

КОМПЕНСАЦІЯ ПОХИБКОК ІНЕРЦІАЛЬНИХ ВИМІРЮВАЛЬНИХ ДАТЧИКІВ МЕМС НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА МАДЖВІКА

У статті проведено аналіз існуючих основних методів орієнтації БПЛА в просторі та аналіз обробки показників датчиків для визначення орієнтації за допомогою фільтру Маджвіка.

Радзівілов Г.Д., Фесенко О.Д. Компенсация погрешности инерциальных измерительных датчиков МЭМС на основе фильтра Маджвика. В статье проведен анализ существующих основных методов ориентации БПЛА в пространстве и анализ обработки показаний датчиков для определения ориентации с помощью фильтра Маджвика.

G. Radzivilov, O. Fesenko The compensastion of errors of inertial MEMS metering sensors based on the Madgwick filter. The article analyzes the existing basic methods of UAV orientation in space and analyzes the processing of sensor readings to determine the orientation with the help of the Madgwick filter.

Ключові слова: *безпілотний літальний апарат, інерціальна навігаційна система, мікро електромеханічна систем.*

Постановка завдання. Як відомо, для точного позиціювання об'єкта в просторі присутність сигналів глобальної супутникової системи (ГСС) є необхідною умовою виконання безпілотними літальними апаратами (БПЛА) поставлених завдань. Відсутність або навмисне придушення сигналів ГСС призводить до неможливості точно визначити власні координати і як наслідок, виконати польот по заданому маршруту. У разі ж використання БПЛА застосування високоточних інерційних навігаційних систем (ІНС) [1] також повністю не вирішує проблему з наступних причин:

– маса інерціальної системи „середньої точності” на лазерних або волоконнооптичних гіроскопах становить від 8 кг, що робить проблематичним їх використання на БПЛА малої і навіть середньої дальності;

– принципним обмеженням ІНС є зростання помилки визначення координат з плином часу автономної роботи.

Точність автономного числення координат для сучасних ІНС складає близько 1,5 кілометра за годину польоту (для систем високої точності), що не дозволяє забезпечити високоточне визначення координат. Альтернативним рішенням мінімізувати обмеження за габаритністю бортового обладнання БПЛА [1, 4], це можливість комплексування інерціальних систем оснащених мікро механічними датчиками з супутниковою навігацією. Слід зазначити, що вище вказана система навігації не в змозі здійснювати автономне числення пройденого шляху через високих швидкостей дрейфу гіроскопічних датчиків. Кращі зразки здатні підтримувати точність протягом декількох хвилин (не більше 5) відсутності сигналу на рівні 100 – 150 м. [2]. При цьому як правило потрібна підтримка режиму прямолінійного руху без прискорень. Отже виникає протиріччя між забезпеченням автономної навігації при мінімальних масо габаритних показниках БПЛА, що є суттєвою необхідністю для виконання завдань з одного боку, і забезпечення мінімальної помилки відхилення від маршруту польоту (при відсутності сигналів ГСС), з іншого боку. Тому виникає необхідність розробки методів підвищення точності роботи автономної систем навігації, побудованих за технологіями мікроелектронних механічних систем (МЕМС) для можливості їх використання в сучасних БПЛА, які виконують завдання на протязі тривалого часу на значних відстанях. Основним завданням дослідження є аналіз існуючих основних методів орієнтації БПЛА в просторі та аналіз обробки показників інерціальних датчиків для визначення орієнтації за допомогою фільтру Маджвіка.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Масштабність сучасних наукових досягнень за темою дослідження є суттєвою. Питання побудови стійкої та автономної системи навігації БПЛА на основі МЕМС датчиків, розглядало чимало вчених.

