that corresponds to the "classical" method of proportional homing, there is a systematic premature reduction in the flight path of the adjustable bomb and, as a result, its systematic shortfalls to the ground target. In order to avoid premature loss of flight altitude during the guidance of a corrected bomb, it becomes necessary to apply a modified proportional guidance method is performed by using an insert. Today there are examples of using inserts in the form of constant coefficients to form a given trajectory. However, modeling the process of targeting a corrected aerial bomb shows that such an approach provides satisfactory guidance characteristics only in a narrow range of altitudes and speeds of the carrier when using a corrected bomb. In order to achieve the required precision characteristics of a corrected bomb in a wide range of heights and speeds of the carrier at the time of its application, a functional dependence of the insert value on the height and speed of the carrier at the moment of dropping the corrected bomb was obtained using mathematical modeling. The results of the simulation of the guidance of a corrected aerial bomb by the proposed algorithms showed that the accuracy of the guidance satisfies modern requirements for weapons, which satellite navigation systems are used for control.

Keywords: *corrected aviation bomb, proportional homing method, satellite navigation system, ground target, guidance parameter.*