

УДК 629.735, 054.03:629.735.33-519 (045)

Коврижкін І.О.

## АЛГОРИТМІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗАДАЧІ ВІДНОВЛЕННЯ ПОВНОГО ВЕКТОРА КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ В СТАЦІОНАРНОМУ ПОЛІ

Національний авіаційний університет

igorkovr@gmail.com

*Розглядається спосіб визначення кутів просторової орієнтації літального апарату при використанні сигналів системи супутникової навігації і магнітометричних датчиків. Метод пропонується для використання у системах з мікромеханічними гіроскопічними датчиками у безпілотних літальних апаратах малих класів.*

**Ключові слова:** магнітометр, БПЛА, навігація, GPS, mems, гіроскоп.

### Вступ

Одним з найважливіших елементів функціонування безпілотного літального апарату (БПЛА) є забезпечення інформаційного поля системи положення відносно земної системи координат. Для БПЛА малих класів актуальним є отримання інформації від мікроелектронних та мікромеханічних компонентів. Відзначимо, що традиційний гіроскопічний датчик куткової швидкості (ДКШ) на основі двоступеневого механічного гіроскопа при задовільній точності має неприйнятні характеристики для БПЛА класів мікро і міні.

Недоліками твердотілих ДКШ і, відповідно, мікромеханічних гіроскопів на їх основі, є невисока точність і температурна нестабільність, що неприйнятно при автономному вирішенні завдань навігації в БПЛА. Швидкість відходу мікромеханічних гіроскопів складає порядку  $10^\circ/\text{год.}$  і більше (рис. 1).

Тому вони призначені для вживання в тих пристроях, де інтервали автономної роботи гіроскопа досить малі, тобто корекція виробляється досить часто або безперервно. Пропонується підхід до побудови системи періодичної корекції кутів просторової орієнтації БПЛА на основі обробки даних виміру земного магнітного поля. Рішення цієї задачі, у свою чергу, дозволить формувати склад системи автоматичного управління при мінімальному використанні інших датчиків. Най-

більш актуальною таке завдання представляється для БПЛА класів мікро і міні, де вартість і вага устаткування має принципове значення. Слід обмовитися, що даний метод свідомо не передбачає високу точність визначення куткової орієнтації. Це зумовлено тим, що кут курсу (азимут) вважається відомим і присутній у сигналах, вимірюваних системою супутникової навігації. Отже, використовується допущення про збіг швидкісної і зв'язаної систем координат (СК) – тобто передбачаємо, що кути атаки і ковзання дорівнюють нулю. Звідси витікає, що погрішність визначення шуканих кутів тангажу і крену співвимірні з середніми значеннями кутів атаки і ковзання і складає величини порядку одиниць градусів.

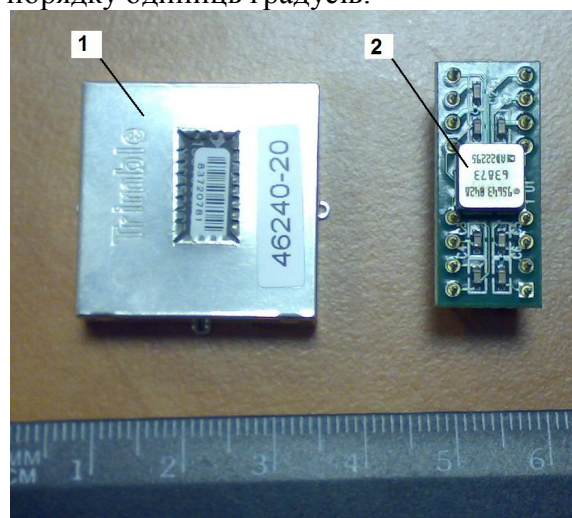


Рис. 1. GPS та гіроскопічний датчики

Тут же відзначимо, що помилка може бути істотно меншою (до  $1^\circ$ ) на прямолінійних ділянках польоту, а саме такі ділянки і передбачаються основними для здійснення корекції.

Принцип вимірювання кутів показано на рис. 2. На торці валу кріпиться дипольний магніт. При повороті магнітного

вектора на кут  $\alpha$  змінюється опір і вихідна напруга датчика, по зміні якого можна визначити кут повороту валу і напрямок (в межах  $\pm 45^\circ$ ).

Для того, щоб вимірювати кут повороту в межах  $\pm 90^\circ$ , об'єднують два датчики, зміщених один до одного на  $45^\circ$ . Даний принцип пояснюється на рис. 2.