Так, С.П.Тимошенко [3] розглянув параметри МЕМС датчиків, показав перспективу побудови систем орієнтації на їх основі. Ним було досліджено вплив сумарної помилки

похибок вимірювальних систем на точність визначення параметрів руху об'єкта автономною системою орієнтації. Стосовно розробки комплексної високоточної системи спутникової навігації на основі фазових вимірювань з підтримкою інерціальної системи на базі МЕМС дослідили в своїй роботі наступні автори П.А.Горев, В.А.Костиков [4]. Г.Г. Ревзин [5] показав, як зростає похибка, яка веде до відхилення від траєкторії польоту БПЛА, та вплив на сумарну похибку показань інерціальних датчиків. А.Ю. Мишин [6] розглянув малогабаритну комплексну навігаційну систему на базі мікро механічних датчиків первинної інформації і приймача GPS, описав способи підвищення характеристик точності системи за рахунок компенсації інструментальних похибок. Логачев В.Г [7] розглянув стабілізацію квадрокоптера з використанням візуальних даних з можливістю автономного польоту по заданих траєкторіях без вхідних даних про навколишнє середовище під час відсутності GPS-сигналу із застосуванням лише наявних на борту інерціальних датчиків орієнтації.

Мета роботи. Метою роботи є дослідження компенсації помилок інерціальних датчиків системи управління навігацією БПЛА на основі застосування фільтра Маджвіка.

Викладення основного матеріалу.

В умовах, де прийом сигналів GPS неможливий, а механічні та електронні прилади обладнання БПЛА породжують магнітні перешкоди з урахуванням магнітних спотворень Землі, необхідно використовувати менш традиційні підходи до задачі управління ЛА. В цьому випадку одним з рішень пропонується застосувати автономну інерціальну навігацію на основі МЕМС, яка здатна забезпечити супровід на підставі розрахунку траєкторії, що необхідно для підтримання точності при блокуванні прямої видимості, або прояви інших перешкод. Але практична реалізація можливості тривалого автономного польоту БПЛА тільки на основі показань інерціальних МЕМС-датчиків при існуючому рівні розвитку мікро електромеханічних системних технологій є непростим завданням. Справа в тому, що основною проблемою інерціальних МЕМС-датчиків є дрейф нуля гіроскопа, випадкову складову якого досить важко компенсувати [8]. Ця обставина ставить завдання поліпшення якості навігаційної інформації в інерціальних системах навігації.

В теперішній час для мінімізації похибки інерційних вимірювальних пристроїв застосовують фільтр Калмана [9]. Широке використання рішень Калмана є доказом його точності та ефективності, однак вони мають ряд недоліків. Це складність реалізації, що показано в літературі [9 – 11], лінійна регресія ітерації, що є основоположним для процесів Калмана, вимоги до частоти дискретизації, які значно перевищують пропускну здатність об'єкта. Наприклад, частота дискретизації між 512 Гц і 30 кГц може бути використана в додатках захоплення руху. Стан відносин, що описує кінематику в трьох вимірах, як правило, вимагає більше векторів стану і реалізації розширеного фільтра Калмана [11].

Тому постає завдання щодо побудови автономної системи навігації з мінімальним обчислювальним навантаженням, яка могла б забезпечити автономний режим польоту на відносно достатню відстань для виходу безпілота із зони радіоелектронних завад в умовах автономного польоту. Для реалізації даного підходу пропонується розглянути систему навігації з застосуванням фільтра Маджвіка (рис.1). Це фільтр орієнтації, який застосовується як до ІНС без магнітометра, так і до ІНС з магнітометрами. Фільтр займається обробкою масивів даних, що надходять з датчиків і знімає проблеми точності і налаштування параметрів фільтрів, заснованих на підходах Калмана. Фільтр Маджвіка використовує кватерніон для подання орієнтації [12], щоб описати положення в просторі в трьох вимірах і не містить проблем, пов'язаних з описом положення кутами Ейлера (складання рамок). Завдання фільтра полягає в обчисленні єдиної оцінки орієнтації отриманої шляхом вимірювань акселерометра, гіроскопа і магнітометра.

Іноваційні аспекти запропонованого фільтра включають в себе:

- аналітичні обчислення і оптимізація методом градієнтного спуску, що підвищує точність при малих частотах дискретизації;
- компенсацію магнітних спотворень і компенсацію зсуву нуля гороскопа в режимі реального часу.

