

УДК 629.05.001.2

А.В. Клішта

АЛГОРИТМИ КЕРУВАННЯ МАГНІТНОЮ СИСТЕМОЮ ОРІЄНТАЦІЇ СУПУТНИКА

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»
e-mail: akasolaris@gmail.com

Представлено огляд сучасних алгоритмів та способів керування магнітною системою орієнтації штучного супутника Землі. Розглянуто алгоритми з можливістю застосування магнітної системи орієнтації у поєднанні з гіроскопічним стабілізатором, тривісної орієнтації з використанням тільки струмонесучих котушок та ін.

Ключові слова: штучний супутник Землі, магнітна система орієнтації, точність орієнтації, гіростабілізатор.

Вступ. Одним з найважливіших напрямків розвитку космічної техніки являється створення систем орієнтації штучних супутників Землі (ШСЗ). Орієнтація може здійснюватись за допомогою використання активних чи пасивних методів. Метод орієнтації обирається в залежності від поставлених задач. Пасивні системи, на відміну від активних, які працюють за рахунок використання виконавчих органів (маховиків, гіроскопів тощо), можуть функціонувати протягом довгого часу без використання енергії чи робочого тіла. При розробці пасивних систем орієнтації можна використовувати властивості гравітаційного та магнітного полів, ефект опору атмосфери та тиску сонячного випромінювання, гіроскопічні властивості тіл, що обертаються та ін.

Магнітні системи орієнтації (МСО) конструктивно прості, прості в реалізації, не споживають значних енергетичних ресурсів супутника, мають малу масу і відносно недорогі. Завдяки цьому магнітні системи часто встановлюють на штучних супутниках Землі. Серйозним обмеженням при самостійній реалізації активних магнітних систем є той факт, що керуючий магнітний момент завжди лежить у площині, яка перпендикулярна до вектора напруженості геомагнітного поля і не може бути створений відносно осі, паралельної вектору індукції магнітного поля Землі.

Аналіз досліджень та публікацій. Існує ряд підходів [1-3] до формування алгоритмів магнітної стабілізації на основі вимірювання вектору індукції магнітного поля Землі. В таких алгоритмах проводиться визначення положення ШСЗ в географічній системі координат (СК) та обчислення відповідного цьому положенню вектору індукції по Міжнародному еталонному геомагнітному полю, виконується порівняння результатів вимірювання з відповідними розрахунковими значеннями вектору індукції за допомогою керуючих моментів, які створюються магнітопроводом за рахунок взаємодії його магнітного моля з магнітним полем Землі. Однак, у будь-якому випадку незалежне керування може бути створено лише відносно двох осей і у загальному випадку не може бути забезпечена якісна тривісна орієнтація супутника.

Алгоритм активного керування для забезпечення орієнтації застосовується на російсько-німецькому наносупутнику ТНС-0, який було успішно запущено на орбіту у 2005 році [3]. На супутнику встановлено трьохвісний магнітометр, що вимірює в режимі реального часу індукцію магнітного поля в зв'язаних осях, а вздовж головних осей інерції розташовано три токові котушки. Причому супутник приймається за вісесиметричне тверде тіло. Вісь динамічної симетрії обрано в якості осі, для якої виконується орієнтація. На супутнику використовується алгоритм керування орієнтацією по двом «незалежним» каналам відхилення осі супутника від необхідного напрямку. Для кожного каналу, за допомогою принципу Понтрягіна, розв'язується задача оптимального керування елементарної одномірної системи. Канали керування вважаються незалежними тільки наближено. Таке наближення справедливе, якщо орієнтація супутника близька до необхідної і мала швидкість обертання супутника навколо осі симетрії. Даний випадок орієнтації є аналогічним до орієнтації супутника за допомогою постійного магніту, коли демпфуючий момент відсутній. В результаті такого керування супутник повинен увійти в область, де починає працювати двоканальне керування, яке і повинно створити необхідний демпфуючий момент.

