

УДК 656.7.052.002.5: 681.32(045)

М. К. Філяшкін, канд. техн. наук, проф.,
В. О. Рогожин, канд. техн. наук

ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВА МІКРОЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНА ГІРОВЕРТИКАЛЬ

Інститут електроніки та систем управління, НАУ e-mail:iesy@nau.edu.ua

Розглянуто способи побудови гіровертикалей на грубих мікроелектромеханічних елементах: датчиках кутової швидкості та акселерометрах. Підвищувати точність роботи мікроелектромеханічної гіровертикалі забезпечено методом її інтеграції із супутниковою навігаційною системою. Запропоновані рішення дозволяють підвищити точність роботи інтегрованої гіровертикалі, що побудована на основі нанотехнологій шляхом новітньої комплексного опрацювання інформації та швидкісної корекції.

Ключові слова: комплексування, схема компенсації, швидкісна корекція, безплатформна інерціальна навігаційна система, похибки відтворення вертикалі.

Актуальність дослідження. Аналізуючи датчики первинної інформації існуючих курсовертикалей і безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС), можна відзначити, що вони належать до класу прецизійних високоточних датчиків і тому надто дорогі. Крім того, для сучасних мікросупутників, мікрозондів, мікропланетоходів і мініатюрних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) не підходять за своїми габаритними характеристиками.

Тому, окрім прецизійних акселерометрів і датчиків кутової швидкості в БІНС, дедалі більшого поширення набуває застосування досить грубих, але мікромініатюрних датчиків первинної інформації, які виготовляють за MEMS (microelectromechanical systems) технологіями, близькими до технологій надвеликих інтегральних схем; виробляються вони масово і коштують стільки ж, скільки й інші мікросхеми, – одиниці-десятки доларів.

Проте головний недолік мікромініатюрних інформаційних системи, до яких можна віднести й інерціальну мікроелектромеханічну гіровертикаль, це низька точність. Ось чому сформована натеper практика створення таких інформаційних систем заснована на їх комплексуванні з більш точними, але менш інформативними системами.

Як показують дослідження найбільш перспективним засобом корекції інерціальних систем є супутникові навігаційні системи (СНС). Їх спільне використання дозволяє, з одного боку, обмежити зростання похибок БІНС а, з другого боку, знизити шумову складову похибок СНС, підвищити темп видачі інформації бортовим споживачам, істотно підвищити рівень завадозахищеності. При цьому можна поліпшити характеристики БІНС не тільки за координатами і швидкістю, але й за кутовою орієнтацією. Тому і для побудови грубої МЕМ гіровертикалі пропонується інтегрувати її із СНС.

Для комплексного опрацювання інформації в інтегрованих інформаційних системах найбільш привабливою є, безумовно, калманівська фільтрація. Проте використання фільтра Калмана має певні труднощі щодо його практичної реалізації на борту літального апарата (ЛА). Утім нині стосовно бортових комплексів, крім алгоритмів оптимального оцінювання вектора стану, застосовують й інші методи комплексування, зокрема, метод взаємної компенсації, який добре себе зарекомендував на практиці. Доцільність використання методу компенсації для опрацювання інформації в інерціально-супутникових системах пояснюється тим, що похибки вимірників мають різні частотні діапазони.

Основною перевагою калманівської фільтрації є те, що під час комплексування СНС і БІНС на виході фільтра Калмана відновлюються оцінки всього вектора стану, у тому числі й кутові координати, тобто поліпшується точність кутової орієнтації.

Але, на наш погляд, й у разі застосування схеми компенсації спільно зі схемами швидкісної корекції можна підвищити точність оцінювання параметрів кутової орієнтації грубої інерціальної МЕМ гіровертикалі.

