

УДК 550:531+681.51

С. М. Беляєв<sup>1</sup>, В. Є. Корепанов<sup>1</sup>, М. В. Єфименко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Львівський центр Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Національного космічного агентства України

<sup>2</sup>Науково-виробниче підприємство «Хартрон-КОНСАТ», Запоріжжя

## Політні випробування магнітної системи навігації мікросупутника

Надійшла до редакції 27.02.06

Сучасні штучні супутники Землі застосовують для навігації різноманітні бортові системи, основані на використанні комбінації оптичних, гравітаційних та магнітних принципів дії. У роботі показано, що задовільної якості навігації можна досягнути з використанням лише одного якісного магнітометра. Наведено опис останньої моделі бортового ферозондового магнітометра, використаного в експерименті з мікросупутником «Мікрон», запущеним разом з супутником «Січ-1М» 24 грудня 2004 р. Незважаючи на дуже короткий термін роботи мікросупутника, отримані експериментальні дані підтверджують ефективність використання нової методики навігації і високу якість створеного магнітометра.

### ВСТУП

Навігація штучних супутників Землі (ШСЗ) полягає у визначенні орбітального положення та орієнтації космічного апарата (КА) у просторі. Широке коло завдань, які виконуються за допомогою приладів космічного розташування, вимагає визначення навігаційних параметрів з високою точністю та у реальному часі. Відповідна бортова система управління повинна забезпечувати:

- керування кутовим рухом мікросупутника;
- керування роботою бортового обладнання;
- розрахунок поточних параметрів орієнтації;
- розрахунок поточних навігаційних параметрів;
- приймання, обробку й передачу інформації через канал «космічний апарат — Земля»;
- контроль функціонування бортового обладнання;
- сервісні функції.

На борту сучасних ШСЗ застосовуються навігаційні комплекси різного апаратурного складу та складності, залежно від необхідного рівня якості навігаційної інформації. Зазвичай розта-

шування КА на орбіті визначають за допомогою різноманітних наземних лазерних та радіолокаційних засобів, які уточнюють балістичні розрахунки. Останнім часом для низькоорбітальних супутників використовуються також системи GPS/GLONASS, приймальні пристрої яких дозволяють автономно, без допомоги наземного обладнання, отримувати з високою точністю координати ШСЗ та абсолютне значення часу. Невеликі розміри та споживання таких систем, а також їхня мала вартість і максимальне зменшення витрат при експлуатації роблять їх дуже привабливими для малих супутників.

На сьогодні більшість систем орієнтації ШСЗ базуються на оптичних приладах. Це різноманітні давачі положення Сонця та Землі, а також останнє покоління високоточних оптичних давачів типу «зоряний компас».

Створено надзвичайно великий спектр оптичних приладів з різноманітними технічними та економічними показниками; вони зручні та «природні» у роботі. Накопичено великий досвід їхнього створення та експлуатації. Однак вони мають і недоліки: необхідність забезпечення

«кутів зору» (вільних від інших приладів); відносно мала точність для давачів Сонця та Землі (пов'язана із великими кутовими розмірами цих об'єктів), велика вартість та мала швидкодія «зоряного компаса».

Незалежно від наявності інших бортових систем навігації майже кожен КА обладнаний магнітометром. Використання магнітного поля Землі з метою отримання інформації про положення об'єкта було однією з перших навігаційних задач, які розв'язувались на початку історії людства. Сучасні знання дозволяють за допомогою вимірювань вектора магнітного поля визначити орієнтацію об'єкта, якщо відоме його розташування на поверхні Землі або на низькій навколосезній орбіті. Більше того, застосування математичної моделі магнітного поля Землі (IGRF) та сучасних числових методів [1] дозволяє знаходити одночасно як орбітальне положення, так і орієнтацію об'єкта виключно на підставі даних про три компоненти вектора магнітного поля Землі. Ці дані використовуються процесором системи керування для розрахунку положення супутника у просторі та на орбіті. За ними ж формується величина та тривалість увімкнення струмів електромагнітів орієнтації супутника, які, порівняно з традиційними газовими двигунами, мають значні переваги. Так, кінцевий запас робочого тіла газових двигунів обмежує термін активного існування супутника. Крім того, для супутників малих розмірів та ваги з газовими двигунами існують практичні обмеження «якості» стабілізації положення. Бажання досягти високих показників цієї якості вимагає збільшення частоти увімкнень двигунів та витрат газу. Натомість термін використання електромагнітів практично необмежений. Тривалість роботи такої системи залежить від терміну служби сонячних батарей та акумуляторів, тобто збігається з терміном активного існування супутника. Можливість зміни в широких межах частоти увімкнень електромагнітів і відповідно величини обертового моменту створює умови для досягнення надзвичайно високих показників стабільності положення КА у просторі.

