

Фесенко О.Д.

Військовий інститут телекомунікації та інформатизації імені Героїв Крут

ВДОСКОНАЛЕНИЙ МЕТОД ОРІЄНТАЦІЇ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА В ТРИВИМІРНОМУ ПРОСТОРИ ЗА ДОПОМОГОЮ МІКРОЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНИХ СИСТЕМ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА МАДЖВІКА

Фільтр обробляє масиви даних, що надходять із датчиків і усуває проблеми точності та налаштування параметрів фільтрів, заснованих на підходах Калмана. Для подання орієнтації використовується кватерніон, щоб описати положення в просторі в трьох вимірах без проблем, пов'язаних з описом положення кутами Ейлера (складання рамок). Завдання полягає в обчисленні єдиної оцінки орієнтації, отриманої шляхом вимірювань акселерометра, гіроскопа і магнітометра в реальному часі.

Ключові слова: оцінка орієнтації, інерційний блок вимірювання, магнітна кутова швидкість і гравітація, кватерніон, безпілотний літальний апарат.

Постановка проблеми. Однією з головних цілей розроблення систем управління безпілотних літальних апаратів (далі – БПЛА) є підвищення точності і достовірності формування параметрів орієнтації та навігації. Сьогодні основними системами навігації БПЛА є інерціальна система навігації і супутникова. Однак в умовах, де прийом сигналів глобальної супутникової системи (далі – ГСС) неможливий, необхідно використовувати менш традиційні підходи до задачі управління літальними апаратами. Інерціальні системи зараз широко застосовуються для навігації літальних апаратів. З усіх навігаційних систем вони найкраще відповідають цілому комплексу важливих вимог [2, с. 14–20], як-от універсальність, цілковита автономність, захищеність і стійкість. У разі ж використання БПЛА застосування високоточних інерціальних навігаційних систем (далі – ІНС) [3, с. 372–378] також цілком не вирішує проблему, тому що:

– 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;

– принциповим обмеженням ІНС є зростання помилки визначення координат із плином часу автономної роботи [3, с. 375].

Точність автономного числення координат для сучасних ІНС становить приблизно 1,5 км на годину

польоту (для систем високої точності), що не дозволяє забезпечити високоточне визначення координат.

Як було вказано вище, одним із суттєвих недоліків ІНС, які обмежують застосування такої системи навігації до легких та мініатюрних БПЛА, є масогабаритні показники.

У такому разі одним із рішень є застосування автономної інерціальної навігації на основі мікроелектронних механічних систем (далі – МЕМС), яка здатна забезпечити супровід на підставі розрахунку траєкторії, що необхідно для підтримання точності в разі блокування прямої видимості або появи інших перешкод. Але практична реалізація можливості тривалого автономного польоту БПЛА тільки на основі показань інерціальних МЕМС-датчиків за сучасного рівня розвитку мікроелектромеханічних системних технологій є непростим завданням. Річ у тому, що основною проблемою інерціальних МЕМС-датчиків є дрейф нуля гіроскопа, випадковий складник якого досить важко компенсувати, а механічні й електронні прилади бортового обладнання БПЛА породжують локальні феромагнітні перешкоди з урахуванням магнітних спотворень Землі [4, с. 40–47]. Систематичні похибки датчиків можуть залежати від навколишнього середовища, від температури, стабільності напруги живлення, від вологості, спотворення магнітних полів, радіаційного випромінювання.

Отже, наявне протиріччя між забезпеченням автономної навігації за мінімальних масогабаритних показників БПЛА, що є суттєвою необхідністю для виконання низки завдань, з одного боку, і забезпеченням мінімальної похибки відхилення від маршруту польоту (за відсутності сигналів ГСС), з іншого боку. Тому необхідне розроблення методів підвищення точності роботи автономної систем навігації, побудованих за технологіями мікроелектронних механічних систем для використання їх у сучасних БПЛА, які виконують завдання протягом тривалого часу на значних відстанях.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Масштабність сучасних наукових досягнень за темою дослідження вагома. Питання побудови стійкої й автономної системи навігації БПЛА на основі МЕМС-датчиків розглядало чимало вчених.

Так, С. Тимошенко [5, с. 23–30] розглянув параметри МЕМС-датчиків, показав перспективу побудови систем орієнтації на їх основі. Він дослідив вплив сумарної похибки вимірювальних систем на точність визначення параметрів руху об'єкта автономною системою орієнтації на основі методів фільтра Калмана. Розроблення комплексної високоточної системи супутникової навігації на основі фазових вимірювань із підтримкою інерціальної системи на базі МЕМС дослідили у своїй роботі П. Горев і В. Костиков [6, с. 39–49].