Постановка завдання. Структурну схему комплексування СНС і безплатформної інерціальної МЕМ гіровертикалі (БІМГВ), що реалізує метод компенсації спільно зі схемою корекції, показано на рис. 1. Алгоритм же комплексного опрацювання інформації, що використовує метод компенсації, має порівняно з оптимальною калманівською фільтрацією досить простий вигляд:

$$\hat{x} = x_{\text{БІМГВ}} - F(p)(x_{\text{БІМГВ}} - x_{\text{СНС}}),$$

де $F(p)$ – динамічний фільтр схеми компенсації; $x_{\text{БІМГВ}}$, $x_{\text{СНС}}$ – навігаційні параметри, одержувані від БІМГВ і СНС (безплатформні гіровертикалі будуються за алгоритмами БІНС і в змозі формувати, крім параметрів кутової орієнтації, навігаційні параметри, зокрема складові шляхової швидкості); $\hat{x}$ – оцінка навігаційного параметра.

Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду ξ_1 і заглушував заваду ξ_2 , то похибка комплексної системи буде мінімальною, тобто похибка ξ зменшиться залежно від різниці в спектральних характеристиках завад ξ_1 та ξ_2 . У разі великої різниці в частотних характеристиках завад на виході фільтра $F(p)$ (рис. 1) повністю відтворюватиметься завада ξ_1 , тобто похибка БІМГВ, а на виході схеми компенсації оцінка навігаційного параметра $\hat{x}$ буде максимально точно збігатися з вимірюваним параметром x .

Постановку завдання можна сформулювати таким чином: використовуючи в схемі компенсації новітній динамічний фільтр, отримати оцінку шляхової швидкості, максимально наближену до істинної. За відтвореною оцінкою сформувати схему швидкісної корекції БІМГВ, яка б істотно поліпшила точність оцінювання параметрів кутової орієнтації, які отримують від грубої інерціальної МЕМ гіровертикалі, а також показати можливість реалізації в такій схемі польотного калібрування МЕМС датчиків інерціальної МЕМ гіровертикалі.

Розв'язання завдання. На відміну від калманівської фільтрації комплексування інерціально-супутникових систем навігації на основі схеми компенсації більш швидкодіє, а головне не критичне до нестационарних випадкових процесів, що являють собою дрейфи реальних датчиків первинної інформації БІНС, до того ж досить легко може бути реалізований в бортових процесорах ЦОМ. Результати досліджень схем компенсації [1] з динамічним фільтром першого порядку у вигляді аперіодичної ланки $F(p) = \frac{1}{(Tp+1)}$

показують, що оцінка вихідних параметрів не порівняно менша від похибки самої БІНС. Однак порівняно з похибкою СНС відбувається зміна похибки схеми компенсації в часі. Максимум досягається (по координаті) на половині часу періоду Шулера. При цьому похибка приблизно в два рази перевищує похибку опорної системи (СНС). Це пояснюється тим, що похибка БІНС зумовлена похибкою датчика кутової швидкості, крім складової, що змінюється з періодом Шулера, має складову, що зростає пропорційно часу. Фільтр же низьких частот першого порядку ефективний тільки для постійних, не змінних у часі похибок. Однак більш складний фільтр третього порядку вигляду

$$F(p) = \frac{3Tp+1}{(Tp+1)(Tp+1)(Tp+1)}$$

вже не пропускає не тільки сталу складову похибки БІНС, але й похибки, що змінюються за законами першого і другого порядків, а також забезпечує задовільні фільтрувальні властивості схеми комплексування і досить високі точнісні характеристики оцінки поточних

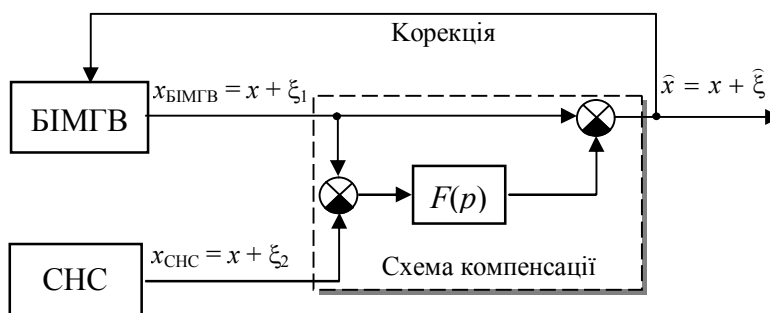


Рис. 1

координат не гірше, ніж схема оптимальної калманівської фільтрації [1]. Саме ці оцінки й використовуються в схемах корекції інерціальної МЕМ гіровертикалі.

