

УДК 550.38

С. М. Беляєв, В. Є. Корепанов

Львівський центр Інституту космічних досліджень Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Львів

ВИКОРИСТАННЯ МАГНІТОМЕТРА СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА ДЛЯ ВИМІРЮВАНЬ ГЕОМАГНІТНОГО ПОЛЯ

Для розв'язання завдань навігації та орієнтації штучних супутників Землі все частіше застосовуються магнітні системи. У таких системах задовільну якість навігації можна досягти при використанні лише одного бортового вимірювального приладу — магнітометра, а зміна орієнтації здійснюється за допомогою електромагнітів. Описано бортовий ферозондовий магнітометр, який від 17 квітня 2007 р. успішно функціонує у складі системи керування орієнтацією мікросупутника дистанційного зондування Землі «EgurtSat». Отримані протягом польоту та при експериментах дані підтверджують високую ефективність системи навігації та відповідну якість створеного магнітометра.

ВСТУП

Широке коло завдань, які виконуються за допомогою приладів космічного розташування, вимагає інформації про навігаційні параметри високої точності та в реальному часі. Відповідна бортова система управління має забезпечувати:

- визначення поточних навігаційних параметрів;
- визначення та розрахунок поточних параметрів орієнтації;
- керування положенням мікросупутника;
- контроль за функціонуванням бортового обладнання та інші сервісні функції.

Природно, що більшість систем орієнтації ШСЗ базується на оптичних приладах, оскільки це були перші методи, застосовувані живими істотами для визначення свого місцезнаходження. У випадку космічних апаратів (КА) це різноманітні давачі положення Сонця й Землі, а також останнє покоління високоточних оптичних давачів типу «зоряний компас». Переваги оптичних методів — великий досвід у створенні й експлуатації, зручність у роботі — привели до створення надзвичайно великого спектру

таких приладів з різноманітними технічними й економічними показниками. Однак вони мають і суттєві недоліки: необхідність забезпечення «кутів зору» (вільних від інших приладів), відносно мала точність для давачів Сонця й Землі (пов'язана з великими кутовими розмірами цих тіл) або велика вартість та мала швидкодія «зоряного компаса».

Використання магнітного поля Землі з метою отримання інформації про положення дозволяє обійти обмеження оптичних методів. У цьому випадку орієнтація об'єкта визначається за допомогою вимірювань вектора магнітного поля, параметри якого на поверхні Землі або на низькій навколоземній орбіті відомі.

Розташування космічних апаратів на орбіті зазвичай визначають за допомогою наземних засобів (радіолокаційних та лазерних), які уточнюють балістичні розрахунки. Останнім часом для низькоорбітальних супутників використовуються також приймачі системи GPS/GLONASS, які дозволяють автономно, без допомоги наземного обладнання, отримувати з високою точністю координати та абсолютне значення часу. Невеликі розміри, споживання й мала вартість роблять ці приймачі дуже зручними для низькоорбітальних супутників.

У наш час застосування математичної моделі магнітного поля Землі (IGRF — International Geophysical Reference Field) та сучасних методів розрахунків дозволяє знаходити одночасно як орієнтацію, так і орбітальне положення об'єкта, базуючись виключно на результатах вимірювання векторного магнітометра, який забезпечує систему орієнтації КА даними про три компоненти вектора магнітного поля Землі. За їхньою допомогою розраховуються величина та тривалість струмів електромагнітів системи керування орієнтацією супутника. Порівняно з традиційними газовими двигунами, цей спосіб має значні переваги, передусім це тривалість роботи електромагнітної системи орієнтації. Він залежить виключно від терміну служби сонячних батарей та акумуляторів, тобто збігається з часом активного існування супутника, в той час як запас робочого тіла газових двигунів обмежений. Можливість зміни в широких межах частоти увімкнень та величини струмів і, відповідно, величини обертового моменту створює умови для досягнення надзвичайно високих показників точності й стабільності положення КА в просторі, що підтвердили результати експлуатації супутника «EgyptSat» [2].

