

## **ОБҐРУНТУВАННЯ ТОЧНОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РУХУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ У КІНЦІ АКТИВНОЇ ДІЛЯНКИ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛЬОТУ**

*У статті проведено дослідження поведінки точнісних характеристик інерційних систем літальних апаратів (ЛА) на активній ділянці польоту та їх вплив на точність влучення в ціль.*

**Постановка проблеми.** Характер руху сучасних балістичних ЛА з термінальними системами керування [9] не залежать від способів старту та виведення ЛА на програмні траєкторії польоту [1, 8]. Проте незалежно від типів систем керування вагомий внесок щодо забезпечення влучності роблять навігаційні системи, основною з яких завдяки автономності, завадозахищеності та відносно високій точності за нетривалий час польоту є інерційна навігаційна система (ІНС). Однак поряд з перевагами ІНС має такі недоліки: необхідність початкового виставлення навігаційних параметрів (НП), залежність від перевантажень та накопичення похибок з часом. Основна частина похибок ІНС виникає перед стартом та під час розгону на активній ділянці траєкторії (АДТ) ЛА (час роботи двигунів).

У навігаційних комплексах тактичних та оперативно-тактичних ЛА провідних країн світу, зокрема РФ та США, пропонується комплексування ІНС з астрономічною (АНС), кореляційно-екстримальною (КЕНС), наземною радіотехнічною (НРТНС) та супутниковою (СНС) навігаційними системами. На жаль, Україна не має власної СНС, цифрові карти місцевості широко не застосовуються, тому використання КЕНС та СНС вважається проблематичним.

Необхідно зазначити, що в Україні добре відомі наукові школи, які досліджують псевдосупутникові радіонавігаційні системи (РНС), вся територія держави охоплена суцільним радіоелектронним інформаційним полем. Тому, на нашу думку, дослідження можливого комплексування ІНС та НРТНС є актуальним.

**Огляд останніх досліджень і публікацій.** Аналіз досвіду останніх збройних конфліктів [15] та проведені попередні дослідження щодо визначення ефективного колового імовірного відхилення (КІВ) підтвердили необхідність влучення в коло, радіусом не більше 15 – 20 м. У публікаціях [6 – 8] розглядаються похибки окремих систем та їх складових. Різноманітні моделі похибок наводяться в [1 – 3]. Зустрічаються також публікації, де автори описують можливі варіанти компенсації похибок навігаційних систем, дія яких ґрунтується на різних фізичних принципах [9, 11 – 12]. У кожній окремій роботі наведено різні математичні підходи до вирішення окреслених проблем і поставлених завдань. Фактично переважну більшість робіт присвячено комплексуванню

ІНС із СНС. Низка публікацій досліджує комплексування одометричних та магнітних навігаційних систем наземних та морських об'єктів. Слід зауважити, що в цьому випадку не йдеться про маневрові та швидкісні об'єкти, тому цей напрямок досліджень розглядати не доцільно.

**Формулювання завдання дослідження.** Дальність польоту  $L$ , бокове відхилення  $Z$  безперечно визначаються кінематичними параметрами траєкторії в кінці АДТ за умови, що сили, які діють на пасивній ділянці траєкторії (ПДТ), дорівнюють розрахунковим. Вважається, що зменшення відхилення ЛА від розрахункової на АДТ, за умови використання вимірювальних пристроїв з кращими характеристиками, дозволить зменшити інструментальні і, як наслідок, методичні похибки. Останнє особливо важливе для ЛА з двигунами на твердому паливі [8].

Попередні дослідження [2] доводять достатньо високу точність визначення параметрів руху ЛА за допомогою ІНС через нетривалий (до 3 хв) час польоту на ПДТ. Виходячи із вимог забезпечення потрібного КІВ, обґрунтуємо максимально допустимі значення похибок визначення НП у кінці АДТ. До таких параметрів належать: висота ( $H$ ), швидкість польоту ( $V$ ), програмний кут траєкторії ( $\Theta$ ), азимут пуску ( $A$ ). Інформація щодо НП постійно використовується для перерахунків поточної траєкторії.

**Виклад основного матеріалу.** Для дослідження впливу похибок визначення НП руху ЛА в кінці АДТ на точність виведення носія в точку призначення за дальністю (рис. 1) введемо такі припущення:

- у статті досліджуються критерії точності вимірювань фактичних НП за однакових умов (у т.ч. часових), тому вплив збурень, що викликають зміну НП, не розглядається;
- оскільки максимальна дальність польоту не перевищує 120 км, то можна припустити, що процес польоту розглядається в полі паралельних сил;
- прискорення вільного падіння через невелику максимальну висоту польоту (до 26 км) будемо вважати сталим;
- інтервал зміни швидкості, що досліджується, у  $10^5$  менше швидкості ЛА в кінці АДТ, тому значеннями зміни сил опору атмосфери можна знехтувати.

