

О.М. Безвесільна, д.т.н., проф.
Національний технічний університет України «КПІ»
В.Г. Цірук, к.т.н.
ПАТ «НВО «Київський завод автоматики ім. Г.І. Петровського»
Л.О. Чепук, ст. викл.
Житомирський державний технологічний університет

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ ОБЕРТАННЯ ЗЕМЛІ НА РОБОТУ НАВІГАЦІЙНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА

Існує велике різноманіття варіантів виконання комплексів орієнтації та навігації різного складу, конфігурації і складності, які великим чином залежать від конструктивних особливостей рухомих об'єктів. Важливими компонентами інерціальних навігаційних систем і, зокрема, гіростабілізатора, є акселерометри та гравіметри. Точність останніх значною мірою впливає на точність інерціальних навігаційних систем та гіростабілізатора рухомих об'єктів.

Навігаційні елементи гіростабілізатора (акселерометри та гравіметри) встановлюються на гіростабілізаторі навігаційних систем рухомих об'єктів. Однак у відомих роботах не досліджено вплив кутової швидкості обертання Землі на роботу даних елементів гіростабілізатора. Відсутність врахування такого впливу призводить до великих похибок як самих навігаційних елементів, так і до похибок гіростабілізатора. Стаття присвячена отриманню аналітичного виразу похибки навігаційних елементів гіростабілізатора, викликаних кутовою швидкістю обертання Землі. Визначено, що похибка, викликана кутовою швидкістю обертання Землі ω_z , є суттєвою і складає 584 мГл. Її потрібно обов'язково враховувати під час проектування навігаційних елементів гіростабілізатора, використовуючи отриманий аналітичний вираз поправки.

Ключові слова: *навігаційний елемент; гіростабілізатор; акселерометр; гравіметр; кутова швидкість обертання Землі.*

Постановка проблеми в загальному вигляді та її зв'язок з важливими науковими і практичними задачами. Навігаційні елементи гіростабілізатора (акселерометри та гравіметри) встановлюються на гіростабілізаторі (ГС) навігаційних систем (НС) рухомих об'єктів (РО). Однак у відомих роботах [1–3, 6–14] не досліджено вплив кутової швидкості обертання Землі на роботу даних елементів ГС. Це призводить до великих похибок як самих навігаційних елементів, так і до похибок гіростабілізатора. Це неприпустимо. Тому, дослідження впливу кутової швидкості обертання Землі на роботу навігаційних елементів є актуальним.

Аналіз існуючих досліджень і публікацій, виділення невирішених раніше частин загальної проблеми. Відомо багато наукових праць, присвячених дослідженням гравіметрів та акселерометрів [1–3, 6–14], таких видатних вчених, як: А.М. Лозинська, Є.І. Попов, В.І. Старостенко, А.О. Одинцов, М.А. Павловський, О.В. Збруцький та інші. З аналізу літератури по навігаційним системам та пристроям випливає, що в них відсутній аналіз похибок навігаційних елементів гіростабілізатора, викликаних кутовою швидкістю обертання Землі ω_z . Ці похибки можуть бути значними.

Метою проведених досліджень є отримання аналітичного виразу похибки навігаційних елементів гіростабілізатора, викликаних кутовою швидкістю обертання Землі.

Викладення основного матеріалу. Існує велике різноманіття варіантів виконання комплексів орієнтації та навігації (КОН) різного складу, конфігурації і складності, які великим чином залежать від конструктивних особливостей рухомих об'єктів (РО), їх цільових завдань, середовища, в якому ці завдання виконуються та ряду інших факторів. Враховуючи важливу роль особливостей об'єкта у формуванні КОН, з метою узагальнення, можна привести класифікацію об'єктів.

Основною класифікаційною ознакою є середовище використання РО. Їх можна поділити на рухомі об'єкти використання у:

- космічному просторі;
- земній атмосфері;
- водному середовищі;
- © О.М. Безвесільна, В.Г. Цірук, Л.О. Чепук, 2014
на поверхні Землі;
- під поверхнею Землі.

Космічні апарати характеризуються рухом по балістичним траєкторіям з великими швидкостями і на великій відстані від поверхні Землі. Це призводить до деяких особливостей у роботі інерціальних навігаційних систем (ІНС), труднощів у використанні сигналів супутникових навігаційних систем (СНС), неможливості використання традиційних радіотехнічних систем. Разом з тим, такі бортові засоби, як

астросистеми, інфрачервоні вертикалі, радіовисотоміри можуть успішно використовуватися у складі КОН космічного призначення.