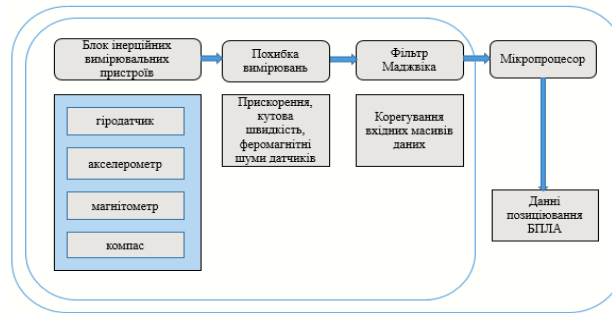


Рис. 1 Загальна структурна схема визначення положення ЛА в просторі

Точність фільтра зіставлено з патентованим фільтром на основі методу Калмана для датчиків орієнтації. Результати порівнянь [13] показують, що фільтр Маджвіка досягає більш високого рівня точності, ніж фільтр Калмана в межах:

- < 0,6 градусів середньоквадратичне відхилення в нерухомому стані;
- < 0,8 градусів середньоквадратичне відхилення в рухомому стані.

Представлена блок-схема фільтра Маджвіка на (рис.2) включає в себе компенсацію магнітного спотворення (блок 1) та компенсацію дрейфу гіроскопа (блок 2).

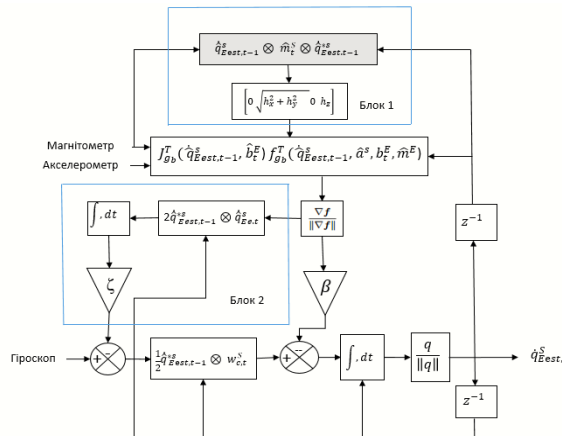


Рис. 2 Блок-схема представляє фільтр ІНС з магнітометром, акселерометром і гіроскопом

Робота фільтра починається з обчислення даних гіроскопа кутової швидкості ω_x , ω_y і ω_z щодо осей X, Y, Z відповідно, в системі відліку датчика. Дані гіроскопа вимірюються в (рад/с), для мінімізації часу обробки даних датчика, здійснюється перетворення w^S в кватерніон яке описується в рівнянні (1), тому похідний кватерніон, що описує швидкість в системі відліку Землі по відношенню до системи відліку датчика \hat{q}_E^S може бути обчислений (1) рівнянням (2):

$$w^S = [0 \ w_x \ w_y \ w_z] \quad (1)$$

$$\hat{q}_E^S = \frac{1}{2} \hat{q}_E^S \otimes w^S \quad (2)$$

де \hat{q} – кватерніон який, описує кутову швидкість датчика;

\hat{q} - кватерніон який описує поворот, необхідний для поєднання системи відліку датчика з системою відліку Землі;

w^S – система відліку відносно гіроскопа;

\otimes – продукт кватерніона використаний для визначення складових орієнтацій (серії поворотів);

індекс S позначає систему відліку датчика;

індекс E систему відліку Землі.

Далі трьох осьовий акселерометр вимірює величину і напрямок поля тяжіння в локальній системі координат разом з лінійними прискореннями внаслідок руху датчика. Аналогічно трьох осьовий магнітометр вимірює величину і напрям магнітного поля землі в локальній системі відліку разом з локальними магнітними спотвореннями. У контексті