Як відомо, для компенсації похибок інерційних вимірювальних МЕМС-пристроїв застосовують фільтр Калмана [7, с. 185–194]. Широке використання рішень Р. Калмана є доказом їхньої точності й ефективності, однак вони мають низку недоліків. Насамперед йдеться про складність реалізації, зазначену в літературі [8–10], лінійну регресію ітерації, що є основоположним для процесів Р. 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, зазвичай потребує більше векторів стану і реалізації розширеного фільтра Калмана [10, с. 273–282], що передбачає додаткові вимоги до комп'ютерного обладнання БПЛА.

Завдання стійкої автономної навігаційної системи на основі застосування МЕМС-технологій вирішують за допомогою фільтра оцінки орієнтації, запропонованого С. Маджвіком [1]. Оригінальний фільтр Маджвіка має дуже просту структуру, він забезпечує високу точність і зменшує

обчислювальні навантаження порівняно із сучасними методами Р. Калмана [11, с. 815–822], які можуть бути приблизно у 20 разів повільнішими порівняно з фільтром Маджвіка [12, с. 63–80].

Постановка завдання. Постає актуальне завдання 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 у критичному режимі польоту. Необхідно розробити метод орієнтації літального апарата (далі – ЛА) у тривимірному просторі на основі дешевих інерціальних вимірювальних пристроїв на базі МЕМС-технологій за допомогою фільтра Маджвіка.

Виклад основного матеріалу дослідження. Для оцінки орієнтації ЛА в просторі використовується блок інерціальних вимірювальних пристроїв, до складу яких входить акселерометр, магнітометр, гіроскоп. Якщо БПЛА, який потрапив у зону невизначених перешкод, автоматично переходить у критичний режим польоту, коли орієнтується тільки на дані, які надходять із блока ІНС, без допоміжних систем навігації, то необхідно зазначити, що така система не може здійснювати автономне обчислення пройденого шляху через високі швидкості дрейфу гіроскопа та феромагнітні похибки бортового обладнання БПЛА. І зазвичай для оброблення масивів даних, що надходять із блока ІНС, потрібен досить значний інтервал часу, особливо якщо система навігації обладнана на основі МЕМС-технологій на малопотужних процесорах. Отже, орієнтації, особливо з низьким енергоспоживанням, додатків реального часу й оцінки орієнтації не повинні містити інтенсивні арифметичні обчислення.

Зазвичай моделі орієнтації ЛА в просторі, які використовують датчики ІНС, базуються на використанні прямого представлення Ейлера чи представлення кватерніонів. Кватерніонне представлення є обчислювально ефективним і, на відміну від матриць Ейлера, не залежить від умов сингулярності [13, с. 174–190].

У літературі є декілька рішень, які використовують кватерніони на позначення орієнтації. А саме, для цього широко використовуються методи Р. Калмана [8–9]. Незважаючи на те, що такі методи точні, вони не підходять для малопотужних процесорів, оскільки вони містять матричні інверсії й обчислення коваріаційних матриць. На прикладі розширеного фільтра Калмана [14, с. 7585–7591] показано, що вони приблизно у