Якісна тривісна орієнтація ШСЗ може бути досягнута при доповненні магнітної системи іншими активними елементами. Активні елементи в такому випадку використовують або для початкового приведення супутника в робоче положення, або беруть такі елементи, які не потребують великих витрат енергії та складної системи керування. Так, наприклад, в магнітну систему орієнтації ШСЗ, що включає в свій склад магнітометр та магнітопровід додають гіростабілізатор – двигун-маховик з незмінною швидкістю обертання навколо тієї осі, яка в орієнтованому положенні супутника має співпадати з біномаллю до орбіти [4].

У такій магнітогіроскопічній системі орієнтації (МГСО) керуючі моменти створюються не за оцінками параметрів відхилення ШСЗ від орбітальної системи, як в раніше розглянутій магнітній системі, а по різницям між вимірними і розрахунковими значеннями векторів індукції геомагнітного поля та їх похідних за часом. Незважаючи на те, що в даному випадку керування здійснюється за непрямими параметрами, магнітогіроскопічна система забезпечує необхідну орієнтацію в орбітальних координатах. Дійсно, положення, при якому ШСЗ орієнтований в орбітальній системі координат, є положенням рівноваги, оскільки в цьому випадку різниці між вимірними і розрахунковими значеннями векторів індукції та їх похідних дорівнюють нулю. Використання в складі системи гіростабілізатора пов'язано з прагненням послабити вплив на точність орієнтації відомого недоліку магнітопроводу - його нездатність створювати керуючий момент у напрямку вектора індукції магнітного поля Землі. Установка гіростабілізатора на супутник надає останньому здатність чинити опір, подібно до гіроскопу, дії збурюючого моменту. Ця властивість являється корисною на тих ділянках орбіти, на яких вектори індукції геомагнітного поля і збурюючого моменту виявляються майже паралельними.

Наразі ведеться активне дослідження можливості виконання тривісної орієнтації з використанням МСО за рахунок застосування розподіленого у часі закону керування [5]. Тобто, якщо необхідно стабілізувати супутник, що знаходиться на навколополярній орбіті, щодо орбітальної системи координат так, щоб осі зв'язаної СК збіглися з її однойменними осями. Напрямок та величина вектора індукції магнітного поля Землі в орбітальній СК змінюються по гармонійному закону. Внаслідок цього над полюсами Землі неможливе керування кутом рискання, а над екватором виконання цієї задачі стає можливим. Одночасно з цим, над екватором неможливо виконувати керування кутом крену, у той час як над полюсами таке керування можна реалізувати (Рис.1).

