

УДК 629.75

О.О. Журавльов, В.В. Романенко

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

МЕТОД ОБҐРУНТУВАННЯ ДОПУСТИМОЇ ПОХИБКИ ПРИЦІЛЮВАННЯ КОМПЛЕКСУ КОМАНДНИХ ПРИЛАДІВ АЕРОБАЛІСТИЧНИХ АПАРАТІВ

Розглядається метод обґрунтування допустимого значення похибки прицілювання бортового комплексу командних приладів комплексної навігаційної системи при послідовному комбінованому наведенні аеробалістичних апаратів.

Ключові слова: аеробалістичний апарат, послідовне комбіноване наведення, комплексна навігаційна система, комплекс командних приладів, система прицілювання.

Вступ

Постановка завдання. На сучасних аеробалістичних апаратах (АБА), що призначені для дальнього вогневого ураження об'єктів, висока точність стрільби може бути досягнута шляхом послідовного комбінованого наведення, що містить два етапи: «дальнього грубого» та «ближнього високоточного» наведення [1].

Для вирішення навігаційної задачі при послідовному комбінованому наведенні в бортових системах управління (СУ) таких АБА широко використовують інтегровані інерціально-супутникові (ІС) навігаційні системи (НС), що комплексують з датчиками зовнішньої інформації (ДЗІ), наприклад, оптичного типу, з кореляційно-екстремальним методом обробки інформації [2].

На етапі «дальнього грубого» наведення ІС НС забезпечує виведення АБА в деяку область Ω над ціллю, де при командному включенні ДЗІ починає візувати інформативну ділянку місцевості по якій можливо уточнити поточні координати АБА (рис. 1).

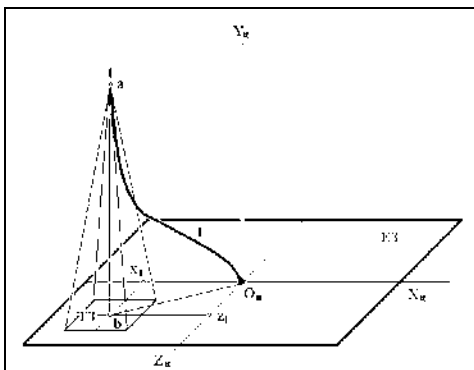


Рис. 1. Схема польоту АБА на заключному етапі при корекції траєкторії по сигналам ДЗІ

На етапі «ближнього високоточного» наведення по сигналам ДЗІ проводяться декілька послідовних сеансів корекції ІС НС шляхом уточнення текучого положення АБА в цільовій системі координат $O_{Ц}X_{Ц}Y_{Ц}Z_{Ц}$ на основі порівняння ета-

лонного (ЕЗ) та текучого (ТЗ) зображень цілі або місцевості, що її оточує.

Одним із факторів, що впливає на потрібну точність «дальнього грубого» наведення, є похибки прицілювання бортового інерціального комплексу командних приладів (ККП) інтегрованої ІС НС [2].

У теперішній час немає єдиних конструктивних підходів щодо визначення потрібної точності функціонування ККП таких ІС НС з урахуванням похибок прицілювання і визначення координат точки старту в умовах подавлення бортової апаратури споживача (АС) супутникової навігаційної системи (СНС) природними або організованими перешкодами.

Таким чином, обґрунтування допустимого значення похибки прицілювання бортового ККП інтегрованої ІС НС при послідовному комбінованому наведенні АБА є актуальною науковою задачею.

Аналіз публікацій. Точність досягнення заданих кінцевих умов наведення АБА, що автоматично управляється та оснащений ІС НС, в основному визначають наступні групи похибок: методичні похибки управління, інструментальна складова розсіювання, динамічні похибки управління, а також похибки передстартової підготовки [1, 2].

Методичні похибки управління визначаються видом траєкторії, рівнем збурень, що діють, методом управління, способом обліку геофізичних чинників при вирішенні навігаційної задачі в бортовому цифровому управляючому обчислювальному комплексі (БЦУ ОК).

Інструментальна складова розсіювання залежить від виду траєкторії та її параметрів, похибок приладів СУ, обчислення БЦУ ОК і передстартової підготовки польотного завдання.

Динамічні похибки управління залежать від ефективності органів управління, динамічних властивостей АБА, структури і параметрів автомата стабілізації і рульового приводу. Похибки передстартової підготовки залежать від похибок визначення координат точок старту і цілі, а також від похибок підготовки польотного завдання.

Статистичні дані [2], що характеризують точність стрільби АБА даного класу, показують, що відносний вплив складових розсіювання в бічному напрямі при стрільбі в заданому діапазоні дальності розподіляється так, як наведено у табл. 1.

Складову розсіювання, що залежить тільки від самого АБА, називають технічним розсіюванням.