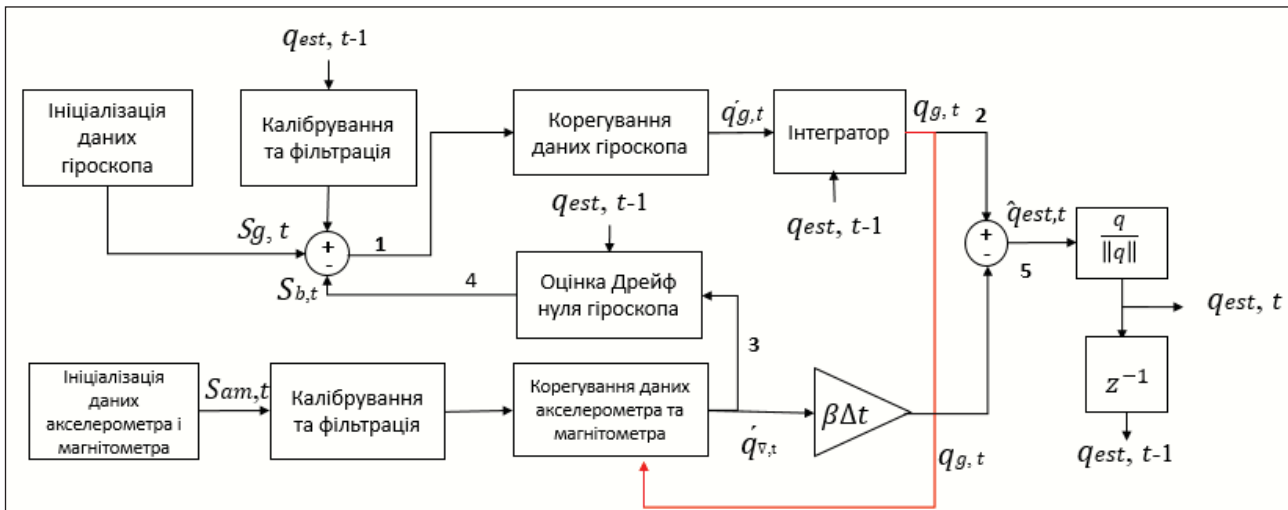


Рис .1. Блок-схема представляє фільтр ІНС із магнітометром, акселерометром і гіроскопом

20 разів повільніші, порівняно з фільтрами орієнтації [1] та [7], пропонують середнє підвищення лише на 9% у динамічному стані похибки кутів орієнтації.

Оригінальний фільтр Маджвіка, представлений в [1], є обчислювально ефективним методом, який використовує представлення кватерніона і підходить для малопотужних додатків захоплення руху в реальному часі. Підхід забезпечує досить високу точність і дозволяє мінімізувати витрати часу на обчислення масивів даних, необхідних для реалізації методу Калмана. Фільтр Маджвіка використовує алгоритм градієнтного спуску.

Для досягнення кращої точності оброблення даних ІНС-датчиків можна знайти кілька альтернативних рішень. Наприклад, метод [15] вводить ефективні способи визначення наявності похибок показників датчиків і усунення тимчасових збоїв. Це може допомогти адаптивно встановити коефіцієнт підсилення фільтра Маджвіка [1], щоб компенсувати тимчасову похибку показників датчиків. Фільтр навіть може бути реалізований на дешевих і малопотужних мікроконтролерах, як-от ARM Cortex M0, який підтримує лише цілі та фіксовані точки арифметичних операцій [16, с. 831–844]. Але реалізація автономної навігації на базі MEMS для швидкісних БПЛА за алгоритмом Маджвіка не відповідає вимогам, тому що під час швидкого динамічного руху безпілота фільтр не встигає вчасно та коректно обробляти дані, що надходять в ІНС MEMS, і, як наслідок, БПЛА не може виконати політ за заданою траєкторією.

У роботі запропоновано модифікацію етапу корекції методу градієнтного спуску на основі фільтра Маджвіка, що гарантує покращення точ-

ності кватерніона без збільшення загальної кількості необхідних скалярних арифметичних операцій. Запропонований фільтр може значною мірою підвищити точність, оскільки він використовує етап корекції градієнтного спуску, який містить всі показання датчиків у момент часу t . Фільтр покращує загальну точність з погляду абсолютної та середньоквадратичної похибки.

Запропонований спосіб орієнтований на оброблення даних масивів ІНС із магнітометром. Припускається, що показання датчиків ІНС спочатку пройшли необхідні методи калібрівання, фільтрації та нормалізації.

На рисунку 1 представлена загальна блок-схема фільтра Маджвіка (рис. 1).

Розглянемо алгоритм роботи запропонованого фільтра. 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 для знаходження оцінки кватерніона гіроскопа в момент часу t :

$$q_{g,t} = q_{est,t-1} + (\Delta t/2) (q_{est,t-1} \otimes S_{g,t}), \quad (1)$$

де $q_{est,t-1}$ – попередня оцінка кватерніона в момент часу $t-1$; Δt – затримка між вимірами (період дискретизації); $q_{g,t}$ – оцінка кватерніона гіроскопа в момент t ; \otimes – продукт Гамільтона; $S_{g,t}$ – показники акселерометра в момент часу t .

Для коректного оброблення вхідних даних гіроскопа $q_{g,t}$ щодо показників акселерометра $S_{a,t}$ використовується метод градієнтного спуску на основі [1], який обчислюється таким рівнянням (2):

$$\nabla F(q_{g,t}, S_{a,t}) = JFg(q_{g,t})^T(q_{g,t}, S_{a,t}), \quad (2)$$

де $JFg(q_{g,t})$ – яacobian Fg , що є функцією невідповідності, яка являє собою похибку між початко-

вою оцінкою кватерніона q та показниками акселерометра Sa, t ;

∇F – функція градієнта.