Авіаційні об'єкти, що рухаються у земній атмосфері, відрізняються великими кутовими швидкостями та прискореннями. Це обумовлює високу частоту оновлення інформації у КОН і накладає жорсткі вимоги на відповідне розроблене програмно-алгоритмічне оснащення. На цих об'єктах з найвищою повнотою можуть використовуватися всі сучасні навігаційні засоби і системи орієнтації: інерціальні, супутникові, аерометричні, радіотехнічні та інші.

Для засобів, призначених для роботи у водному середовищі, суттєвим недоліком є неможливість використання радіонавігаційних систем, включаючи супутникові. Разом з тим, у складі бортового комплексу можуть бути задіяні гідроакустичні засоби вимірювань для визначення відстаней і напрямків, які використовуються у режимі комплексної обробки інформації.

Рухомі об'єкти на поверхні Землі (автомобілі та інші засоби пересування) традиційно у меншому ступені використовували можливості комплексної обробки вимірювань для підвищення точності визначення місця і параметрів орієнтації. Розвиток наземного транспорту призвів до необхідності установки навігаційних систем на автомобілі. У сучасних умовах бортовий навігатор автомобіля, використовуючий сигнали супутникових навігаційних і одометричних систем, є штатною апаратурою.

Розвиток технології буріння і підземної транспортної мережі (маються на увазі тунелі великої довжини) призвів до необхідності точного позиціонування в умовах роботи під поверхнею Землі, де велика кількість традиційних систем навігації та орієнтації не можуть бути використаними. У таких умовах основними навігаційними засобами є системи числення; інерціальні і одометричні, що корегуються спеціальними методами.

Об'єднання окремих систем у навігаційні комплекси дозволяє підвищити точність і надійність відомостей щодо параметрів руху і стану системи, а також підвищити безпеку руху. Але все це може ускладнити структуру.

Узагальнену структуру КОН можна навести у вигляді п'яти взаємопов'язаних функціональних модулів, що містять перераховані вище системи і засоби (рис. 1).

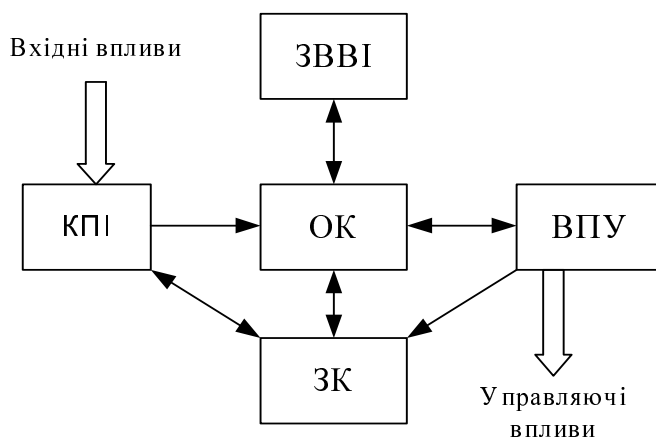


Рис. 1. Узагальнена структура комплексів орієнтації та навігації

У схемі на рисунку 1 інформаційною основою КОН є комплекс систем – джерел первинної інформації (КПП), які вимірюють різні параметри руху або стану об'єкта і передають цю інформацію в аналоговому або цифровому вигляді в обчислювальний комплекс (ОК). На рисунку 1 позначено: ЗВВІ – засоби вводу і відображення інформації; ЗК – засоби контролю підсистем КОН і об'єкта управління; ВПУ – виконуючий пристрій управління.

У КПП можуть бути присутніми системи, що забезпечують координатні, швидкісні та кутові вимірювання. Причому вимірювання окремих параметрів можуть дублюватися різними системами (наприклад, координати можуть бути виміряні інерціальним способом і супутниковою системою, кути орієнтації – інерціальною системою і астрозасобами).

Таким чином, КПП об'єднує системи, що працюють на різних фізичних принципах. Як правило, присутні група радіотехнічних систем (РТС), інерціальні системи (ІС) та системи: аерометричні (АМС), одометричні (ОМ), акустичні (АС) та інші. Узагальнений склад КПП наведено на рисунку 2.