фільтра орієнтації, в початковий момент часу буде припускатись, що акселерометр буде вимірювати тільки гравітацію, магнітометр вимірює тільки магнітне поле Землі. Якщо напрямок поля Землі відомо в її системі координат, то вимірювання напрямку в системі координат датчика дозволить розрахувати положення системи координат датчика відносно системи координат Землі. Однак для будь-якого такого вимірювання не буде єдиного рішення, а буде нескінченне число рішень, представлені орієнтирами, що досягаються за рахунок обертання орієнтації навколо обертання, паралельного напрямку поля (магнітного або гравітації). Тому для визначення ЛА в просторі, фільтр повинен розраховувати швидкість зміни датчиків орієнтації відносно системи відліку Землі $\dot{q}_{Est,t}^S$, яку можна представити в рівнянні (3), що визначається виразом (4), де \dot{q}_{Est}^S напрямком помилки, який визначається виразом (5), а індекс ∇ означає, що кватерніон обчислюється з використанням методу градієнтного спуску. В фільтрі використовується метод градієнтного спуску так як він необхідний для отримання похибки напрямку гіроскопа. З рівнянь (3), (4) і (5) видно, що фільтр обчислює орієнтацію q_{Est}^S шляхом чисельного інтегрування розрахункової швидкості орієнтації \dot{q}_{Est}^S . Фільтр обчислює \dot{q}_{Est}^S як швидкість зміни орієнтації, вимірюної гіроскопом $\dot{q}_{Ew,t}^S$, але ще з помилкою вимірювання гіроскопа, β – компенсація у напрямку передбачуваної помилки, що обчислюється на підставі вимірювань акселерометра і магнітометра.

$$q_{Est,t}^S = \hat{q}_{Est,t-1}^S + \dot{q}_{Est,t}^S \Delta t \quad (3)$$

$$\dot{q}_{Est,t}^S = \dot{q}_{Ew,t}^S - \beta \hat{q}_{E\epsilon,t}^S \quad (4)$$

$$\hat{q}_{E\epsilon,t}^S = \frac{\nabla f}{\|\nabla\|} \quad (5)$$

де $\hat{q}_{Est,t-1}^S$ – попередній результат оцінки орієнтації датчиків;

Δt – затримка між вимірами датчика (період дискретизації);

$\dot{q}_{Ew,t}^S$ – орієнтація в глобальній системі звіту по відношенню до локальної системи звіту датчика гіроскопа в момент t ;

$\hat{q}_{E\epsilon,t}^S$ – обчислюваний напрямок в момент t на основі попередньої оцінки орієнтації;

$\frac{\nabla f}{\|\nabla\|}$ – цільова функцією градієнта.

Як вже обговорювалось, вимірювання сили тяжіння або магнітного поля Землі також не забезпечують унікальну орієнтацію датчика. Щоб зробити це вимірювання, напрямком обох полів повинні бути об'єднані, як описано в рівнянні (5).

$$J_{gb}^T (\hat{q}_{Est,t-1}^S, \hat{a}^S, b_t^E, \hat{m}^E) \quad (6)$$

де J_{gb}^T – вимірювання датчиками гравітаційного і магнітного поля в період T на основі попередніх вимірів;

\hat{a}^S – нормоване значення акселерометра відносно системи відліку датчика;

b_t^E – відносний напрямок магнітного поля Землі в момент t ;

\hat{m}^E – нормоване значення магнітометра відносно системи відліку Землі.

Компенсація магнітних спотворень датчиків інерціальної системи навігації.

Як було вказано вище, вимірювання магнітного поля Землі буде спотворено наявністю феромагнітних джерел поблизу датчика. Дослідження по впливу магнітних спотворень на ефективність датчика орієнтації показали, що істотну похибку вносить бортове обладнання в складі БПЛА [15]. Фільтр Маджвіка дозволяє вимірювати в реальному часі напрямок магнітного поля Землі [12], що в свою чергу усуває необхідність багаторазового прогнозування можливої орієнтації в просторі ЛА відносно системи відліку Землі тим самим мінімізує час обробки масивів даних що надходять з датчиків. Якщо помилки нахилу у вертикальній площині, можуть бути компенсовані за допомогою акселерометра, який забезпечує додатковий вимір щодо датчика, то помилки в горизонтальній площині по відношенню до земної поверхні, не можуть бути скомпенсовані без додаткової інформації