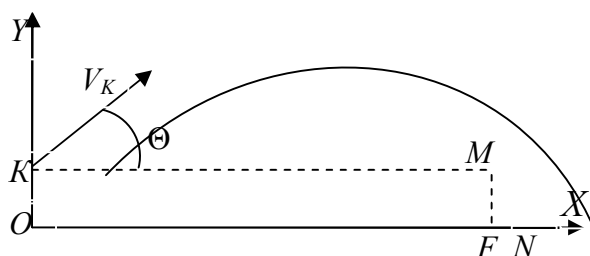


Рис. 1. Схема пасивної ділянки траєкторії

За умови швидкості ЛА в кінці АДТ  $V_K = const$  та  $\Theta = const$  дальність польоту ЛА визначаємо в такий спосіб:

$$L = KM + FN . \tag{1}$$

Дальність ділянки траєкторії  $KM$  визначається з відомого співвідношення [1]:

$$KM = \frac{2V_K^2 \cdot \sin 2\Theta}{g}, \quad (2)$$

де  $g$  – прискорення вільного падіння.

Дальність ділянки траєкторії  $FN$  знаходимо за формулою

$$FN = V_\Gamma t_{MN}, \quad (3)$$

де  $V_\Gamma = V_K \cdot \cos \Theta$  – горизонтальна швидкість ЛА;

$t_{MN}$  – час польоту ЛА ділянкою  $MN$ .

Час польоту ЛА ділянкою  $MN$  дорівнює часу його вільного падіння з висоти  $MF = KO = H$  (де  $H$  – висота кінця активної ділянки траєкторії) з початковою швидкістю ЛА по вертикалі  $V_B = V_K \cdot \sin \Theta$ .

Як відомо з визначення висоти вільного падіння [1], відстань  $MF$  запишемо таким чином:

$$MF = V_B t_{MN} + \frac{g t_{MN}^2}{2}. \quad (4)$$

Із співвідношення (4) отримуємо час польоту ЛА за траєкторією  $MN$ :

$$t_{MN} = \frac{-V_B + \sqrt{V_B^2 + 2gH}}{g}. \quad (5)$$

Підставивши співвідношення (5) у (3) та (2) в (1), отримуємо визначення дальності польоту:

$$L = \frac{2V_K^2 \cdot \sin \Theta + \left( \sqrt{V_B^2 + 2gH} - V_B \right) \cdot V_\Gamma}{g}. \quad (6)$$

За основу взято параметри польоту ЛА на дальність 120 км зі швидкістю руху в кінці АДТ  $V = 1035$  м/с, висотою  $H = 9850$  м, часом польоту  $t = 163$  с та програмним кутом  $\Theta = 45^\circ$  [1, 8, 13, 14].

Використовуючи співвідношення (6) та програмне середовище Matlab, проведено дослідження впливу похибок визначення вектора швидкості ЛА та програмного кута тангажа в кінці АДТ на зміну результату за дальністю ( $\Delta L$  – переліт або недоліт). Аналіз отриманих результатів (рис. 2) показує, що похибка визначення швидкості в кінці АДТ лише  $\pm 0,1$  м/с призведе до похибки влучення в ціль за дальністю  $\pm 15$  м. Похибка визначення програмного кута  $\pm 30'$  призведе до похибки влучення в ціль на аналогічну дальність.