ПОЛІТНІ ВИПРОБУВАННЯ МАГНІТНОЇ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ

Як вже згадувалось, під час низькоорбітального польоту вимірювання магнітного поля Землі може надавати інформацію про позицію супутника й параметри руху, яку можна використати для розрахунку необхідних керуючих впливів. Дані бортового магнітометра використовуються для створення закону керування супутником, який обертається навколо центра мас [3].

При підготовці до політних випробувань супутника «EgyptSat» було проведено числове моделювання руху супутника з наступними параметрами орбіти: висота 650 км, нахил 82.5° , ексцентриситет 0.001. При цьому для перевірки алгоритмів задавалися початкові величини кутової швидкості у межах $\pm 3^\circ$, кути орієнтації $\pm 180^\circ$, різні величини інерції, збурювальних моментів та похибок магнітометра. Результати моделювання підтвердили достатньо високі характерис-

тики електромагнітної системи, яка забезпечила ефективно зменшення швидкостей обертання та стабілізацію положення супутника в орбітальній системі відліку. Час, необхідний для припинення обертання, не перевищував трьох орбітальних періодів, похибка орієнтації — краща, ніж 3° .

Для експериментальної перевірки системи магнітної орієнтації 24 грудня 2004 р. був запущений мікросупутник «Мікрон» зі встановленим на ньому магнітометром LEMI-010S. Службова телеметрична інформація, отримана з борту мікросупутника вже в перші дні орбітального польоту, підтвердила відповідність метрологічних характеристик приладу заданим. Результати вимірювань магнітометра, які надходили на Землю в сеансах передачі телеметричної інформації, використовувались для порівняння з розрахунковими значеннями модуля магнітного поля, отриманими на основі балістичної інформації та моделі IGRF. Порівняння показало достатньо малий розкид цих величин, що підтвердило можливість використання запропонованої методики навігації виключно за даними магнітометра для керування орієнтацією супутників.

За результатами, отриманими при політних випробуваннях мікросупутника «Мікрон», розроблено систему орієнтації мікросупутника «EgyptSat», на якому встановлено службовий магнітометр наступного покоління LEMI-016. Запуск мікросупутника був здійснений 17 квітня 2007 р. Під час польоту були відпрацьовані всі режими роботи системи керування орієнтацією, перевірені її характеристики, статичні й динамічні параметри. Крім цих перевірок, висока якість роботи як системи в цілому, так і магнітометра LEMI-016, була підтверджена при використанні сканерів земної поверхні. Високе розділення отриманих знімків (< 8 м) та стійка керуваність супутника є найкращим свідченням правильності обраних технічних рішень всієї системи керування.

МАГНІТОМЕТР LEMI-016

Побудова магнітометрів, призначених для застосування в системі керування орієнтацією, має певні особливості та відмінності від проектування приладів, які використовуються для отриман-

ня наукової інформації про магнітне поле Землі. Аналіз джерел та величин похибок визначення напрямку вектора магнітного поля — основне завдання магнітометра орієнтації — показує наступне. Вимоги саме до точності приладу є досить низькими, порівняно з магнітометрами наукового призначення. Достатніми можна вважати такі рівні похибок: для коефіцієнтів перетворення — 0.2...0.3 %, різниця коефіцієнтів для різних каналів — приблизно на порядок менша, зміщення нуля може досягати десятків нанотесла. При цьому забезпечуються достатньо малі кутові похибки визначення орієнтації — не більші декількох хвилин дуги.

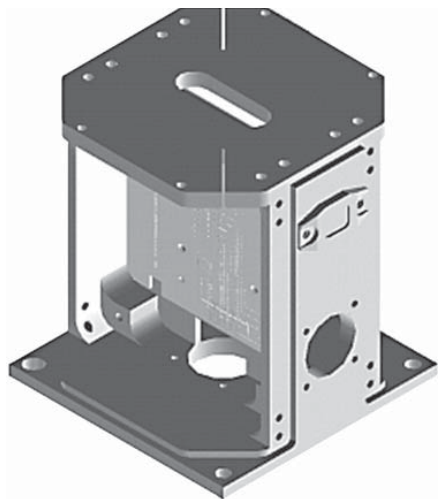
Одночасно для будь-яких космічних приладів, особливо службових систем, дуже важливою є стабільність експлуатаційних характеристик, таких як надійність, працездатність та достатній рівень точності при роботі в умовах космічного простору після великих навантажень при виведенні на орбіту, мінімальні габарити, маса та споживана потужність, електромагнітна сумісність, широкий діапазон робочих температур та швидкі їхні зміни. Тобто, при створенні бортового магнітометра орієнтації основні зусилля повинні бути спрямовані на досягнення максимальної надійності, температурної стабільності та ідентичності каналів вимірювання кожної із складових магнітного поля при широкому діапазоні зміни навколишніх умов. Рівень шуму (або роздільна здатність) для магнітометрів орієнтації є менш важливим параметром.