Для проведення досліджень схем швидкісної корекції використовували просту однокомпонентну схему інерціальної МЕМ гіровертикалі. Інерціальна курсоверткаль будується за алгоритмами аналогічними алгоритмам БІНС, тому для створення спрощених алгоритмів однокомпонентної інерціальної вертикалі використовували відомі алгоритми БІНС [2], які були скорочені до вимірювання тільки кута тангажу і північної складової шляхової швидкості, при цьому вважалося, що курс ЛА дорівнює нулю. Спрощені кінематичні рівняння однокомпонентної інерціальної вертикалі мають вигляд:

$$\dot{V}_N = a_N; \quad a_N = a_y \sin \vartheta - a_x \cos \vartheta;$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_{y\Sigma} = \omega_{z\text{ЛА}} - \omega_{z\text{NHE}}; \quad \omega_{z\text{NHE}} = -\frac{V_N}{R_3} = -\dot{B},$$

тут V_N – дійсна північна складова шляхової швидкості ЛА; a_N – проекція уявного прискорення ЛА, вимірювана акселерометрами (сигнали a_x , a_y), на ось ON навігаційного тригранника; ϑ – кут тангажу; $\omega_{z\text{ЛА}}$ – кутова швидкість обертання ЛА по тангажу; B – географічна широта; R_3 – радіус Землі;

Схему однокомпонентної інерціальної МЕМ-гіровертикалі зі швидкісною корекцією показано на рис. 2.

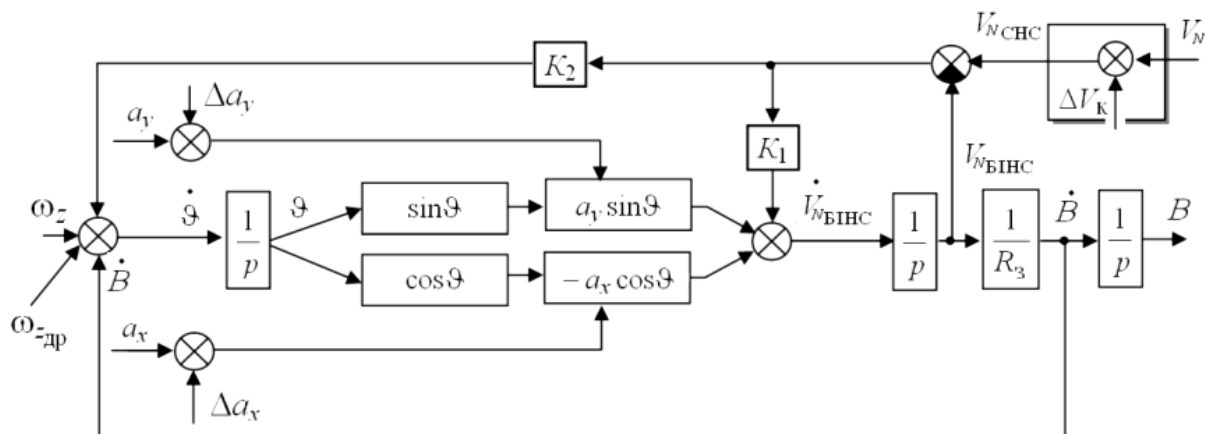


Рис. 2

На відміну від реалізації схеми демпфірування в платформній ІНС, у БІНС додатковий контур K_1 вводиться не в лінію вихідного сигналу акселерометра, а в лінію прискорення, приведенного до географічного супровідного базису.