Створена інформаційна надлишковість за такого складу є основою для організації комплексної обробки інформації в КОН.

Аналіз показує, що склад більшості КОН містить ІНС та СНС. Основною інформаційною частиною КОН є ІНС, що обумовлено їх перевагами:

- високою інформативністю;
- повною автономністю;
- високою точністю під час обмеженого часу роботи;
- високим ступенем завадозахищеності;
- високою частотою оновлення інформації.

Признано, що найбільш перспективними є БІНС.

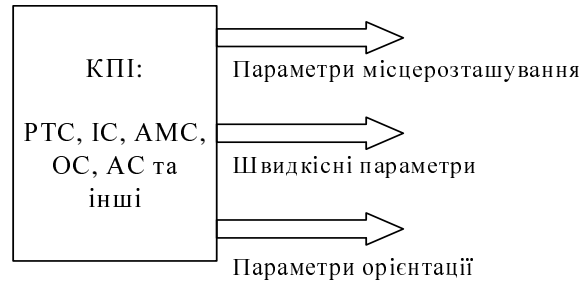


Рис. 2. Узагальнений склад КПІ

Разом з тим, недоліком ІНС є зростаючий характер похибок, у результаті чого ІНС періодично або постійно має корегуватися від інших систем КОН, насамперед, радіотехнічних. Найбільш перспективним засобом корекції є СНС, що мають бурхливий розвиток останнє десятиліття. Так за оптимістичними прогнозами до 2016 р. СНС має стати штатним обладнанням КОН цивільних літаків. Основні переваги цих систем – висока точність і глобальність дії.

При цьому, КОН повинен мати можливість приросту обладнання і відповідність особливостям конкретного об'єкта, мають бути передбачені роз'єми для підключення зовнішніх пристроїв, місця для установки інтерфейсних плат спряження, резервні потужності навігаційного процесора та інші.

Важливими компонентами ІНС і, зокрема, гіростабілізатора є акселерометри та гравіметри. Точність останніх великим чином впливає на точність ІНС та гіростабілізатора РО.

Навігаційні елементи гіростабілізатора (акселерометри та гравіметри) встановлюються на гіростабілізаторі (ГС) навігаційних систем (НС) рухомих об'єктів. Однак, у відомих роботах [1–3, 6–14] не досліджено вплив кутової швидкості обертання Землі на роботу акселерометрів та гравіметрів ГС. Це призводить до великих похибок як самих навігаційних елементів, так і до похибок гіростабілізатора. Це неприпустимо. Тому, у подальшому дослідимо вплив кутової швидкості обертання Землі на роботу навігаційних елементів ГС.

Похибки від переносної (відносно приладу) кутової швидкості ω_z визначаються формулами [4, 5]:

$$\Delta_3 = K_{HE} \omega_3; \quad (1)$$

$$\delta_3 = \frac{\Delta_3}{\alpha_{кор}} \cdot 100\%, \quad (2)$$

де K_{HE} – коефіцієнт передачі навігаційного елемента (НЕ); ω_3 – швидкість обертання Землі; $\alpha_{кор}$ – корисний сигнал НЕ. tg

Знайдемо аналітичний вираз похибки Δ_3 . Для цього врахуємо, що вертикальна складова переносної кутової швидкості головної осі xOy_z , зумовлена обертанням Землі та власним рухом ЛА [4, 5]:

$$\omega_z = \omega_c \sin \varphi + \frac{V_y}{r} \operatorname{tg} \varphi; \quad (3)$$

$$V_y = r \dot{\lambda} \cos \varphi; \quad (4)$$

$$\frac{V_y}{r} \operatorname{tg} \varphi = \dot{\lambda} \sin \varphi, \quad (5)$$

де V_y – східна складова шляхової швидкості РО; r – геоцентричний радіус Землі; $\dot{\lambda}$ – швидкість зміни довготи.

Із урахуванням (5) можна представити вираз (3) у вигляді:

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi. \quad (6)$$

У загальному випадку руху РО ще повертається навколо осі Oz з кутовою швидкістю \dot{k} , тоді:

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}, \quad (7)$$

де k – курсовий кут у площині горизонту, відлічуваний за рухом годинникової стрілки від напрямку на північ до повздовжньої осі об'єкта.