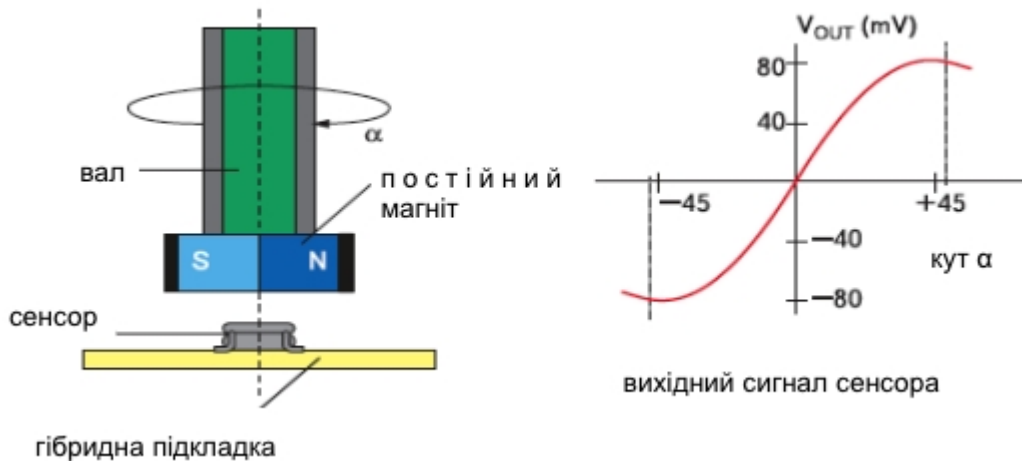


Рис. 2. Вимірювання кутової координати

Для вирішень згаданих проблем кутової орієнтації пропонується підхід до побудови системи періодичної корекції кутів просторової орієнтації БПЛА на основі обробки даних виміру земного магнітного поля. Рішення цієї задачі, у свою чергу, дозволить формувати склад системи автоматичного управління при мінімальному використанні інших датчиків.

Кут курсу (азимут) вважається відомим і присутній у сигналах, вимірюваних системою супутникової навігації. Отже, використовується допущення про збіг швидкісної і зв'язаної систем координат (СК) – тобто передбачаємо, що кути атаки і ковзання дорівнюють нулю. Звідси витікає, що погрішність визначення шуканих

кутів тангажу і крену співвимірна з середніми значеннями кутів атаки і ковзання і складає величини порядку одиниць градусів.

Для використання даних про напрям вектора напруженості магнітного поля Землі в автоматичних системах управління з 40-х років XX століття широко використовуються феромагнітні зонди (магнітонасичені магнітометри) [1]. Низький поріг чутливості, малі розміри (датчик Kmz-10 фірми Philips має розміри  $5 \times 5 \times 2$  мм – див. поз. 2 на рис. 3), відсутність рухомих частин зумовили широке вживання феромагнітних зондів в курсових системах.

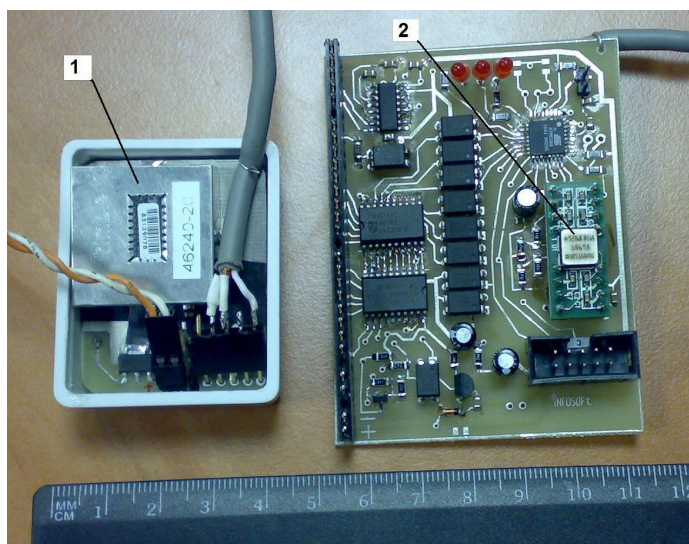


Рис. 3. Обчислювальна плата з GPS приймачем та ДКШ

Три взаємно перпендикулярних ферозонди (рис. 4) дозволяють вимірювати

повний вектор напруженості магнітного поля.