про курс. Отже основним моментом компенсації магнітних спотворень інерціальних датчиків полягає в можливості фільтра вимірювати контрольований напрямок магнітного поля Землі в реальному часі. Контрольований напрям магнітного поля Землі в земних системах координат в момент часу t , h_t^E , може бути обчислено як нормоване значення вимірювань магнітометра \hat{m}_t^S орієнтацію обертання, отриману об'єднуючим фільтром $\hat{q}_{Est,t-1}^S$, як описано в рівнянні (7). Ефект помилкового нахилу магнітного поля в контрольованому напрямку Землі h_t^E може бути виправлено, якщо відносний напрямок магнітного поля землі \hat{b}_t^E весь час має незмінний нахил. Це досягається шляхом обчислення нормалей $h_t^E \hat{b}_t^E$ тільки на осі X і Y в системі відліку Землі, що описано в рівнянні (8).

$$h_t^E = [0 \ h_x \ h_y \ h_z] = \hat{q}_{Est,t-1}^S \otimes \hat{m}_t^S \otimes \hat{q}_{Est,t-1}^{*S} \quad (7)$$

$$\hat{b}_t^E = \left[0 \ \sqrt{h_x^2 + h_y^2} \ 0 \ h_z \right] \quad (8)$$

де h_t^E – контрольований напрям магнітного поля Землі;

\hat{q}^* – протинапревлений кватерніон (використовується для зміни системи відліку);

\hat{m}_t^S – нормоване значення магнітометра в моменте t ;

Компенсація магнітних спотворень в цьому випадку гарантує, що магнітні збурення впливають тільки на курс. Підхід усуває необхідність задавати заздалегідь напрям магнітного поля Землі, що є потенційним недоліком аналогічних методів орієнтації [14].

Компенсація дрейфу нуля гіроскопа.

Як відомо, дрейф нуля гіроскопа буде відбуватися від зміни температур, від руху і просто з часом. Будь-яка практична реалізація ІНС повинна враховувати це. Нормований напрямок розрахункової помилки в швидкості зміни орієнтації $\hat{q}_{E\epsilon}^S$ може бути виражений як кутова похибка по кожній осі гіроскопа з використанням рівняння (9). Зсув гіроскопа w_b^S представлено як постійна складова сигналу w_ϵ^S і тому може бути видалена, так як частина w_ϵ^S середньозважена відповідним коефіцієнтом підсилення ζ . Що надає можливість компенсувати вимірювання гіроскопа w_ϵ^S як показано в рівняннях (10) і (11). Передбачається, що перший елемент w_ϵ^S завжди дорівнює 0.

$$w_{E\epsilon t}^S = 2\hat{q}_{Est,t-1}^{*S} \otimes \hat{q}_{Est}^S \quad (9)$$

$$w_{bt}^S = \zeta \sum_t w_{E\epsilon t}^S \Delta t \quad (10)$$

$$w_{ct}^S = w_b^S - w_{bt}^S \quad (11)$$

де $w_{E\epsilon t}^S$ – кутова швидкість, виміряна датчиком в момент часу t ;

Δt – затримка між вимірами (період дискретизації);

w_{bt}^S – зсув гіроскопа;

ζ – коефіцієнт підсилення;

w_{ct}^S – компенсація вимірювань гіроскопа.

Компенсаційне вимірювання гіроскопа w_ϵ^S може бути використане замість вихідних вимірювань гіроскопа w^S . Величина кутової похибки в кожній осі w_ϵ^S дорівнює кватерніону одиничної довжини. Тому вбудований коефіцієнт підсилення ζ безпосередньо визначає швидкість збіжності передбачуваного зміщення гіроскопа w_b^S вираженого у вигляді похідного кватерніона. Коефіцієнт підсилення фільтра β представляє всі помилки вимірювань нуля гіроскопа, виражені як величина похідного кватерніона. Джерела помилки: шум датчика, що згладжує фільтр, помилки квантування, помилки калібрування, помилки установки і вирівнювання датчика, не являються ортогональними осей датчика і частотним характеристикам. Коефіцієнт посилення фільтра ζ являє собою швидкість збіжності для видалення помилок вимірювання гіроскопа, не пов'язаних з нулем і також виражений як величина похідного кватерніона. Ці помилки являють собою зсув гіроскопа.