З урахуванням усіх цих вимог, а також додаткових технічних та експлуатаційних особливостей, у ЛЦ ІКД НАН та ДКА України створений магнітометр LEMI-016 для системи орієнтації мікросупутника «ЕгуптSat», розробленого ДКБ «Південне» на замовлення космічної агенції Єгипту NARS. Оскільки головним завданням мікросупутника є дистанційне зондування Землі за допомогою оптичних сканерів високої роздільної здатності, якість роботи системи орієнтації була першочерговим завданням при проектуванні системи керування.

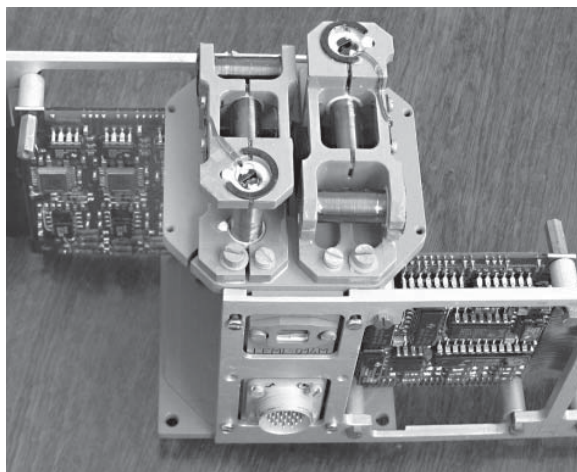
Магнітометр LEMI-016 є «нащадком» LEMI-010S — магнітометра для системи орієнтації першого українського мікросупутника КС5МФ2

(«Мікрон»), під час експлуатації якого, як вже згадувалось, була доведена достатня ефективність роботи магнітної системи орієнтації. У магнітометрі LEMI-016 повторено перевірену структуру з «холодним» резервом — двома незалежними приладами, зібраними у спільному корпусі. Використання «холодного» резерву суттєво збільшує радіаційну стійкість та надійність приладу. Вибір робочого каналу здійснюється увімкненням відповідного кола живлення системою керування супутника. В свою чергу, кожен канал магнітометра має дубльовані (за схемою «гарячого» резерву) схеми цифрового інтерфейсу для зв'язку з системою керування орієнтацією. Деталі вузла електроніки змонтовані на багатошарових друкованих платах з тепловідвідними підкладками, що дозволяє гарантувати сприятливі теплові режими електронних елементів в умовах вакууму та, разом із товстими стінками корпусу й бокових кришок, збільшити ступінь захисту інтегральних схем від іонізаційного опромінення електронами та протонами природних радіаційних поясів Землі. Враховуючи призначення магнітометра, головним завданням при його створенні було забезпечення стабільності положення магнітних осей давачів при механічних навантаженнях, які діють на прилад на етапі виведення супутника на орбіту, та при змінах температури на орбіті. Тому підставою конструкції магнітометра обрано фрезерований із твердого алюмінієвого сплаву корпус підвищеної жорсткості (рис. 1, а), на який встановлено давачі.