Отже, система навігації ШСЗ може бути побудована виключно з застосуванням давачів типу бортового магнітометра та виконавчих органів у вигляді електромагнітів. Оскільки конструкція останніх досить тривіальна, головну ува-

га приділимо створенню та експлуатації бортового магнітометра.

#### МАГНІТОМЕТР ОРІЄНТАЦІЇ

Магнітометри, призначені для застосування в системі керування орієнтацією, мають певні особливості та відмінності від наукових геофізичних приладів. Початкові вимоги до точності розроблюваного магнітометра досить низькі. Так, достатніми є рівень похибки вимірювань, не гірший від кількох десятків відсотка, різниця коефіцієнтів перетворення каналів — соті відсотка, зміщення нуля — десятки нанотесла. Такі параметри забезпечать достатньо малі кутові похибки визначення орієнтації — не більш від одиниць кутових хвилин. З іншого боку, магнітометр повинен зберігати працездатність та достатній рівень точності при роботі у важких умовах. Він повинен надійно працювати після великих навантажень при виведенні на орбіту та під впливом факторів космічного простору, мати мінімальні габарити, масу та споживану потужність, електромагнітну сумісність. Основні зусилля повинні бути спрямовані на досягнення максимальної температурної стабільності та ідентичності каналів вимірювання кожної зі складових магнітного поля при широкому діапазоні зміни навколишніх умов. Менш важливим параметром для магнітометрів орієнтації є рівень шуму, тобто роздільна здатність сучасних приладів наукового призначення є надлишковою для магнітних систем навігації.

З урахуванням усіх цих вимог, а також додаткових експлуатаційних параметрів у Львівському центрі Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Національного космічного агентства України (ЛЦ ІКД) був створений магнітометр LEMI-010S для системи орієнтації першого українського мікросупутника «Мікрон» (розробки ДКБ «Південне»). Одним із завдань мікросупутника було відпрацювання нової системи його орієнтації саме на базі магнітометра та електромагнітів без застосування інших допоміжних пристроїв.

Для досягнення високої надійності магнітометр LEMI-010S побудовано з двох незалежних функціонально завершених приладів, зібраних у спільному корпусі. Коли один канал використо-

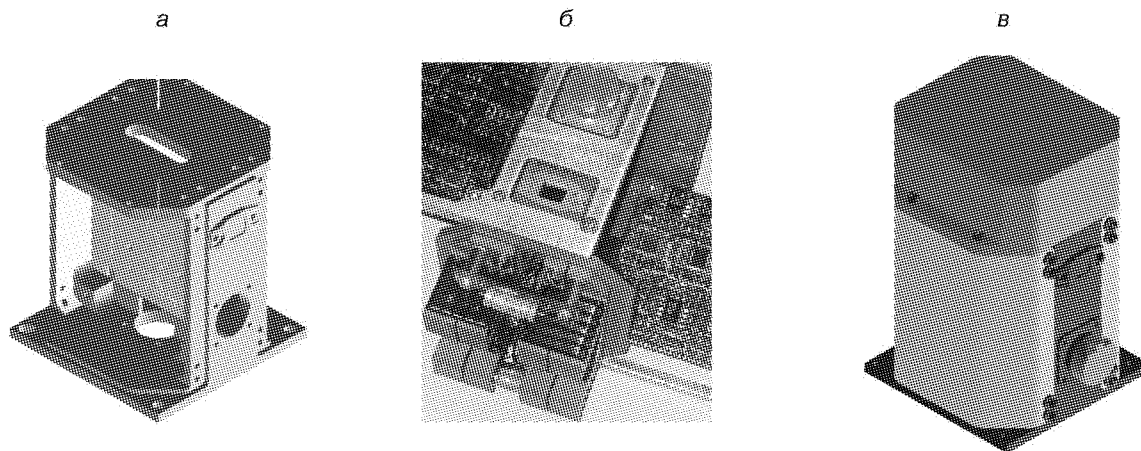


Рис. 1: *a* — корпус магнітометра, *б* — датчики, закріплені на корпусі, *в* — зібраний магнітометр

вугється для вимірювання параметрів магнітного поля, другий перебуває у режимі «холодного» резерву, тобто вимкнений, що різко підіймає радіаційну стійкість приладу. Вибір робочого каналу здійснюється увімкненням відповідного кола живлення системою керування супутника. У 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.