Рівняння (3) описує злиття даних датчиків гіроскопа й акселерометра $Fg(qg, t, Sa, t)$:

$$Fg(qg, t, Sa, t) = q * g, t \otimes g \otimes qg, t - Sa, t, \quad (3)$$

де $g = [0, 0, 0, 1]$ – кватерніон, що представляє вектор еталонної гравітації в системі відліку Землі;

q^* – протиспрямований кватерніон (використовується для зміни системи відліку).

Якщо замінити початкову оцінку $q = qg, t$, то на цьому етапі за допомогою $qest, t-1$ проводиться розрахунок градієнтного спуску [1]. Ця незначна зміна може значно покращити загальну точність фільтра. Причиною є те, що за допомогою параметра qg, t як початкового припущення рішення градієнтного спуску поверне вектор корекції, який прямо відображає невідповідність між оцінкою гіроскопа в момент t та показниками акселерометра також в момент t . Цей вектор корекції разом з іншими розрахунками для оцінки орієнтації забезпечить набагато більшу загальну точність.

Щоб знайти нову оцінку орієнтації кватерніона в момент часу t , необхідно застосувати інтеграцію з коефіцієнтом підсилення β , що представлено в рівнянні (4):

$$qest, t = qg, t - (\beta \Delta t) \nabla, \quad (4)$$

Як відомо, у рішенні, запропонованому Маджвіком, функцію градієнта ∇F також необхідно нормалізувати, $\nabla F / \| \nabla F \|$, що не є обов'язковим у запропонованому варіанті рішення. Отже, такий спосіб передбачає ще менше скалярних арифметичних операцій.

Порівняльний аналіз похибок запропонованого способу й оригінального фільтра Маджвіка. Для порівняння точності двох варіантів фільтрації й оброблення даних ІНС необхідно спочатку обчислити похибку у вигляді оцінки кватерніона та гіроскопа в рівнянні (1). Похибку позначено як $eest, t-1$, яка наявна в попередній оцінці кватерніона в момент часу $t-1$, тобто $qest, t-1$, що показано в рівнянні (5):

$$qr, t-1 = qest, t-1 - eest, t-1, \quad (5)$$

де $qr, t-1$ є фактичною референтною визначення кватерніона орієнтації в момент $t-1$. Також означена похибка наявна в показниках гіроскопа в момент t , тобто Sg, t і Se, t , тоді фактичні кутові швидкості в момент t позначаються як Srt . Зазначене представлено в рівнянні (6):

$$Sg, t = Sr, t + Se, t. \quad (6)$$

Далі необхідно переписати рівняння (1) так:

$$qg, t = (qr, t-1 + eest, t-1) + (\Delta t/2) (qr, t-1 + eest, t-1) \otimes (Sr, t + Se, t). \quad (7)$$

Подальший розрахунок показує:

$$qg, t = (qr, t-1 + (\Delta t/2) qr, t-1 \otimes Sr, t) + eest, t-1 + (\Delta t/2) qr, t-1 \otimes Se, t + qg, t = (qr, t-1 + (\Delta t/2) qr, t-1 \otimes Sr, t) + eest, t-1 + (\Delta t/2) qr, t-1 \otimes Se, t + (\Delta t/2) eest, t-1 \otimes (Sr, t + Se, t) = qr, t + eest, t-1 + eg, t, \quad (8)$$

де eg, t – порядок похибок, що виникають із поточних масивів даних гіроскопів у момент t і попередньої оцінки кватерніона в момент $t-1$, що наведено нижче в рівнянні (9):

$$eg, t = (\Delta t/2) qr, t-1 \otimes Se, t + (\Delta t/2) eest, t-1 \otimes (Sr, t + Se, t). \quad (9)$$

Метод градієнтного спуску спрямовує на визначення первинної оцінки кватерніона $qinit$ до іншої оцінки кватерніона qam, t , яка являє собою процес оброблення даних акселерометра Sa, t у момент t та магнітометра Sam, t у 9-осьовому режимі. Наступний крок здійснюється для мінімізації кількості операцій ітерації передбачення до наближеного результату, який являє собою вектор корекції, що генерується градієнтним спуском. Зазначене показано в рівнянні (10):

$$q \nabla, t \approx at(qinit - qam, t), \quad (10)$$

де $0 < at < 1$ є довільним коефіцієнтом корисної дії залежно від того, наскільки швидко ступінь градієнтного спуску формує свої початкові передбачення $qinit$ у напрямі qam, t . З наведеного рівняння отримуємо:

$$q \nabla, t = at(qinit - qam, t) + e \nabla, t, \quad (11)$$

де $e \nabla, t$ – залишкова помилка, яка відповідає наближенню градієнтного спуску. У наступному кроці відбувається заміна qam, t на $qr, t + eam, t$, де qr, t – еталонний (фактичний) кватерніон у момент t ; eam, t ітерації передбачення похибка, сформована похибкою в показниках акселерометра та магнітометра в момент t .