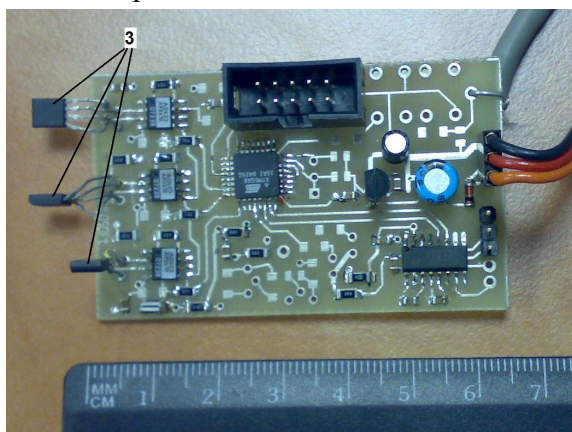


Рис. 4. Взаємно перпендикулярні ферозонди

Без порушення спільності викладу вважатимемо результати виміру нормованими, тобто модуль повного вимірюваного вектора вважатимемо одиничної довжини. Крім того, через обмеженість об'єму, не розглядатимемо тут важливі питання, що стосуються змін магнітного поля Землі, які носять як регулярний, так і випадковий характер (магнітна відміна, аномалії, річні і добові варіації, магнітні бурі). Також відомими і вирішуваними рахуватимемо завдання обліку впливу власних магнітних полів планера і устаткування БПЛА (девіація). Це звичайна практика експлуатації літальних апаратів і устаткування БПЛА (девіація). Це звичайна практика експлуатації літальних апаратів [2]. При ідеальному вимірі магнітного по-

ля векторним вимірником (три магнітометри), зв'язаним з осями зв'язаної системи координат БПЛА, вимірюваний вектор може бути представлений у вигляді:

$$H = A(\psi, \theta, \gamma) \times H_z \quad (1)$$

де  $H$  – виміряний вектор магнітного поля Землі в зв'язаній СК;

$A$  – матриця переходу від земної до зв'язаної СК;

$\psi, \theta, \gamma$  – кути курсу, тангажу і крену,  $H_z$  – повний (одиничний) вектор магнітного поля в земній СК.

Відомо, що рівняння (1) нерозв'язне однозначно відносно кутів орієнтації. Обмовимося, що використання далі термінів «курс, тангаж і крен» умовно і при-

йнятно лише при збігу осей магнітометрів із зв'язаною СК. Тріаду магнітометрів, в загальному випадку, можна орієнтувати довільно, при цьому, при обчисленні шуканих кутів орієнтації БПЛА, слід коректно врахувати їх настановні кути.

При відомому магнітному схиленні, без обмеження спільності, можна поклас-

$$A(\psi, \sigma, \gamma) = \begin{matrix} \cos\psi \cos\theta \\ \sin\psi \sin\gamma - \cos\psi \sin\theta \cos\gamma \\ \sin\psi \cos\gamma + \cos\psi \sin\theta \sin\gamma \end{matrix}$$

Розглянемо можливість визначення кутів тангажу  $\theta$  і крену  $\gamma$  при відомому куті курсу  $\psi$ , який поступає від GPS-приймача. Тоді, при вказаних допущеннях вимірний вектор  $H$  буде рівний:

$$\begin{aligned} H_x &= \cos\psi \cos\theta \\ H_y &= \sin\psi \sin\gamma - \cos\psi \sin\theta \cos\gamma \\ H_z &= \sin\psi \cos\gamma + \cos\psi \sin\theta \sin\gamma \end{aligned}$$

З першого рівняння можна визначити

$$\cos\theta = H_x / \cos\psi \quad (2)$$

Помножимо друге рівняння на  $\cos\gamma$ , третє – на  $\sin\gamma$  і віднімемо один від одного:

$$\begin{aligned} \Delta \sin\gamma &= \begin{vmatrix} \cos\psi & H_z \\ \sin\psi & -H_y \end{vmatrix} = -(H_y \cos\psi \sin\theta + H_z \sin\psi) \\ \Delta \cos\gamma &= \begin{vmatrix} H_y & \cos\psi \sin\theta \\ H_z & \sin\psi \end{vmatrix} = H_y \sin\psi - H_z \cos\psi \sin\theta \end{aligned}$$

Визначивши ( $\Delta \neq 0$ ),  $\sin\gamma = \Delta \sin\gamma / \Delta$  і  $\cos\gamma = \Delta \cos\gamma / \Delta$ , знайдемо:

$$\operatorname{tg}\gamma = \frac{H_y \cos\psi \sin\theta + H_z \sin\psi}{H_z \cos\psi \sin\theta - H_y \sin\psi} \quad (5)$$

Викладений метод непрацездатний в наступних зонах невизначеності:

1. Орієнтація осі магнітометра  $X$  близька до положення «горизонтально на північ або на південь». Оскільки вектор  $H$  одиничний, головний визначник перетворюється на нуль  $H_y^2 + H_z^2 = 0$  при  $H_x = \pm 1$ . Це ж підтверджує рівняння (5), де знаменник прагне до нуля при одночасному наближенні до нуля (або  $180^\circ$ ) кутів тангажа і курсу.

ти  $H_z = 0$ . З такими ж міркуваннями можна покласти  $H_z = 0$ . Отже, вважатимемо, що повний вектор напруженості магнітного поля Землі  $H$  горизонтальний і направлений на північний полюс, тобто  $H_z = (1, 0, 0)^T$ .