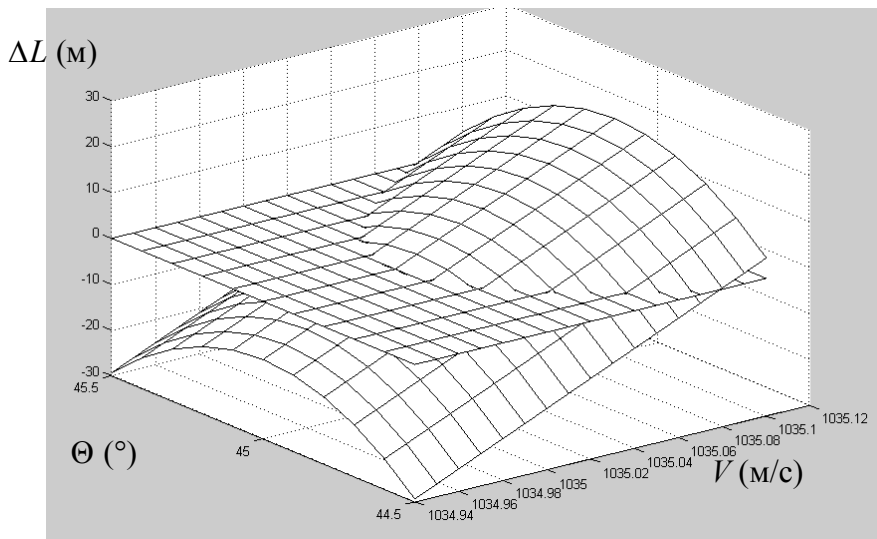


Рис. 2. Вплив похибки визначення швидкості ЛА та програмного кута на дальність польоту

Похибка визначення висоти АДТ при максимальних відстанях стрільби до 500 км [1] дорівнює відхиленню за дальністю від точки прицілювання ( $\Delta H \approx \Delta L$ ).

Для дослідження впливу похибки визначення напрямку руху в кінці АДТ використаємо таке співвідношення:

$$\Delta Z = V_r \cdot \frac{\omega t^2 \pi}{360} + V_r t \sin \Delta A, \quad (7)$$

де  $\Delta Z$  – бічне відхилення від цілі;

$\Delta A$  – набута похибка визначення курсу в кінці АДТ;

$\omega$  – інструментальна похибка гіроскопа (градус/годину).

Використовуючи програмне середовище Matlab, отримуємо графік бічного відхилення залежно від набутої похибки визначення курсу в кінці АДТ та інструментальної похибки гіроскопів (рис. 3).

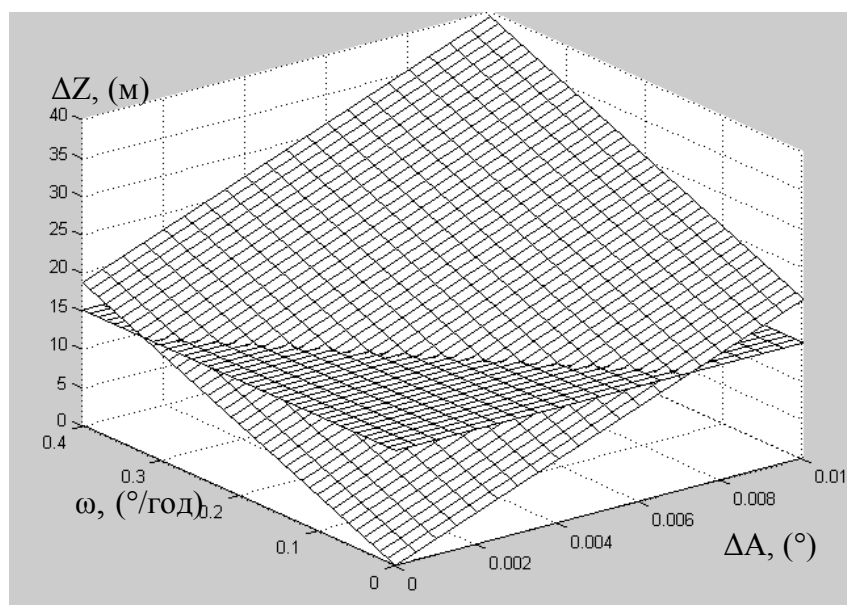


Рис. 3. Визначення похибки напрямку траєкторії ЛА

Результати проведених досліджень (рис. 3) дозволяють зробити такі висновки:

окремо набута похибка  $\Delta A$ , яка становить до  $0,007^\circ$ , або тільки гіроскопічний пристрій з власним відходом до  $0,33^\circ/\text{год}$  є причиною відхилення від цілі до 15 м;

при дослідженні  $\Delta A$  від  $\omega$  за умови максимального відхилення  $Z = 15$  м для існуючих гіроскопів з  $\omega = 0,33^\circ/\text{год}$  в кінці АДТ набута похибка визначення азимута цілі повинна бути відсутня ( $\Delta A = 0$ ). Це практично не можливо реалізувати через те, що реальний режим роботи ІНС відрізняється від режиму ідеальної роботи, оскільки такі прилади, як гіроскопи та акселерометри, мають власні методичні й інструментальні похибки, початкові умови не можуть бути введені абсолютно точно, крім того, існують похибки обчислювача, який входить до складу ІНС;

для забезпечення заданої точності ( $Z = 15$  м) необхідно використовувати більш точні ІНС, що призведе до підвищення вартості, або під час АДТ здійснювати корекцію чи комплексування інформації ІНС за допомогою навігаційних систем, які працюють за іншими фізичними принципами.