При створенні магнітометра необхідно було забезпечити стабільність положення датчиків при механічних навантаженнях на етапі виведення супутника на орбіту та при змінах температури на орбіті. Тому за основу конструкції магнітометра було обрано фрезерований із твердого алюмінієвого сплаву корпус підвищеної жорсткості (рис. 1, *a*), на який встановлені датчики. Всі деталі датчиків виготовлено з такого самого матеріалу. Це дає можливість досягти високої надійності кріплення та запобігти виникненню механічних напружень та зміні напрямів осей чутливості при коливаннях температури. Для мінімізації зниження чутливості компонентів датчиків через вплив близько розташованих провідних металевих поверхонь використано непровідні гальванічні покриття всіх деталей, а в суцільних корпусах датчиків зроблено розрізи. Ці заходи запобігають виникненню або зменшують

площі паразитних витків, які шунтують вимірювальні котушки. Фото магнітометра зі встановленими датчиками та розкладеними платами електроніки показано на рис. 1, *б*.

Відносно велика (3 мм) товщина стінок корпусу обрана для забезпечення необхідної жорсткості. Крім того, товсті стінки разом з боковими кришками зменшують рівень проникнення електронів та протонів радіаційних поясів Землі всередину приладу. Алюмінієві підкладки друкованих плат вузлів електроніки ефективно відводять тепло, а також додатково захищають інтегральні схеми від радіації. Зібраний магнітометр показаний на рис. 1, *в*.

#### КАЛІБРУВАННЯ МАГНІТОМЕТРА

Магнітометри LEMI-010S пройшли лабораторні, кліматичні та механічні випробування в ЛЦ ІКД. Калібрування та метрологічна перевірка проводилися в геофізичній обсерваторії «Нурміярві» Фінського метеорологічного інституту, де є автоматизована калібрувальна система для вимірювання таких параметрів векторних магнітометрів постійного поля [2]:

- відхилення осей чутливості магнітометра від осей калібрувальних кілець — з похибкою 0.01°;
- кути між окремими компонентами датчика — з похибкою 0.01°;
- коефіцієнти перетворення магнітометра — з похибкою 0.02 %.

Під час калібрування визначаються коефіцієнти перетворення, напрями магнітних осей чутливості у механічній системі координат приладу та значення зміщень нуля для всіх складових магнітометра. З метою забезпечення простоти та надійності відтворення потрібної точності системи координат при калібруванні та встановленні на супутник прилад обладнано дзеркалом на передній поверхні корпусу (рис. 1, в). Осі механічної системи координат магнітометра прив'язані до площини для його встановлення та проекції оптичної осі дзеркала на цю площину. Оскільки усі вимірювання під час калібрування проводять у системі координат калібрувального пристрою, завданням першого етапу калібрування є розташування магнітометра всередині трикомпонентної кільцевої системи пристрою таким чином, щоб координатні осі магнітометра були паралельними до осей кілець. Для цього використовується теодоліт з лазером, розташований на відстані 60 м від кілець вздовж осі  $X$  калібрувального пристрою. За допомогою теодоліта та дзеркала паралельність осей  $X$  пристрою та магнітометра встановлюється з похибкою не гірше  $1'$ . Після цього без зміни кутів положення магнітометра провадиться юстування горизонтального положення монтажної площини магнітометра. Контроль горизонтальності здійснюється рівнем з похибкою, не більшою за  $30''$ . Схематичне зображення пристрою для калібрування магнітометра в калібрувальній системі наведено на рис. 2.

Багаторазове повторення процедури калібрування магнітометрів продемонструвало високу точність результатів, яку забезпечують обрані методика й обладнання. Максимальний розкид значень визначених кутів не перевищував  $1'$ . Відсутність систематичної похибки перевірялась повторним калібруванням з підстановкою визначених кутів у робочу програму корекції показів магнітометра та зміною орієнтації приладів. В результаті отримано похибку значення кутів неортогональності магнітних осей та їхню розбіжність з механічними координатними осями на рівні роздільної здатності калібрувального пристрою ( $0.01^\circ$ ).