З урахуванням (7) запишемо вираз (1) у вигляді [4, 5]:

$$\Delta_3 = K_{HE} [(\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}]. \quad (8)$$

Відповідне середнє значення абсолютної похибки $\bar{\Delta}_3$ становить:

$$(t_2 - t_1) \bar{\Delta}_3 = K_{HE} [k(t_2) - k(t_1)] + K_{HE} \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \varphi(t) dt + K_{HE} \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t) \sin \varphi(t) dt, \quad (9)$$

де $(t_2 - t_1)$ – інтервал усереднення.

Максимальне значення члена $K_{HE} \omega_3 \sin \varphi$, яке відповідає $\varphi = 90^\circ$ та швидкості обертання Землі $\omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$, становить $2,92 \cdot 10^{-5}$ рад. [4, 5].

Очевидно, що при сталому значенні ω_3 і заданому K_{HE} похибка обчислення вказаного члена залежить від похибки визначення φ . Вважаючи, що похибка обчислення $K_{HE} \omega_3 \sin \varphi$ має бути не більшою за $0,01 \% = 2,92 \cdot 10^{-7}$ рад., легко підрахувати, що похибка визначення широти має не перевищувати $0,5^\circ$.

Зауважимо: похибка визначення широти менша за $0,5^\circ$, якщо замінити $\int_{t_1}^{t_2} \sin \varphi(t) dt$ середнім значенням $\overline{\sin \varphi}$ для інтервалу усереднення $(t_2 - t_1)$. Крім того, оскільки рух РО відбувається зі сталою швидкістю, то середнє значення $\bar{\varphi}$ відповідає середині інтервалу $(t_2 - t_1)$ і $\overline{\sin \varphi}$ несуттєво відрізняється від $\sin \bar{\varphi}$, тому:

$$K_{HE} \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \varphi(t) dt = K_{HE} \omega_3 \sin \bar{\varphi} (t_2 - t_1). \quad (10)$$

Чутливість АГС до похибок вимірювання широти максимальна під час руху РО у середніх широтах. Тому визначимо член $\dot{\lambda}(t) \sin \varphi$ при $\varphi = 65^\circ$ і $V_y = 234 \text{ м/с}$, $r = 6,4 \cdot 10^6 \text{ м}$:

$$\dot{\lambda}(t) \sin \varphi = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{ н}^{-1}. \quad (11)$$

Отже, $\dot{\lambda}(t) \sin \varphi$ при заданих параметрах руху дорівнює кутовій швидкості обертання Землі.

Якщо брати інтеграл від $\dot{\lambda}(t)$ для коротких інтервалів часу, які можна вважати сталими, то можна скористатися рівнянням [4, 5]:

$$K_{HE} \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t) \sin \varphi(t) dt = K_{HE} [\lambda(t_2) - \lambda(t_1)] \sin \bar{\varphi}, \quad (12)$$

де $\bar{\varphi}$ – добирається як середина інтервалу усереднення.

Під час випробувальної програми слід обирати маршрут РО або вздовж паралелі (у цьому випадку широта – майже стала, тому при розрахунках можна використовувати задане φ) або вздовж меридіана (у цьому разі можна застосовувати розкладення у ряд для відносно грубої апроксимації $\sin \bar{\varphi}$). При зведенні даних для обчислення $\bar{\varphi}$ слід використовувати середню точку інтервалу (t_2, t_1) .

Запишемо вираз (8) в остаточному вигляді:

$$\Delta_3 = K_{HE} \left(\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \omega_3 \sin \bar{\varphi} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin \bar{\varphi} \right). \quad (13)$$

Обчислимо $\bar{\Delta}_3$ та $\bar{\delta}_3$, коли $\dot{k} = 0$, для наведених вище параметрів. У цьому разі $\bar{\Delta}_3 = 5,8 \cdot 10^{-5}$ рад. = 584 мГал = $584 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$ і $\bar{\delta}_3 = 2,92 \cdot 10^{-2} \%$.

Отже, похибка НЕ, спричинена ω_z , велика порівняно з іншими похибками НЕ, її треба враховувати введенням поправки в рівняння руху (13) НС.