Сигнали Δa_x , Δa_y і $\omega_{z\text{др}}$ являють собою найбільш істотні джерела похибок МЕМ вертикалі. Схема однокомпонентної гіровертикалі являє собою контур з від'ємним зворотним зв'язком, а наявність у контурі двох інтегровальних ланок свідчить про структурну нестійкість такого контуру. У разі впливу на такий контур збурень у вигляді наприклад, похибок Δa_x , Δa_y або $\omega_{z\text{др}}$, у ньому збуджуються незгасальні коливання з власною частотою $\sqrt{g(R)^{-1}}$. Структурний аналіз контуру показує, що постійна похибка акселерометрів Δa_x , Δa_y спричиняє похибку відтворення вертикалі (кута тангажу ϑ), а за наявності постійного дрейфу датчика кутової швидкості $\omega_{z\text{др}}$ вертикаль відтворюється без сталої похибки, але виникає періодична похибка. Типові графіки зміни похибок відтворення вертикалі за наявності постійної похибки акселерометра і дрейфу датчика кутової швидкості показано на рис. 3.

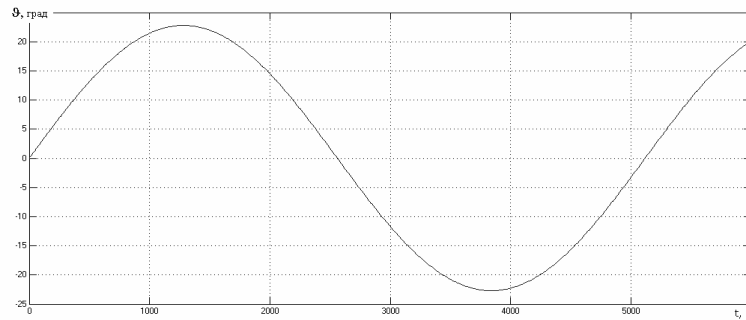


Рис. 3

Проаналізуємо контур коректованої гіровертикалі. Позначимо похибку визначення швидкості за допомогою БІНС як

$$\Delta V_{N_{\text{БІНС}}} = V_{N_{\text{БІНС}}} - V_N,$$

при цьому $\Delta \dot{V}_{N_{\text{БІНС}}} = \dot{V}_{N_{\text{БІНС}}} - \dot{V}_N$, де $V_{N_{\text{БІНС}}}$ – північна складова шляхової швидкості вимірювана БІНС; V_N – дійсна північна складова шляхової швидкості ЛА.

Роблячи припущення про горизонтальний політ літака, будемо вважати, що кутова швидкість при обльоті сферичної Землі

$$\omega_z = -V_N / R_3.$$

Тоді, записуючи рівняння для лівого суматора структурної схеми, отримаємо похибку зміни кута тангажа:

$$\Delta \dot{\vartheta} = \omega_{z_{\text{др}}} + \frac{1}{R_3} \Delta V_{N_{\text{БІНС}}} - K_2 (\Delta V_{\kappa} - \Delta V_{N_{\text{БІНС}}}).$$

У горизонтальному польоті прискорення ЛА змінюється тільки в горизонтальній площині, тобто акселерометри з урахуванням власних похибок надають такі покази $a_x = \dot{V}_N + \Delta a_x$, $a_y = g + \Delta a_y$ (тут g – прискорення сили ваги). Припускаючи, що за малих кутів $\sin \Delta \vartheta = \Delta \vartheta$, а $\cos \Delta \vartheta = 1$, запишемо рівняння для правого суматора структурної схеми:

$$\dot{V}_{N_{\text{БІНС}}} = \dot{V}_N + \Delta a_x - g \Delta \vartheta + K_1 (\Delta V_{\kappa} - \Delta V_{N_{\text{БІНС}}}).$$

Після перетворення цієї системи отримаємо систему рівнянь, що описує похибки БІНС в операційній формі:

$$\begin{aligned} p \Delta \vartheta(p) - \left(\frac{1}{R} + K_2 \right) \Delta V_{N_{\text{БІНС}}}(p) &= \omega_{z_{\text{др}}}(p) - K_2 \Delta V_{\kappa}(p); \\ g \Delta \vartheta(p) + (K_1 + p) \Delta V_{N_{\text{БІНС}}}(p) &= \Delta a_x(p) + K_1 \Delta V_{\kappa}(p). \end{aligned}$$

Характеристичний визначник системи можна подати у вигляді

$$A(p) = p^2 + K_1 p + g \left(\frac{1}{R} + K_2 \right).$$

Аналізуючи характеристичне рівняння, можна відзначити, що введення контуру корекції з коефіцієнтом підсилення K_2 зменшує період власних коливань системи, а введення контуру корекції з коефіцієнтом підсилення K_1 забезпечує демпфірування коливань у системі.