Результати калібрування політного зразка магнітометра LEMI-010S продемонстрували правильність обраних конструктивних рішень, високу якість виготовлення деталей та складання

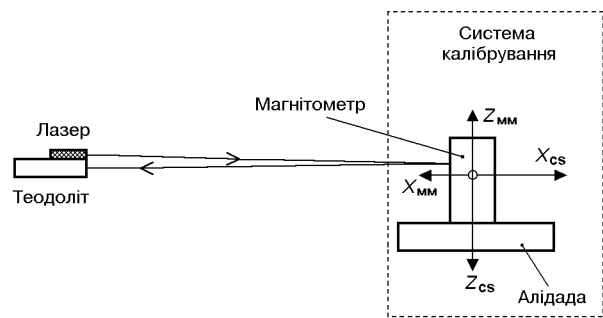


Рис. 2. Схема встановлення магнітометра для калібрування

приладу. Кутів відхилення магнітних осей чутливості від механічних не перевищували  $1^\circ$ , а максимальний кут між відповідними осями різних каналів магнітометра не перевищував  $1.4^\circ$ . Слід зауважити, що ці кути відображають сумарний вплив усіх можливих збурень — механічних, електричних та магнітних.

Після першого калібрування параметри магнітометрів перевірялись при змінах температури навколишнього середовища. Ці роботи також проводилися в обсерваторії «Нурміярві» з використанням немагнітної термокамери з керувальним пристроєм. Оскільки після встановлення магнітометра в термокамері неможливо використовувати оптичні методи юстування та підлагоджувати орієнтацію приладу, при кліматичних випробуваннях порівнювались абсолютні значення кутів положень осей та значення коефіцієнтів перетворення. Вимірювання проводились при регулюванні температури в межах  $+14...+60^\circ\text{C}$ . В результаті отримано унікально високий рівень температурної стабільності параметрів магнітометра:

- максимальна зміна напрямів осей чутливості при підвищеній температурі —  $7.8'$ ;
- максимальна неортогональність при підвищеній температурі —  $7.5'$ ;
- максимальна додаткова похибка неортогональності після зняття підвищеної температури —  $1'$ ;
- максимальна розбіжність напрямів осей для двох каналів магнітометра після температурних випробувань становить  $0.6'$ . Це значення близьке до роздільної здатності калібрувального пристрою.

В результаті всього комплексу випробувань магнітометр було допущено до встановлення на борт мікросупутника «Мікрон».

## ПОЛІТНІ ВИПРОБУВАННЯ

Запуск мікросупутника «Мікрон», на якому було встановлено магнітометр LEMI-010S, здійснено 24 грудня 2004 р. одночасно з супутником «Січ-1М». Службова телеметрична інформація, яка надійшла з борту мікросупутника вже у перші дні орбітального польоту, свідчить про високі метрологічні характеристики приладу. Для порівняння використовувались результати вимірювань магнітометра, які надходили на Землю в сеансах передачі телеметричної інформації, та розрахункові значення модуля магнітного поля, отримані на основі балістичної інформації та моделі IGRF. Результати порівняння, наведені на рис. 3, підтвердили малий розкид цих величин, що дає можливість використання запропонованої методики навігації виключно за даними магнітометра.

На жаль, нештатне функціонування телеметричної системи мікросупутника не дозволило провести випробування нової методики орієнтації у повному обсязі. Тим не менше, на підставі отриманих даних доведено, що система керування може забезпечити такі технічні характеристики:

- точність орієнтації в орбітальній системі координат — не гірше за  $3^\circ$ ;
- точність визначення місцезнаходження КА на орбіті — не гірше за 100 км;
- точність визначення параметрів кутового положення — не гірше за  $1^\circ$ ;
- час побудови орбітальної системи координат — не більший від 12 год.

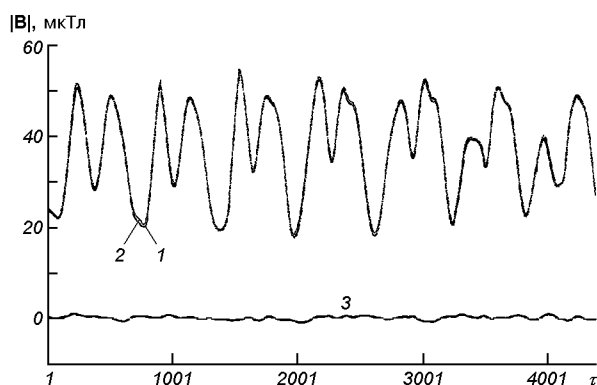


Рис. 3. Порівняння модуля магнітного поля, розрахованого за моделлю IGRF (2) і отриманого за результатами вимірювань (1), та різниця між цими значеннями (3)

Отже, політні випробування мікросупутника КС5МФ2 «Мікрон» підтвердили наявність потрібного рівня характеристик створеного магнітометра та перспективність застосування запропонованої системи навігації.