Матриця  $A$  має вигляд [3]:

$$\begin{matrix} \sin\theta & -\sin\psi \cos\theta \\ \cos\theta \cos\gamma & \cos\psi \sin\gamma + \sin\psi \sin\theta \cos\gamma \\ -\cos\theta \sin\gamma & \cos\psi \cos\gamma - \sin\psi \sin\theta \sin\gamma \end{matrix} \quad \begin{matrix} H_z \sin\gamma - H_y \cos\gamma = \cos\psi \sin\theta \\ H_y \sin\gamma + H_z \cos\gamma = \sin\psi \end{matrix} \quad (3)$$

Помножимо друге рівняння на  $\cos\gamma$ , третє – на  $\sin\gamma$  і додамо один до одного:

$$H_y \sin\gamma + H_z \cos\gamma = \sin\psi \quad (4)$$

Рівняння (3), (4) можна розглядати як систему двох лінійних рівнянь відносно невідомих  $\sin\gamma$  і  $\cos\gamma$ . Вирішимо цю систему методом Крамера. Головний визначник системи:

$$\Delta = \begin{vmatrix} H_z & -H_y \\ H_y & H_z \end{vmatrix} = H_z^2 + H_y^2$$

Часткові визначники, відповідно:

2. Орієнтація осі магнітометра  $X$  з курсом  $\psi = \pm 90^\circ$ , оскільки при цьому  $\cos\psi = 0$  і не має рішення рівняння (2).

3. Вертикальна орієнтація осі магнітометра  $X$  (невизначений курс).

Неважко зрозуміти, що через ортогональності датчиків, досить було згадати лише п.1, замінивши «вісь магнітометра  $X$ » на «вісь будь-якого з магнітометрів».

Для визначення  $\operatorname{tg}\gamma$  (5) необхідно знати значення  $\sin\theta$ , яке можна визначити при відомому  $\cos\theta$  - рівняння (2). Неоднозначність значення кута тангажа (на рівні знаку), викликана парністю косинуса, можна визначити будь-якими непрямими методами, що зважають на специфіку завдання. Також слід зауважити, що типовий політ БПЛА, як правило, відбувається

з кутами крену і тангажа що не перевищують по модулю кутів порядку 20 ... 30 градусів.

Також відмітимо, що питання необхідної точності визначення кутів орієнтації БПЛА при вирішенні завдань навігації за відсутності необхідності числення координат (поступають від GPS) – є самостійним завданням, тісно пов'язаним з конкретною реалізацією (аеродинамічна схема БПЛА, стійкість, використовувані закони управління і ін.).

Для уникнення станів невизначеності можна запропонувати декілька варіантів, простими з яких, є:

- заборона вживання методу при  $\theta=\psi=0\pm 180^\circ$  і  $\psi=\pm 90^\circ$ ,

- установка двох (або більше) триад магнітометричних датчиків під відомими фіксованими кутами відносно один одного з почерговим або одночасним їх використанням триад датчиків (вартість їх невелика).

Принципова працездатність запропонованого підходу була випробувана при тестових натурних випробуваннях. На рис. 1 показані: приймач GPS (використовувався *Lassen* – поз. 1) і гіроблок (використовувався ДУС *ADXRS-150* – поз. 2). Для реалізації викладеного підходу використовувалася триада магнітометрів *KMZ-10* (рис. 3. поз. 2).

### Мета

Метою викладеного в статті дослідження є поліпшення систем навігації шляхом використання даних магнітометра для підвищення точності інерціальної навігаційної системи БПЛА малих та середніх класів. Дана проблема є актуальною для ринку мультикоптерів, безпілотних розвідувальних апаратів та ін.

### Висновки

В статті розкривається проблема навігації безпілотних літальних апаратів малих класів та пропонується підхід для її вирішення. Автор пропонує підхід до по-

будови системи періодичної корекції кутів просторової орієнтації БПЛА на основі обробки даних виміру земного магнітного поля. Що, в свою чергу, дозволяє формувати склад системи автоматичного управління при мінімальному використанні інших датчиків. В роботі наведені приклади роботи навігаційного обладнання, пояснюється принцип їх. Детально описується методологія та математичні засоби запропонованого підходу.

### Список література

1. Автоматизация производства и промышленная электроника. Главные редакторы *Берг А.И. и Трапезников В.А.* Москва, Государственное научное издательство «Советская энциклопедия», 1963, т.2, статья «Магнитометр». – С. 78.

2. Инструкция по выполнению девиационных и радиодевиационных работ на самолётах и вертолётах. Москва, Военский издатель, 1972. – С. 102-104.

3. Горелин И. С., Коврижкин О. Г., Королев В. В. Авиационные прицельно-навигационные системы. Київ. Видавництво КИ ВВС, 1996. – С. 61-67.

Статтю подано до редакції 27.03.2014