Таблиця 1

Відносний вплив складових розсіювання в бічному напрямі при стрільбі в заданому діапазоні дальності

Групи похибок	Значення відносних похибок	
	мінімальна дальність стрільби	максимальна дальність стрільби
методичні	0,02	0,04
динамічні	0,4	0,1
інструментальні	0,14	0,7
передстартової підготовки	0,44	0,16

Системи управління, що містять ІС НС із ДЗІ, здатні компенсувати як погрішності передстартової підготовки, так і інструментальні похибки приладів СУ, тобто практично всі основні джерела погіршення точності стрільби.

Метою роботи є розробка методу обґрунтування допустимого значення похибки до стартового прицілювання по азимуту ККП комплексної НС при послідовному комбінованому наведенні АБА з урахуванням можливості подавлення бортової АС СРНС природними або організованими перешкодами.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні завдання:

- 1) визначити відносну похибку до стартового прицілювання по азимуту ККП;
- 2) визначити функціональний зв'язок між похибкою стрільби та основними конструктивними параметрами ДЗІ;
- 3) визначити функціональний зв'язок між похибками стрільби та прицілювання АБА.

Основна частина

Відомо, що похибки до стартового прицілювання ККП по азимуту найбільш впливають на промах АБА в бічному напрямку. Розмір області Ω над ціллю, де здійснюється включення ДЗІ, залежить від 1) технічно реалізуємої точності доставки АБА в цю область; 2) технічних можливостей ДЗІ візувати заданий об'єкт; 3) маневрених можливостей АБА щодо компенсації на заключному етапі польоту похибок попереднього етапу.

При проведенні аналізу структури похибки доставки АБА в область Ω будемо вважати, що в польоті бортова ІС НС функціонує в умовах дії природних або організованих перешкод в інерціальному режимі. По-

казником промаху в бічному напрямку відносно заданої точки простору оберемо серединну похибку E_z , яку необхідно описувати чотирма складовими

$$E_z^2 = E_{zTP}^2 + E_{PP}^2 + E_C^2 + E_{Ц}^2, \quad (1)$$

де E_{zTP} – складова серединної помилки, що обумовлена технічним розсіюванням АБА відносно проміжної точки прицілювання при функціонуванні ІСНС тільки в інерціальному режимі; E_{PP} – складова, що обумовлена похибками прицілювання ККП за напрямком; E_C , $E_{Ц}$ – складові, що обумовлені похибками визначення координат точки старту АБА та цілі.

Якщо буде задана величина $E_z = E_z^*$, то при відомих значеннях величин $E_{zTP} = E_{zTP}^*$, $E_C = E_C^*$ та $E_{Ц} = E_{Ц}^*$ значення E_{PP} , що потрібна, обчислюється за формулою

$$E_{PP} = \sqrt{E_z^{*2} - E_{zTP}^{*2} - E_C^{*2} - E_{Ц}^{*2}}. \quad (2)$$

Для визначення величини E_z^* будемо вважати, що область Ω має форму циліндру з висотою $2\Delta h$ та радіусом $R_1 = \Delta B$, де ΔB – максимально допустиме відхилення в бічному напрямку тієї точки на траєкторії АБА, де здійснюється включення ДЗІ, від заданої точки O_1 , що знаходиться на висоті h^* над точкою $O_{Ц}$ – началом цільової системи координат.

Найдемо зв'язок між величиною ΔB та основними конструктивними параметрами ДЗІ на базі умови, що в деякий нефіксований момент часу t_b при включенні ДЗІ в полі огляду знаходиться інформативна ділянка місцевості по якій можливо уточнити поточні координати АБА, або ТЗ максимально го розміру буде належить ЕЗ.

Для вирішення цього завдання будемо вважати, що ДЗІ оптичного типу характеризується наступними конструктивними параметрами: 1) розміром матриці ЕЗ $M_{EZ} = |N \times N|$ пікселей; 2) розміром матриці ТЗ $M_{TZ} = |n \times n|$ пікселей; 3) кутом γ навіпіл розкриву конусу огляду.

Розмір $Z_O(t_b)$ області огляду ДЗІ з урахуванням кута $\varphi(t_b)$ відхилу повздовжньої вісі АБА від вертикалі оцінімо за формулою

$$Z_O(t_b) = h(t_b) [tg(\gamma + \varphi(t_b)) + tg(\gamma - \varphi(t_b))], \quad (3)$$

де $h(t_b)$ – висота АБА в момент огляду t_b .

Розмір області поверхні $Z_{TZ}(t_b)$, що відповідає текучому зображенню, оцінімо за формулою

$$Z_{TZ}(t_b) = n M_t, \quad (4)$$

де M_t – масштабний коефіцієнт, відповідний моменту t_b .