З цією ж метою тримачі давачів (ферозондів) виготовлені з такого самого матеріалу. Це дає можливість досягти високої надійності кріплення та запобігти механічним напруженням при коливаннях температури через механічний контакт деталей з матеріалів із різними коефіцієнтами температурного розширення і, відповідно, зміні напрямів осей чутливості. Для мінімізації зниження чутливості давачів через вплив близько розташованих провідних металевих поверхонь та зменшення струмів термо-ЕРС використано непровідні гальванічні покриття всіх деталей, а в суцільних деталях зроблено розрізи. Ці заходи запобігають виникненню або суттєво



а



б



в

Рис. 1. Магнітометр LEMI-016: а — корпус, б — давачі, в — зібраний магнітометр

зменшують площі короткозамкнених витків, які створюють паразитні струми, здатні впливати на покази магнітометра. У магнітометрі LEMI-016, крім модернізації схем електронних вузлів, використано нові давачі з осердями типу «рейс-трек» замість кільцевих, застосованих у LEMI-010S. Такі осердя в циліндричних компенсаційних котушках дозволили суттєво покращити параметри точності й стабільності напрямів осей чутливості магнітометрів. Фотографія магнітометра зі встановленими давачами та розкладеними платами електроніки показана на рис. 1, б, зібраний магнітометр — на рис. 1, в.

Основні параметри магнітометра LEMI-016 такі:

діапазон вимірювань, нТл	± 65000
максимальна частота вимірювань, Гц	11
кількість розрядів цифрового інтерфейсу	16
точність збігу магнітних та механічних осей (після калібрування)	± 5'
максимальне зміщення нуля (після калібрування), нТл	≤ 50
похибка коефіцієнта перетворення, %	< 0.1
температурний дрейф нуля, нТл/°С	< 1.5
температурний дрейф коефіцієнта перетворення, %/°С	< 0.005
робочий діапазон температур, °С	-40...+80
потужність, споживана від бортової мережі напругою 28 В, Вт	< 0.25
габаритні розміри, мм	123 × 80.5 × 92.5
вага, кг	1.2
ударостійкість, g	до 300

Для якомога точнішого визначення результативних параметрів магнітометри LEMI-016 проходять обов'язкове калібрування та метрологічну перевірку в геофізичній обсерваторії «Нурміярві» Фінського метеорологічного інституту, яка має сертифіковану за міжнародними стандартами автоматизовану калібрувальну систему векторних магнітометрів постійного поля [1, 4]. Для калібрування магнітометр встановлюється всередині трикомпонентної кільцевої системи таким чином, щоб координатні осі магнітометра були паралельними осям кілець. Для цього використовується теодоліт з лазером, розташованим на відстані 60 м від кілець вздовж осі X калібрувального пристрою. За допомогою теодоліта та дзеркала встановлюється паралельність осей X магнітометра та калібрувальних кілець. Після

цього, без зміни кутового положення магнітометра проводиться юстування горизонтального положення монтажної площини магнітометра. Багаторазове повторення процедури калібрування магнітометрів продемонструвало високу точність результатів, яку забезпечують вибрані методи й обладнання.

Під час калібрування визначаються коефіцієнти перетворення, напрями магнітних осей чутливості у механічній системі координат приладу та величини зміщення нуля для всіх складових магнітометра. З метою забезпечення простоти й надійності відтворення потрібної точності визначення системи координат магнітометра при його калібруванні та встановленні на супутник прилад обладнано дзеркалом на передній поверхні корпусу (рис. 2, 3). Унікальною особливістю цього магнітометра є також той факт, що це єдиний у світі прилад для орієнтації за магнітним полем, у якому осі механічної системи координат з високою точністю прив'язані до площини для його встановлення та проєкції оптичної осі дзеркала на цю площину. Тобто, відпадає потреба у визначенні взаємного положення магнітних та механічних осей після встановлення магнітометра на супутник – достатньо провести «збивання» тільки механічних осей, що значно полегшує підготовку супутника до запуску.

При вимірюваннях параметрів магнітометрів в умовах зміни температури від -15 до $+60$ °C були отримані такі максимальні величини додаткових похибок (на градус Цельсія):

- нестабільність напрямів осей чутливості, в тому числі при порівнянні різних каналів, при підвищеній температурі — $3'$, при пониженої температурі — $3.6'$;
- неортогональність при підвищеній температурі — $1.7'$, при пониженої — $1.4'$;
- зміна неортогональності після завершення кліматичних випробувань була меншою від роздільної здатності калібрувальної системи.