Отже, отримуємо:

$$q \nabla, t = at(qinit - qr, t - eam, t) + e \nabla, t. \quad (12)$$

Для порівняння методів рішення завдання орієнтації ЛА в просторі позначимо вектор корекції кватерніона $q \nabla, t$ для фільтра Маджвіка як $q_{\nabla, t}^M$, тоді вдосконалений фільтр позначимо як $q_{\nabla, t}^z$. Різниця між цими двома фільтрами полягає в тому, що С. Маджвік використовує оцінку орієнтації в момент $t-1$, тобто $qest, t-1$ для початкового прогнозування $qinit$ на етапі градієнтного спуску, тоді як у запропонованому підході використовується оцінка кватерніона гіроскопа в момент t , тобто

qg, t , для початкової оцінки $qinit$. Тому необхідно переписати вектори корекції кватерніона для двох фільтрів окремо, як показано нижче:

$$q_{V,t}^z = \alpha t (qg, t - qr, t - eam, t) + e\nabla, t ;$$

$$q_{V,t}^M = \alpha t (qest, t - 1 - qr, t - eam, t) + e\nabla, t.$$

Остання інтеграція та підсилення, застосовані до двох фільтрів, забезпечують такі виходи для запропонованого фільтра й оригінального фільтра Маджвіка відповідно:

$$q_{est,t}^z = qg, t - (\beta\Delta t) (\alpha t (qg, t - qr, t - eam, t) + e\nabla, t) \quad (13)$$

$$q_{est,t}^M = qg, t - (\beta\Delta t) (\alpha t (qest, t - 1 - qr, t - eam, t) + e\nabla, t) = qg, t - (\beta\Delta t) (\alpha t (qr, t-1 + eest, t-1 - qr, t - eam, t) + e\nabla, t). \quad (14)$$

Отже, отримаємо **запропонований спосіб фільтрації на основі Маджвіка**

$$q_{est,t}^z = qr, t + eest, t - 1 + eg, t - (\beta\Delta t) (\alpha t (qr, t + eest, t - 1 - qr, t - eam, t) + e\nabla, t) \\ qr, t + (1 - \beta\Delta t) eest, t - 1 + (1 - \beta\Delta t \alpha t) eg, t + \beta\Delta t (\alpha t eam, t - e\nabla, t). \quad (15)$$

Оригінальний Фільтр Маджвіка:

$$q_{est,t}^M = qr, t + eest, t - 1 + eg, t - (\beta\Delta t) (\alpha t (qr, t - 1 + eest, t - 1 - qr, t - eam, t) + e\nabla, t) \\ qr, t + (1 - \beta\Delta t \alpha t) eest, t - 1 + eg, t + \beta\Delta t \alpha t (qr, t - qr, t - 1) + \beta\Delta t (\alpha t eam, t - e\nabla, t). \quad (16)$$

Наведені вище два рівняння детально показують всі умови помилки, наявні на виході обох фільтрів. Похибка Маджвіка – це функція попередньої помилки, $eest, t-1$ і зчитування даних гіроскопа eg, t – похибки, сформовані показниками акселерометра та магнітометра та їх кватерніонного наближення, тобто eam, t , залишкова похибка, якщо використовувати одиничну ступінь спуску на градієнт, тобто $e\nabla, t$, а також зміна орієнтації датчика щодо системи відліку датчика, тобто $(qr, t - qr, t-1)$. Вибір більш високого коефіцієнта підсилення β для фільтра Маджвіка зменшує абсолютну похибку з попередньої оцінки, тобто $|eest, t-1|$, але призведе до збільшення ефекту абсолютної похибки, $|qr, t - qr, t-1|$ $|eam, t|$ та $|e\nabla, t|$, як показано в рівнянні (16).