Розмір області поверхні $Z_{EZ}(t_b)$, що відповідає еталонному зображенню, оцінімо за формулою

$$Z_{EZ}(t_b) = N M_t. \quad (5)$$

Значення M_t масштабного коефіцієнту в момент t_b оцінімо за формулою

$$M_t = Z_O(t_b) n^{-1}. \quad (6)$$

Значення ΔB максимально допустимого відхилення в бічному напрямку тієї точки на траєкторії АБА, де здійснюється включення ДЗІ, від заданої точки O_1 оцінімо за формулою

$$\Delta B = 0,5 N M_t - (h^* + \Delta h) \operatorname{tg}(\gamma + \varphi_m), \quad (7)$$

де φ_m – максимально допустиме значення кута φ , що залежить від характеристик автомата кутової стабілізації повздожньої вісі АБА.

З урахуванням того, що

$$P(z \in [-4E_z, 4E_z]) = 0,99 \quad \text{та} \quad \Delta B \approx 4E_z$$

значення E_z^* оцінімо за формулою

$$E_z^* = 0,25 \Delta B. \quad (8)$$

Підставив (8) в (2) получимо співвідношення, що дозволяє визначити вимогу по точності до системи прицілювання в вигляді

$$E_{\text{ПР}}^{\text{Д}} = \sqrt{\frac{\Delta B^2}{16} - E_{z\text{ГР}}^{*2} - E_{\text{С}}^{*2} - E_{\text{Ц}}^{*2}}, \quad (9)$$

де $E_{\text{ПР}}^{\text{Д}}$ – максимально допустиме значення середньої похибки системи прицілювання, що потрібно.

При проведенні попередніх оцінок допустимо, що Земля це площина, тому максимально допустиме значення середньоквадратичної похибки прицілювання $\sigma^{\text{Д}}$ оцінімо за формулою

$$\sigma^{\text{Д}} = \frac{1}{3} \arctan \left[\frac{4 E_{\text{ПР}}^{\text{Д}}}{L_m} \right], \quad (10)$$

де L_m – максимальна дальність польоту АБА.

Прийmemo гіпотезу, що похибка прицілювання складається із двох складових: σ_1 – характеризує похибку вимірювання напрямку місцевого меридіану; σ_2 – характеризує похибку системи до стартової виставки бортового ККП. Допустимо, що ці похибки мають рівну величину $\sigma_1 \approx \sigma_2$, то можна записати

$$\sigma_{1(2)}^{\text{Д}} = 0,236 \arctan \left[\frac{4 E_{\text{ПР}}^{\text{Д}}}{L_m} \right]. \quad (11)$$

Таким чином, для обґрунтування вимог до похибки прицілювання бортового ККП на основі формул (10), (11) необхідно мати наступні вихідні дані: похибки системи топогеодезичного забезпечення старту АБА; похибки системи розвідки об'єктів; технічне розсіювання точок падіння АБА без системи корекції; конструктивні параметри ДЗІ; висоти проведення корекції траєкторії АБА; маневрені можливості АБА на заключному етапі польоту компенсувати похибки попередніх етапів.

Висновки

1. При обґрунтування потрібної точності прицілювання КПП необхідно мати вихідні дані та комплексно враховувати досягнуті рівні точності визначення координат точок старту (системою топогеодезичного забезпечення) та цілі (системою розвідки); технічне розсіювання точок падіння АБА при управлінні по сигналам ІС НС, що працює в інерціальному режимі; основні технічні характеристики ДЗІ; характеристики автомата кутової стабілізації.

2. Значення ΔB максимально припустимого промаху в бічному напрямку також залежить від розмірів матриць ЕЗ та ТЗ.

3. Необхідно проводити додаткові дослідження маневрених можливостей АБА на етапі «ближнього високоточного» наведення компенсувати похибки етапу «дальнього грубого» наведення.

Список літератури

1. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов Сухопутных войск / Б.Г.Гурский, М.А. Люцанов, Э.П. Спирин; под ред. В.Л. Солунина. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 328 с.

2. Разорёнов Г.Н. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / Г.Н. Разорёнов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф. Титов; под ред. Г.Н. Разорёнова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.

Надійшла до редколегії 11.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Б. Леонтьев, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ ДОПУСТИМОЙ ПОГРЕШНОСТИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ КОМПЛЕКСА КОМАНДНЫХ ПРИБОРОВ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Журавлев, В.В. Романенко

Рассматривается метод обоснования допустимого значения погрешности прицеливания бортового комплекса командных приборов комплексной навигационной системы при последовательном комбинированном наведении аэробаллистических аппаратов.

Ключевые слова: аэробаллистический аппарат, последовательное комбинированное наведение, комплексная навигационная система, комплекс командных приборов, система прицеливания.

THE METHOD OF JUSTIFICATION OF ACCEPTABLE AIMING ERROR OF COMMAND DEVICES COMPLEX OF AEROBALLISTIC APPARATUS

O.O. Guravlyov, V.V. Romanenko

The article considers method of justification of acceptable error of command devices on-board complex of complex navigation system during the sequential aiming of aeroballistic apparatus.

Keywords: aeroballistic apparatus, sequential aiming, complex navigation system, command devices complex, justification system.