ОРБИТАЛЬНІ ЕКСПЕРИМЕНТИ

Після отримання переконливого підтвердження працездатності описаної автономної навігаційної системи виникає природне прагнення об'єктивно оцінити її граничні параметри, ви-

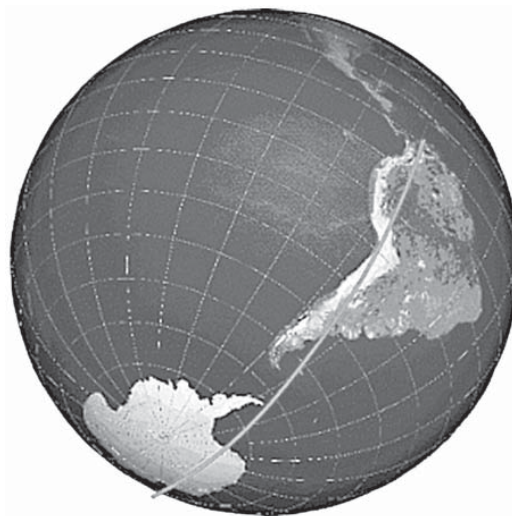


Рис. 2. Ділянка орбіти 23 жовтня 2007 р. під час експерименту

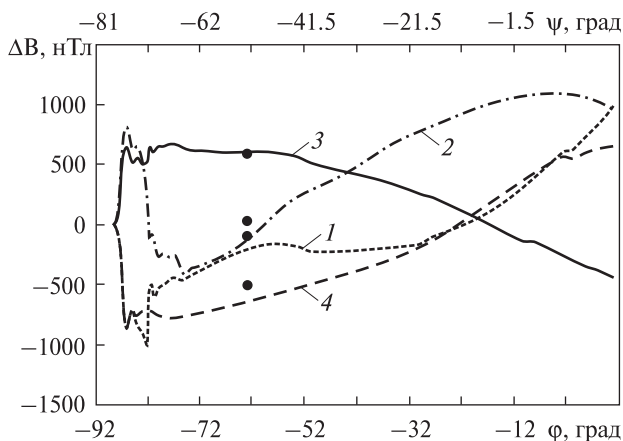


Рис. 3. Різниця ΔB між значеннями поля, виміряними магнітометром та розрахованими згідно з IGRF-10 (крива 1 — B_x , 2 — B_y , 3 — B_z , 4 — B)

значити шляхи та можливості їхнього покращення, її можливості та обмеження для вдосконалення подібних систем у майбутньому. Крім того, важливо знайти шляхи використання службового магнітометра також і для вимірювання параметрів магнітного поля Землі в наукових цілях. Оскільки багато низькоорбітальних супутників не мають спеціалізованих магнітометрів наукового призначення, але мають службові магнітометри, очікується, що проведення синх-

ронних багатопозиційних вимірювань може надати можливість отримати детальнішу картину магнітного поля Землі, що є дуже важливим при дослідженнях великомасштабних структур іоносферної плазми, а також для уточнення моделі магнітного поля IGRF.

Для оцінки можливості використання службового магнітометра LEMI-016 для наукових вимірювань був проведений спеціальний експеримент на борту супутника «EgyptSat». Орбіта супутника полярна, сонячно-синхронна з перигеєм 657 км, апогеєм 667 км та нахилом 98.1° . Орбітальне положення супутника відоме з похибками: до 0.1 км за висотою та 0.1° за широтою й довготою (подальший аналіз даних показав, що реальна точність позиціонування за кутовими координатами була дещо гіршою). Для розрахунків була обрана ділянка орбіти на проміжку 03:35:00...04:05:00 UT 23 жовтня 2007 р., коли супутник перебував над Антарктидою (рис. 2). Ділянка орбіти була обрана таким чином, щоб супутник рухався якомога точніше над українською антарктичною станцією «Академік Вернадський», де встановлено точний наземний магнітометр LEMI-008, який багато років працює під кодом AIA (Аргентинські острови) й регулярно передає дані у світову систему ІНТЕРМАГНЕТ [5]. Це дозволило порівняти дані наземних та супутникових вимірювань. Крім того, дані цих вимірювань порівнювалися з моделлю магнітного поля Землі IGRF-10. Бортовий магнітометр виконував вимірювання з періодом 4 с, у проміжках між вимірюваннями вмикались електромагніти системи орієнтації (на 2 с).