Враховуючи точнісні характеристики, швидкодію системи та наявність широкого спектра радіотехнічних навігаційних систем, пропонуємо використовувати для комплексування з ІНС інформацію від РНС (рис. 4). Подальші дослідження дозволять обрати оптимальний за показниками точності та швидкодії варіант навігаційного обладнання та алгоритмів обробки навігаційної інформації.

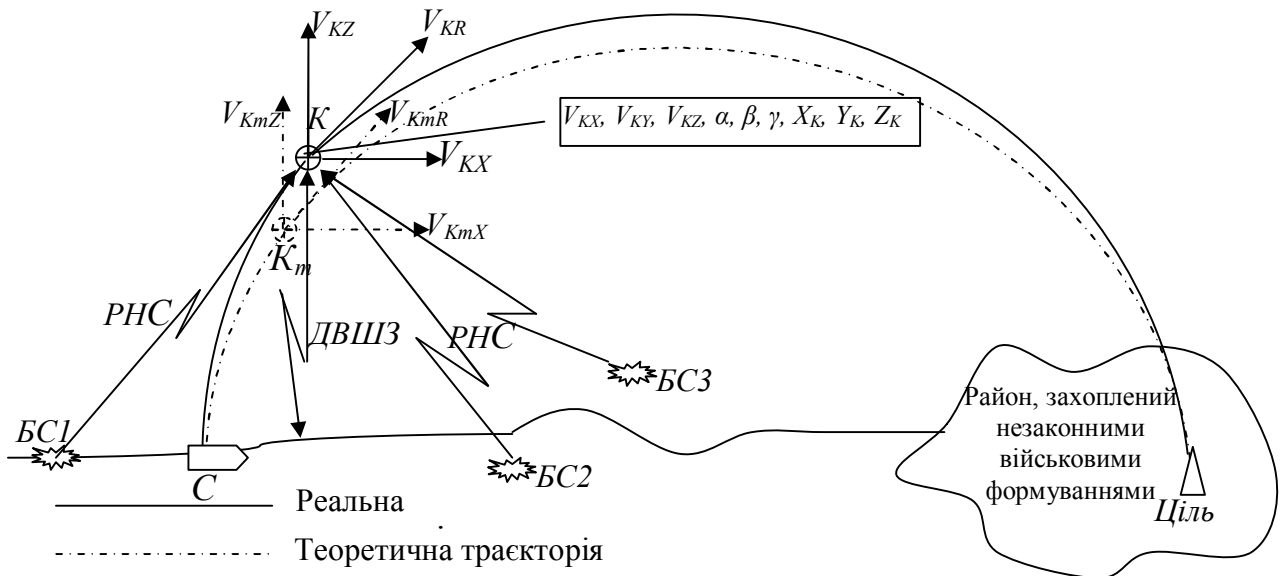


Рис. 4. Схема комплексування ІНС з РНС

На рис. 4 позначено:  $K$  – точка положення ЛА в кінці реальної АДТ з параметрами руху ( $V_{KX}, V_{KY}, V_{KZ}, \alpha, \beta, \gamma, X_K, Y_K, Z_K$ );  $K_m$  – точка положення ЛА в кінці теоретичної АДТ з параметрами руху ( $V_{KmX}, V_{KmY}, V_{KmZ}, \alpha_m, \beta_m, \gamma_m, X_{mK}, Y_{mK}, Z_{mK}$ );  $BC1, BC2, BC3$  – базові станції наземної РНС;  $C$  – стартова позиція.

Попередні дослідження дозволяють стверджувати про доцільність використання інформації про кутове положення ЛА від ІНС. Для досягнення потрібних параметрів руху ЛА, які забезпечують влучення в ціль із заданим КІВ, необхідно визначити свої координати та параметри руху ЛА в точці  $K$  ( $V_{KX}, V_{KY}, V_{KZ}, \alpha, \beta, \gamma, X_K, Y_K, Z_K$ ) (рис. 4) з

похибками, не більшими допустимих. Для цього пропонується здійснювати комплексування навігаційної інформації від ІНС та РНС для визначення реальних координат положення ( $X_K, Y_K, Z_K$  або  $\Phi, A, R$ ) та швидкостей ( $V_x, V_z, V_R$ ) ЛА на траєкторії (наприклад, на АДТ).