Висновок: Таким чином, розглянуті в роботі способи компенсації помилок інерціальних датчиків з застосуванням фільтра Маджвіка, показали, що фільтр Маджвіка

буде найкращим рішенням для інерціальних систем навігації на основі МЕМС. Перевага в застосуванні фільтра Маджвіка для визначення орієнтації об'єкта в просторі полягає в здатності компенсувати магнітні спотворення (ферромагнітні джерела) та дрейф нуля гіроскопа в реальному часі, що дозволить мінімізувати помилки інерціальних датчиків та підвищити стійкість системи навігації ЛА в автономному режимі польоту. В подальших дослідженнях, що до побудови автономної навігації БПЛА для підвищення точності орієнтації ЛА в просторі разом з фільтрацією Маджвіка, можливо використовувати алгоритми штучних нейронних мереж, що адаптуються до роботи на результатах попередніх вимірів системи навігації БПЛА.

ЛІТЕРАТУРА

1. Купервассер О.А. Система навигации беспилотных летательных аппаратов / О.А. Купервассер, А.С. Рубинштейн // IV конференция ТРИЗ. „Практика применения методических инструментов”. – 2013 – С.14 – 20.
2. Голяев Ю.Д., Колбас Ю.Ю., Коновалов С.Ф., Соловьева Т.И., Томилин А.В. Критерии выбора акселерометров для инерциального измерительного блока // Инновационные информационные технологии: Материалы международной научно-практической конференции. Том 2. М.: Изд-во НИУ ВШЭ. 2013. С.372 – 378.
3. Тимошенко С.П. Применение МЭМС-сенсоров в системах навигации и ориентации подвижных объектов / С.П. Тимошенко // Национальный исследовательский университет МИЭТ. – 2017 . – С.23 – 30.
4. Горев П.А Система высокоточной спутниковой навигации для управления процессами открытых горных работ / П.А. Горев., В.А. Костиков // Научный вестник МГГУ – 2014. – № 3(48). – С. 39 – 49.
5. Ревзин Г.Г, Пригодность инерциальных MEMS-датчиков к решению задач персональной навигации / Г.Г. Ревзин // Шаг в будущее МГГУ – 2012. – № 6 – С. 233 – 242.
6. Мишин А.Ю., Кирюшин Е.Ю., Обухов А.И., Гурлов Д.В. Малогабаритная комплексная навигационная система на микромеханических датчиках / Электронный журнал „Труды МАИ”. –2014 – № 70. – С. 25 – 26.
7. Логачев В.Г., Минин И.В. Метод стабилизации положения и управления квадрокоптером в пространстве с использованием данных инерциальных и визуальных сенсоров // научный журнал Фундаментальные исследования – 2015. – № 11 – С 85 – 91.
8. Матвеев В.В. Инженерный анализ погрешностей БИНС / Известия ТулГУ Технические науки. 2014. № 9. – С. 40 – 47.
9. Foxlin E. Inertial head-tracker sensor fusion by a complementary separate-bias kalman filter. In Proc. // Virtual Reality Annual International Symposium the IEEE 1996, pages 185 – 194, 267, March 30 – April 3, 1996.
10. Marins J.L., Xiaoping Yun, Bachmann E.R., McGhee R.B., and. Zyda M.J. An extended kalman filter for quaternion-based orientation estimation using marg sensors. In Proc//. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, volume 4, pages 11 – 19.
11. Luinge H.J. and Veltink P.H., Measuring orientation of human body segments using miniature gyroscopes and accelerometers // Medical and Biological Engineering and Computing, 43(2):273 – 282, April 2006.
12. Phuong N.H.Q., Kang H.-J., Suh Y.-S., Ro Y.-S. A DCM based orientation estimation algorithm with an inertial measurement unit and a magnetic compass// Journal of Universal Computer Science, 15(4):859 – 876, 2009).
13. Xsens B.V. Technologies MTi and MTx User Manual and Technical Documentation. // Pantheon 6a, 7521 PR Enschede, The Netherlands, pages 14 – 25, 2009.
14. Madgwick Sebastian O.H., An ecient orientation filter for inertial and inertialmagnetic sensor arrays // April 30, pages 40 – 54, 2010.
15. Hyde R.A., Ketteringham L.P., Neild S.A., and. Jones R.J. S. Estimation of upperlimb orientation based on accelerometer and gyroscope measurements // № 55(2):746 – 754, 2008.