На рис. 3 показано різницю виміряних магнітометром та розрахованих згідно з IGRF-10 значень (верхня горизонтальна вісь — магнітна широта ψ , нижня — географічна широта φ). Точками позначено величини різниці між показами наземного магнітометра, встановленого на станції «Академік Вернадський», та значеннями IGRF (для станції на поверхні Землі). Оскільки різниця між виміряним та розрахованим значеннями для складових X , Y (рис. 3) більша, ніж для модуля поля, можна зробити висновок, що реальна орієнтація супутника відрізняється від використаної при розрахун-

ках (операції повороту не впливають на значення модуля поля).

Слід відзначити близькі значення відхилень складових магнітного поля (від IGRF-значень), виміряних магнітометром супутника над станцією «Академік Вернадський» та наземним магнітометром станції.

ВИСНОВКИ

З наведених даних випливає, що великі значення похідної поля за широтою та похибки позиціонування супутника «EgyptSat» викликають додаткову різницю між показами бортового магнітометра та значеннями магнітного поля за моделлю IGRF. Похибка позиціонування супутника досягає 0.2° за час між вимірюваннями 4 с, крім того, додаткові похибки при порівнянні даних бортового та наземного приладів виникають за рахунок значної відстані між проекцією траєкторії супутника на поверхню Землі та положенням наземного магнітометра у момент вимірювань; крім того, вимірювання можуть бути несинхронними.

Відхилення між показами бортового магнітометра та значеннями моделі магнітного поля в майбутньому можуть бути зменшені шляхом обчислення додаткових похибок, перелічених вище. При цьому слід мати на увазі, що моделі геомагнітного поля, в свою чергу, є дискретними, відрізняються одна від одної та дають не поточні, а усереднені значення, які для заданого моменту часу можуть дуже відрізнятись. Ці дослідження будуть продовжені з метою оцінки граничних можливостей використання службових магнітометрів для корекції моделі IGRF.

Робота виконана при частковій підтримці контракту з ДКАУ 1-05/08.

1. Беляєв С. М., Корепанов В. Є., Єфименко М. В. Політні випробування магнітної системи орієнтації мікросупутника // Космічна наука і технологія. — 2006. — 12, № 4. — С. 14—19.
2. Argoun M. EGYPTSAT-1; three years in orbit: experience in operation and utilization. Technical Commission VII Symposium: 100 Years ISPRS — Advancing Remote Sensing Science, 5—7 July 2010, vienna, Austria (www.isprs100vienna.org).

3. Belyayev S., Efimenko N., Korepanov V., Kudin N. Satellite magnetic orientation and stabilization system. Small satellites for Earth observation // Proc. of the 3rd Int. Symp. of the IAA (Berlin, April 2–6, 2001). — Berlin, 2001. — P. 407–410.
4. Korepanov V., Berkman R., Rajunraa K. High-class system for magnetometers calibration and EMC study – test results and development trends // Trends and applications in Calibration and testing laboratories: Proc. of Int. conf. on metrology (Jerusalem, Israel, May 16–18, 2000). — Jerusalem, 2000. — P. 280–285.
5. Korepanov V., Maksymchuk V., Ladanivsky B. Earth crust deep structure and dynamic study at the “Vernadsky Station” region by geoelectromagnetic methods – present state and perspectives // Terra Antarctica Reports. — 2006. — 12. — P. 155–166.

Надійшла до редакції 02.09.10

S. M. Belyayev, B. Ye. Korepanov

THE USE OF MAGNETIC NAVIGATION SYSTEM OF THE MICROSATELLITE FOR GEOMAGNETIC FIELD MEASUREMENTS

Magnetic orientation systems are used more and more commonly for the navigation and orientation of artificial Earth satellites. In such systems, satisfactory navigation quality can be reached with the use of the sole measuring instrument, namely, magnetometer, while the attitude control is performed with three orthogonally spaced electromagnets. We describe the onboard LEMI-016 magnetometer which has been successfully operating since 17 April 2007 as a part of the orientation system of the Earth remote sensing microsatellite Egeytsat. The data obtained during the flight and onboard experiments confirm a high level of the navigation and orientation system operation and the magnetometer good quality.