Якщо порівняти рівняння (15) та (16), варто зауважити, що досягнута апроксимація функції помилки в рівнянні (15). По-перше, у рівнянні, якому відповідає зміна орієнтації, тобто $(qr, t - qr, t-1)$ не існує. По-друге, термін помилки, наприклад, eg, t , яка походить від похибки показників гіроскопа та попередньої оцінки $qest, t-1$, знижений до $(1 - \beta\Delta t \alpha t) eg, t$.

Результати моделювання. Для перевірки ефективності запропонованого методу розроблена імітаційна модель у MatLab. Результат показаний на рис. 2.

На імітаційній моделі представлено три послідовних обертання датчиків ІНС постійної швидкості (1 рад / с) за 360° навколо кожної осі. Похибки акселерометра та магнітометра моделюються з нульовим середнім Гауссовським шумом зі стандартним відхиленням 0,03, що відповідає типовій похибці приблизно на 3 градуси. Для гіроскопа зі стандартним відхиленням 1 (рад/с).

Перевірено результат рішення кватерніона запропонованого методу з використанням даних ідеального акселерометра і магнітометра, отриманих шляхом обертання глобальних векторів (гравітації і магнітного поля) у локальній системі відліку з використанням орієнтування, розрахованого шляхом інтегрування кутового вектора швидкості, отримано аналогічні вихідні данні (рис. 2а). Необхідно зазначити, що із правого боку (рис. 2) під час обертання навколо осі y , крім зміни кута тангажу, також спостерігається миттєвий стрибок кутів повороту через зміну сингулярності, яка впливає на представлення кутів Ейлера. Однак, як показано на лівому боці рисунка, представлення кватерніона не пов'язане зі станом сингулярності, крім того, запропонований метод забезпечує безперервність кватерніона по всьому обертанню. На рис. 1б показано, що метод працює з даними шуму за прискоренням, у представленні Гауссовського шуму. Коли датчик близький до деякої конфігурації, де значення кута рискання є π або $-\pi$, через шум, рискання повертається між двома значеннями, які являють собою два альтернативних представлення того самого обертання. Моделюванням (рис. 2с) показано результат оцінки орієнтації з даних без шуму прискорення і даних магнітометра, на які впливають магнітні збурення. Із представлення орієнтації кутів Ейлера видно, що магнітні збурення впливають тільки на кут рискання.

Графік показує вихід орієнтації у формі кватерніона (ліворуч) і в поданні кутів Ейлера (праворуч); (а) – дані ідеального акселерометра і магнітометри, отримані шляхом обертання глобальних векторів (гравітації і магнітного поля) у локальній системі відліку; (б) – орієнтовний вихід представленого методу з даними прискорення і даними магнітометра; (с) – орієнтовний вихід представленого методу з даними без шуму прискорення і магнітними показниками, спричиненими магнітними збуреннями.

Як видно з таблиці 1, запропонований спосіб фільтра забезпечує кращу точність, ніж оригінальний фільтр Маджвіка.