**Висновки.** Проведені дослідження дозволяють стверджувати, що похибка визначення програмного кута не суттєво впливає на влучність, тому система вимірювання даного параметра не вимагає високоточних та дорогих гіроскопів.

Для влучення ракети в ціль з КІВ до 15 м необхідно звернути увагу на точність визначення параметрів руху ЛА, таких як: швидкість та напрямок у кінці АДТ. Необхідно здійснювати корекцію інформації від ІНС (поточних координат та швидкості польоту ЛА) за допомогою РНС.

У подальшому слід провести додаткові дослідження для обґрунтування потенційної точності РНС для комплексування навігаційної інформації на АДТ.

### СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Основы теории полёта баллистических ракет и космических аппаратов / А. С. Агафонова, Г. В. Зими́на, А. И. Сырцева, П. Ф. Тушева. – Калинин, 1972. – 327 с.
2. Бурдейний М. В. Аналіз точнісних характеристик інерційних навігаційних систем літальних апаратів на активній ділянці польоту / М. В. Бурдейний // Військово-технічний збірник. – Львів : АСВ, 2012. – № 2(7). – С. 106–111.
3. Гурский Б. Г. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов сухопутных войск / Б. Г. Гурский, М. А. Лющанов, Э. П. Спи́рин ; под ред. В. Л. Солунина. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2001. – 328 с.
4. Захарін Ф. М. Алгоритмічне забезпечення інерціально-супутникових систем навігації : монографія / Ф. М. Захарін, В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін. – К. : Вид-во ун-ту «НАУ-друк», 2011. – 320 с.
5. Лазарев Ю. Ф. Розроблення моделювання алгоритмів безплатформової системи орієнтації : електрон. навч. посіб. / Ю. Ф. Лазарев, Я. Г. Бобровицька. – К. : КПІ, 2011. – 137 с.
6. Мелешко В. В. Бесплатформенные инерциальные системы : учеб. пособ. / В. В. Мелешко, О. И. Нестеренко. – Кировоград : ПОЛИМЕД – Сервис, 2011. – 172 с.
7. Командно-измерительные приборы : учебник / Б. И. Назаров, С. А. Черников, Г. А. Хлебников, Г. В. Верхов. – М. , 1987. – 639 с.
8. Николаев Ю. М. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ / Ю. М. Николаев, О. С. Соломонов. – М. : Воениздат, 1979. – 240 с.
9. Бортовые терминальные системы управления / Б. Н. Петров, Ю. П. Портнов-Соколов, А. Я. Андриенко, В. П. Иванов. – М. : «Машиностроение», 1983. – 200 с.
10. Помыкаев И. И. Навигационные приборы и системы : учеб. пособ. / И. И. Помыкаев, В. П. Селезнёв, Л. А. Дмитроченко. – М. : Машиностроение, 1983. – 456 с.
11. Ракетная система LANCE : аналитич. описание 08.2013 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/lance/lance.shtml>.
12. Ракетная система ЛУНА : аналитич. описание 08.2013 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : [http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/luna\\_m/luna\\_m.shtml](http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/luna_m/luna_m.shtml).

13. Ракетная система ТОЧКА : аналитич. описание 08.2013 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/tochka/tochka.shtml>.
14. 9К79 ТОЧКА – SS21 SCARAB : аналитич. описание 08.2013 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://military.tomsk.ru/blog/topic-191.html>.
15. Евгений Малешко. Войны первой половины XXI века. Ч. I [Электронный ресурс] / Е. Малешко, А. Кулешов. – Режим доступа : <http://vpk-news.ru/articles/8719>.

Подано 09.08.13

**Н. В. Бурдейный**

**ОБОСНОВАНИЕ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В КОНЦЕ АКТИВНОГО УЧАСТКА ТРАЕКТОРИИ ПОЛЁТА**

*В статье проведены исследования поведения точностных характеристик инерционных систем летательных аппаратов на активном участке полета и их влияние на точность попадания в цель.*

**M. V. Burdejny**

**GROUND OF EXACTNESS OF DETERMINATION OF PARAMETERS OF MOTION OF AIRCRAFTS AT THE END OF ACTIVE AREA OF TRAJECTORY OF FLIGHT**

*In the article studies of behavior of accuracy characteristics of the inertia systems of aircrafts on the active area of flight and their influence are undertaken on exactness of hitting the mark*