## ПОДАЛЬШЕ ВДОСКОНАЛЕННЯ МАГНІТОМЕТРА

На підставі досвіду випробувань магнітометра LEMI-010S, з метою подальшого покращення характеристик, технологічності та надійності проведено деякі зміни у конструкції вузлів магнітометра. Нові конструктивні рішення були реалізовані в наступній моделі магнітометра LEMI-016, розробленій для мікросупутника МС-2-8. Цей магнітометр пройшов повний цикл випробувань, як і попередній. Додатково вдалося порівняти його характеристики як при підвищеній ( $+60^\circ\text{C}$ ), так і при зниженій ( $-15^\circ\text{C}$ ) температурах. Отримано наступні результати:

- максимальна нестабільність напрямів осей чутливості, в тому числі при порівнянні складових різних каналів, при підвищеній температурі близька до  $3'$  (типове значення —  $0.6...1.2'$ );
- максимальна неортогональність при підвищеній температурі —  $1.7'$ ;
- максимальна нестабільність напрямів осей чутливості, в тому числі при порівнянні складових різних каналів, при пониженої температурі становить  $3.6'$  (типове значення —  $1.2...2'$ );
- максимальна неортогональність при пониженої температурі —  $1.4'$ ;
- максимальна зміна неортогональності після завершення кліматичних випробувань —  $18''$ .

Отже, експериментально доведено, що реальні зміни кутів та коефіцієнтів перетворення нового магнітометра перебувають на межі роздільної здатності та похибок вимірювань прецизійної стаціонарної калібрувальної системи, що свідчить про високий клас розробленого приладу.

Крім високих метрологічних характеристик, новий магнітометр має гнучкіший інтерфейс та розвинуте програмне забезпечення, яке дозволяє використовувати його з довільною системою збирання даних.

Нижче наведені основні параметри магнітометра LEMI-016:

діапазон вимірювань	$\pm 65$ мкТл
частота вимірювань по кожній осі	12 Гц
кількість розрядів цифрового інтерфейсу	16
точність збігу магнітних та механічних осей після калібрування	$\pm 5'$
максимальне зміщення нуля	50 нТл
похибка коефіцієнта передачі	$< 0.1 \%$
температурний дрейф нуля	$< 1.5$ нТл/°С
температурний дрейф коефіцієнта передачі	$< 0.005 \%$ /°С
робочий діапазон температур	$-40 \dots +80$ °С
потужність споживання	$< 0.25$ Вт
габаритні розміри	$123 \times 80.5 \times 92.5$ мм
вага	1.2 кг
ударостійкість	$\leq 300g$ .

## ВИСНОВКИ

Створений бортовий магнітометр для систем навігації штучних супутників Землі успішно пройшов всі види випробувань, включно з політними. За результатами останніх експериментально доведені як можливість орієнтації космічних апаратів виключно за даними магнітометра, так і високий рівень параметрів бортового магнітометра, розробленого в Львівському центрі Інституту космічних досліджень (<http://www.isr.lviv.ua>).

Слід відзначити ряд його унікальних характеристик, які виводять створений магнітометр на рівень кращих у світі:

— висока роздільна здатність, яка дозволяє ви-

користувати його дані і для наукових досліджень;

— повний «холодний» резерв;

— гарантовані значення кутів між магнітними та механічними осями.

Робота була виконана при підтримці договору № 1284 з НВП «Хартрон-КОНСАТ», м. Запоріжжя.

1. 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.
2. Korepanov V., Berkman R., Pajunpaa K. High-class system for magnetometers calibration and EMC study — test results and development trends // Proceedings of Int. conf. on metrology «Trends and applications in Calibration and testing laboratories» (Jerusalem, Israel, May 16—18, 2000). — Jerusalem, 2000.—P. 280—285.

## FLIGHT TESTS OF THE MICROSATELLITE MAGNETIC NAVIGATION SYSTEM

S. M. Belyayev, V. Ye. Korepanov, M. V. Yefimenko

Modern spacecrafts use different onboard systems for navigation, based mostly on the combination of optical, magnetic and gravitational principles. We show that at present level of electronic technology and computer systems reasonable quality of navigation may be obtained using only one high-quality measuring device, namely, flux-gate magnetometer. We describe the recent model of onboard flux-gate magnetometer used in the experiment with the microsatellite «Micron», launched as piggy-back load together with the satellite «Sich-1M» on 24 December 2004. In spite of a very short operation term of the microsatellite, the experimental data obtained confirm both the efficiency of the application of the new navigation methodology and a high quality of the magnetometer developed.