З виразу (13) видно: для того щоб зменшити похибку від переносної кутової швидкості навколо осі НЕ, потрібно зменшити коефіцієнт передачі навігаційного елемента за рахунок зміни конструкції НЕ.

Висновки. Визначено, що похибка, викликана кутовою швидкістю обертання Землі ω_z , є суттєвою і складає 584 мГал. Її потрібно обов'язково враховувати під час проектування навігаційних елементів гіростабілізатора, використовуючи аналітичний вираз (13).

Список використаної літератури:

1. Торге В. Гравиметрия : монографія / В.Торге ; пер. Г.А. Шануров ; ред. А.П. Юзефович. – М. : Мир, 1999. – 428 с.
2. Попов Е.И. Определение силы тяжести на подвижном основании / Е.И. Попов. – М. : Наука, 1987. – 218 с.
3. Веселов К.Е. Гравиметрическая съемка / К.Е. Веселов. – М. : Недра, 1986. – 311 с.
4. Безвесільна О.М. Вимірювання прискорень / О.М. Безвесільна. – К. : Либідь, 2001. – 261 с.
5. Безвесільна О.М. Авіаційні гравіметричні системи та гравіметри : монографія / О.М. Безвесільна. – Житомир : ЖДТУ, 2007. – 604 с.
6. Системи наведення та стабілізації озброєння : монографія / О.М. Безвесільна, В.П. Квасніков, В.Г. Цірук та ін. – Житомир : ЖДТУ, 2014. – 176 с.
7. Безвесільна О.М. Системи керування навігаційних систем рухомих об'єктів : монографія / О.М. Безвесільна, Ю.В. Киричук, С.С. Ткаченко. – Житомир : ЖДТУ, 2010. – 174 с.
8. Безвесільна О.М. Особливості цільових задач, що вирішуються рухомими об'єктами та їх вплив на склад комплексів орієнтації і навігації / О.М. Безвесільна // Технологічні комплекси. – № 1(7). – 2013. – С. 51–53.
9. Безвесільна О.М. Використання нейронної мережі у комплексі орієнтації і навігації / О.М. Безвесільна // Технологічні комплекси. – № 1 (7). – 2013. – С. 83–90.
10. Безвесільна О.М. Виставка вимірювальних осей акселерометрів при розміщенні їх на рухомій основі / О.М. Безвесільна // Вісник Інженерної академії України. – № 1. – 2007. – С. 135–144.
11. Безвесільна О.М. Аналіз статичних похибок динамічно-настроюваного гіроскопа / О.М. Безвесільна // Вісник Інженерної академії України. – № 2. – 2004. – С. 44–53.
12. Безвесільна О.М. Визначення стійкості вимірювача лінійних прискорень / О.М. Безвесільна // Вісник ЖДТУ. – № 1 (40). – 2007. – С. 78–82.
13. Безвесільна О.М. Визначення систематичних похибок гіромаятникового акселерометра під впливом випадкових поступальних та кутових вібрацій / О.М. Безвесільна // Вісник ЖДТУ. – № 4 (39). – 2006. – С. 84–87.
14. Безвесільна О.М. Автокомпенсація похибок гіроскопічного інтегратора лінійних прискорень / О.М. Безвесільна // Вісник ЖІТІ. – № 9. – 1999. – С. 140–144.

БЕЗВЕСІЛЬНА Олена Миколаївна — заслужений діяч науки і техніки України, доктор технічних наук, професор кафедри приладобудування Національного технічного університету України «КПІ».

Наукові інтереси:

- гіроскопи, стабілізатори;
- гравіметричні системи та гравіметри;
- прилади та методи вимірювання механічних величин;
- комп'ютеризовані інформаційні системи.

ЦІРУК Віктор Григорович – кандидат технічних наук, головний інженер ПАТ “«НВО «Київський завод автоматики ім. Г.І. Петровського»”.

Наукові інтереси:

- гіроскопи, стабілізатори;
- комп'ютеризовані інформаційні системи.

ЧЕПЮК Ларина Олексіївна – старший викладач кафедри автоматики та управління в технічних системах Житомирського державного технологічного університету.

Наукові інтереси:

- гіроскопи, стабілізатори;
- гравіметричні системи та гравіметри
- прилади та методи вимірювання механічних величин;
- комп'ютеризовані інформаційні системи.

Стаття надійшла до редакції 07.10.2014