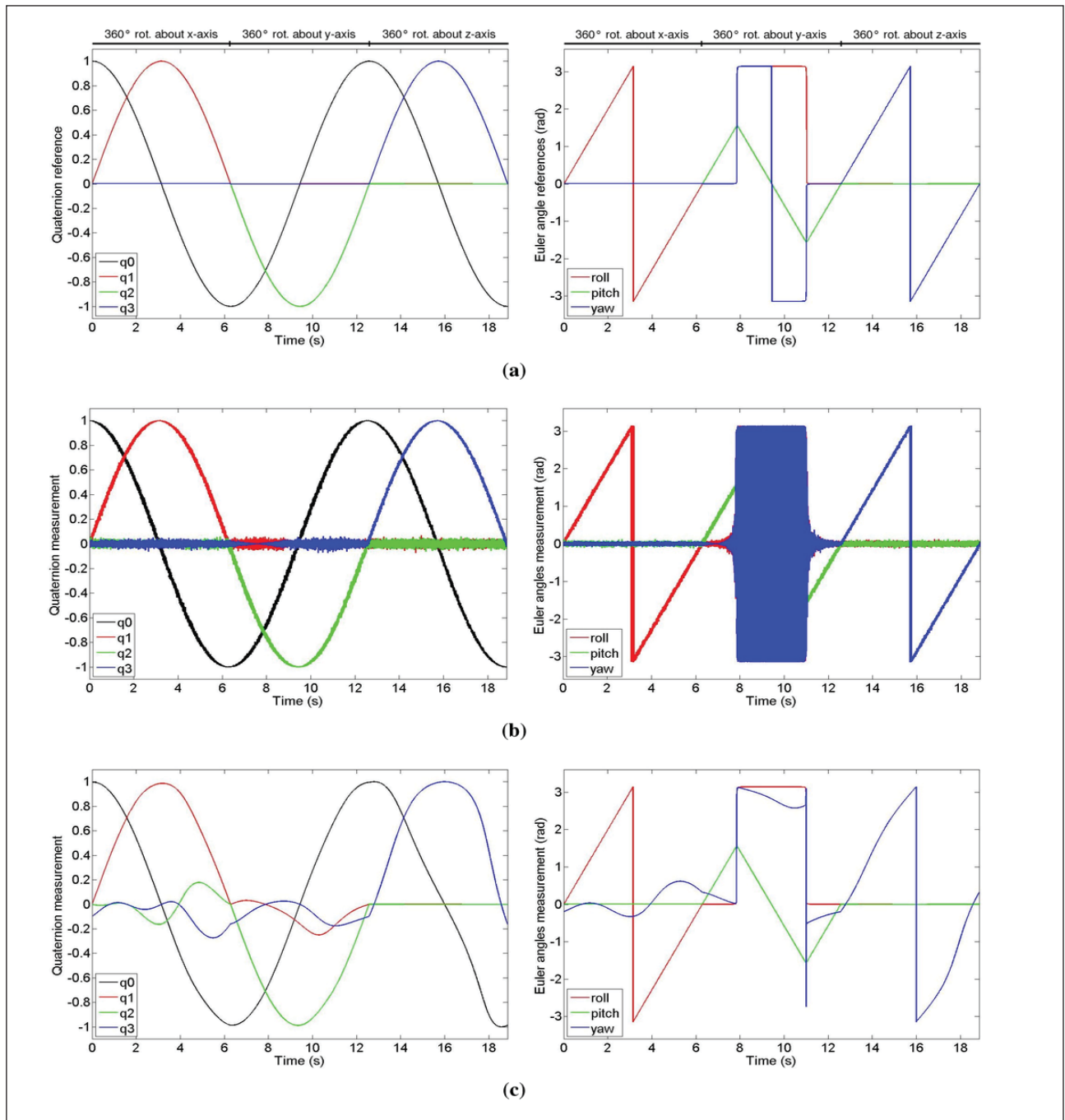


Рис. 2. Графіки імітації похибок ІНС із магнітометром на основі МЕМС-технології

Таблиця 1
Порівняння фільтрів орієнтації ІНС

Метод оцінки	Динамічна середньоквадратична похибка (рад/с)		
	Тангаж (pitch)	Крен (roll)	Рискання (yaw)
Фільтр Маджвіка ($\beta_{opt} = 0,021$)	1,9 371	0,3 502	1,8 198
Вдосконалений фільтр ($\beta_{opt} = 0,029$)	0,9 986 48,7%	0,2 410 33,12%	0,9 465 47,99%

Отже, запропонований фільтр зменшує час оброблення даних, які є в загальній похибці, і покращує точність з погляду як середньої квадратичної похибки, так і абсолютної похибки. Етап модифікації відбувається тоді, коли $|eg, t|$ збільшується, наприклад, коли гіроскопи демонструють меншу точність. Крім того, зміна курсу орієнтації $|qr, t - qr, t-1|$ збільшується еквівалентно (5), а отже, дані обробляються з більш високою точністю.

Висновки. У роботі розглянуті методи орієнтації ЛА в просторі на основі оригінального фільтру

тра Маджвіка і запропонованого вдосконаленого рішення, показано, що запропонований фільтр буде найкращим рішенням для дешевих інерціальних систем навігації на базі МЕМС.

Перевага в застосуванні фільтра для визначення орієнтації об'єкта в просторі полягає в здатності компенсувати магнітні спотворення (ферромагнітні дже-рела) та дрейф нуля гіроскопа в реальному часі, що дозволить мінімізувати помилки інерціальних датчи-

ків та підвищити стійкість системи навігації ЛА в автономному режимі польоту в динамічному середовищі.

У подальших дослідженнях побудови автономної навігації БПЛА для підвищення точності орієнтації ЛА в просторі разом із фільтрацією Маджвіка розглянемо можливість використання алгоритмів штучних нейронних мереж, що адаптуються до роботи, з огляду на результати попередніх вимірів системи навігації БПЛА.