Графік зміни похибок відтворення вертикалі в разі введення контуру швидкісної корекції, що отриманий внаслідок математичного моделювання схеми однокомпонентної інерціальної МЕМ гіровертикалі зі швидкісною корекцією, показано на рис. 4.

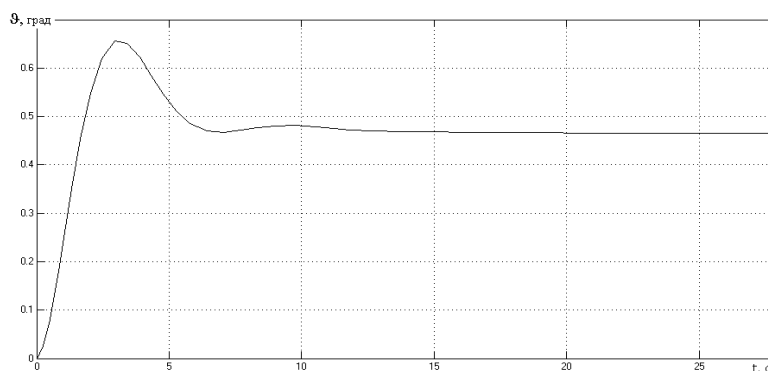


Рис. 4

Величина сталої похибки відтворення вертикалі $\Delta\theta$ залежить від кута тангажа θ та детермінованих складових похибок акселерометрів Δa_x , Δa_y і описується виразом

$$\Delta\theta = \arcsin \frac{\Delta a_y \sin \theta - \Delta a_x \cos \theta}{g}.$$

Для мікромеханічного акселерометра ADXL 150 фірми Analog Devices, який має похибку у вигляді зсуву нуля, що дорівнює $0,01g$, похибка відтворення вертикалі становить $0,5^\circ$, що відповідає вимогам, які ставляться до існуючих прецизійних гіровертикалей.

Висновки. Пропоновані рішення дозволяють підвищити точність роботи інтегрованої гіровертикалі, побудованої на основі нанотехнологій, шляхом новітнього комплексного опрацювання інформації та швидкісної корекції, і яка досить легко може бути реалізована на борту ЛА.

Список літератури

1. Філяшкін М. К. Субоптимальні схеми фільтрації в інерціально-супутникових системах керування та навігації / М. К. Філяшкін, О. М. Дем'янчук // Електроніка та системи управління. – 2009. – №4 (22). – С. 60 – 67.
2. Філяшкін М. К. Інерціально-супутникові навігаційні системи: навч. посібник / М. К. Філяшкін В. О. Рогожин, А. В. Скрипець, Т. І. Лукінова – К.: НАУ, 2009. – 306 с.

Н. К. Філяшкін, В. А. Рогожин

Инерциально-спутниковая микроэлектромеханическая гировертикаль

Рассмотрены способы построения гировертикалей на грубых микроэлектромеханических элементах: датчиках угловой скорости и акселерометрах. Повышение точности работы микроэлектромеханической гировертикали обеспечивается путем ее интеграции со спутниковой навигационной системой. Предлагаемые решения позволяют повысить точность работы интегрированной гировертикали, которая построена на основе нанотехнологий, путем усовершенствованной комплексной обработки информации и скоростной коррекции.

M. K. Filiashkin, V. O. Rogozhin

The inertial-satellite microelectromechanical gyro-vertical

The ways of construction gyro-verticals on microelectromechanical (MEM) elements (accelerometers and angular rate sensors) with low accuracy are examined. The increase of accuracy of work MEM gyro-verticals is provided by its integration with satellite navigating system. The decisions, offered in clause, allow to increase accuracy of work integrated gyro-vertical, which constructed on the basis of nanotechnologies, by the advanced complex processing of the information and high-speed correction.