Список літератури:

1. Madgwick S., Harrison A., Vaidyanathan R. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm. IEEE ICORR, June 2011, P.1–7.
2. Купервассер О., Рубинштейн А. Система навигации беспилотных летательных аппаратов. Практика применения методических инструментов: IV конференция ТРИЗ. 2013. 14–20 с.
3. 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. НИУ ВШЭ. 2013. Т. 2. С. 372–378.
4. Матвеев В. Инженерный анализ погрешностей БИНС. Известия ТулГУ. 2014. № 9. С. 40–47.
5. Тимошенко С. Применение МЭМС-сенсоров в системах навигации и ориентации подвижных объектов. Национальный исследовательский университет МИЭТ. 2017. С. 23–30.
6. Горев П., Костиков В. Система высокоточной спутниковой навигации для управления процессами открытых горных работ. Научный вестник МГГУ. 2014. № 3 (48). С. 39–49.
7. Foxlin E. Inertial head-trackers en sor fusion by a complementary separate-biaskalman filter. Virtual Reality Annual International Symposium the IEEE 1996. P. 185–194, 267.
8. Marins J., Xiaoping Yun, Bachmann E., McGhee R., Zyda M. An extended Kalman filter for quaternion-based orientation estimation using marg sensors. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2001. Vol 4. P. 11–19.
9. Luinge H., Veltink P. Measuring orientation of human body segments using miniature gyroscopes and accelerometers. Medical and biological engineering and computing. 2006. № 43 (2). P. 273–282.
10. Phuong N., Kang H., Suh Y., Ro Y.-S. A DCM based orientation estimation algorithm with an inertial measurement unit and a magnetic compass. Journal of Universal computer science. 2009. № 15 (4). P. 859–876.
11. Hu J., Sun K. A Robust Orientation Estimation Algorithm Using MARG Sensors. IEEE transactions on instrumentation and measurement. 2015. Vol. 64. № 3. P. 815–822.
12. Beravs S., Begus J., Munih M. Magnetometer calibration using Kalman Filter covariance matrix for online estimation of magnetic field orientation. IEEE transactions on instrumentation and measurement. 2014. № 63–80. P. 2013–2020.
13. Choukroun D. Bar-Itzhack I. Oshman Y. Novel Quaternion Kalman Filter. IEEE trans. aerosp. electron. syst. 2006. № 42. P. 174–190.
14. Cavallo A., Cirillo P., Cirillo G. De Maria, Falco P., Natale C., Pirozzi S. Experimental comparison of sensor fusion algorithms for attitude estimation. World congress the International Federation of Automatic Control. Aug. 2014. P. 7585–7591.
15. Yanis F. et al. Simplified method for estimating the orientation of an object and attitude sensor implementing such a method». Patent WO2012168357 (A1). Dec.2012.
16. Sarbishei O., Radecka K. On the fixed-point accuracy analysis and optimization of polynomial specifications; IEEE Trans. OnCAD. 2013. Vol 32. № 6. P. 831–844.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЙ МЕТОД ОРИЕНТАЦИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ТРЕХМЕРНОМ ПРОСТРАНСТВЕ С ПОМОЩЬЮ МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ НА ОСНОВНЕ ФИЛЬТРА МАДЖВИКА

Фільтр займається обробкою масивов даних, поступаючих з датчиків, і вирішує проблеми точності і настройки параметрів фільтрів, основаних на підходах Калмана. Для представлення орієнтації використовується кватерніон, чтобы описать положение в пространстве в трех измерениях без проблем, связанных с описанием положения углами Эйлера (составление рамок). Задача состоит в вычислении единой оценки ориентации, полученной путем измерений акселерометра, гироскопа и магнитометра в реальном времени.

Ключевые слова: *оценка ориентации, инерционный блок измерения, магнитная угловая скорость и гравитация, кватернион, беспилотный летательный аппарат.*

**IMPROVED METHOD FOR ORIENTING UAVS IN THREE-DIMENSIONAL SPACE
WITH THE HELP OF MEMS INERTIAL NAVIGATION SYSTEM
ON THE BASIS OF THE MADGWICK FILTER**

The filter processes data arrays from sensors and eliminates the problems of accuracy and customization of filter settings based on Kalman's approaches. To represent the orientation, quaternion is used to describe the position in space in three dimensions and does not contain problems related to the description of the position of the Euler angles (hinged lock). The task is to calculate a single estimate of the orientation obtained by measuring the accelerometer, gyroscope and magnetometer in real time, which in turn increases the stability of the navigation system.

Key words: *orientation estimation, inertial measurement block, magnetic angular velocity and gravity, quaternion, unmanned aerial vehicle.*