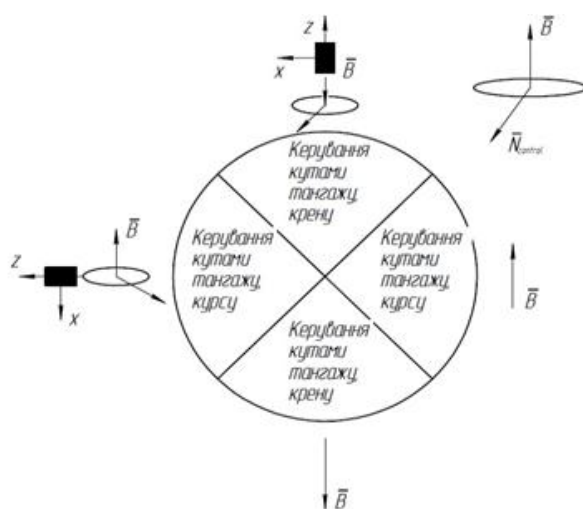


Рис. 1 Пояснення до принципу роботи алгоритму

З урахуванням вищевказаного, магнітна система орієнтації використовується для тривісної стабілізації ШСЗ в заданій системі координат, використовуючи розподілений за часом закон керування. На кожному з тимчасових етапів для стабілізації використовується кусочно-безперервне одноосне керування. Оскільки зміна вектора магнітної індукції відбувається фактично в площині орбіти, у першому наближенні можна прийняти, що кутовий рух супутника під дією керуючих моментів описується лінійними диференціальними рівняннями з періодичними коефіцієнтами. У цьому випадку для дослідження системи на стійкість може бути використана теорія стійкості для періодичних систем (теорія Флоке). Також використовується інший підхід до керування орієнтацією за розподіленим у часі законом керування, при якому на кожному з етапів виконується кусочно-неперервне двовісне керування [6]. Вибір осей орієнтації відбувається в режимі реального часу на основі прогнозування відхилення осей супутника від необхідного положення орієнтації.

При використанні магнітної системи орієнтації на супутнику, що обертається, для керування положенням використовуються три взаємно перпендикулярні ортогональні котушки [7]. Для керування напрямком осі обертання використовується котушка, розташована паралельно осі симетрії супутника. Для керування швидкістю обертання супутника використовуються дві інші котушки, що лежать в екваторіальній площині супутника. Для такої системи застосовуються два автономні алгоритми магнітної орієнтації супутника. Різниця між цими алгоритмами полягає у складі інформації, необхідної для вибору керуючого дипольного моменту, який створюється магнітними котушками. Для одного алгоритму необхідні: вимірювання магнітного поля, кутова швидкість супутника і необхідний напрям осі обертання. Для другого алгоритму

достатньо вимірювань магнітного поля і необхідного напрямку осі обертання супутника. Цей алгоритм виходить з попереднього алгоритму як граничний випадок, коли супутник швидко обертається навколо осі симетрії - випадок, так званого, супутника-гіроскопа. Другий алгоритм забезпечує меншу точність орієнтації.

Струмом котушок можна керувати незалежно. Котушка з дипольним моментом $m_3 = m_3 a_3$, що створює момент вздовж осі симетрії супутника з ортом a_3 , керує положенням цієї осі в просторі. Котушки з дипольними моментами $m_1 = m_1 a_1$, $m_2 = m_2 a_2$ використовуються для керування швидкістю обертання супутника, незважаючи на те, що механічний магнітний момент, що створюється цими котушками, буде також впливати і на положення в просторі осі симетрії супутника. Цей вплив розглядається як збурення положення осі симетрії супутника наряду з ефектом від дії гравітаційного моменту.

Величина дипольного моменту кожної котушки може приймати лише три фіксованих значення: $-m_{\max}$, 0 , $+m_{\max}$. Проте, щоб уникнути ефекту перерегулювання на етапі остаточного приведення супутника до номінального руху, може знадобитися поетапне зменшення дипольного моменту котушок. Зазвичай дипольний момент котушки формується подачею прямокутних імпульсів напруги рівної тривалості, що йдуть вслід один за одним. Тоді, пропускаючи потрібну кількість імпульсів в одиницю часу, можна забезпечити необхідне зменшення середнього за період формування моменту до потрібної величини. Це, так звана, широтно-імпульсна модуляція.

Ефективність такого керування буде найбільшою, якщо механічний магнітний момент, що створюється лежить в площині, що містить вектори a_3 та a_{03} . Якщо ж момент, що створюється перпендикулярний до площини, що містить вектори a_3 та a_{03} , то ефективність керування буде нульовою. В такому випадку відбувається збільшення нутаційних коливань супутника. Тому у процесі роботи алгоритму орієнтації обчислюється проекція створюваного механічного магнітного моменту на площину, що містить вектори a_3 та a_{03} , і якщо дана проекція мала, то на деякий час відбувається вимикання керуючого моменту.

Висновок. Активний розвиток технічних засобів, що використовуються в космонавтиці, привів до створення великої кількості систем орієнтації штучних супутників Землі. Магнітні системи орієнтації майже не потребують витрат ресурсів, мають відносно невелику масу, розміри, вартість та енергоспоживання, проте їх самостійне застосування не забезпечує якісну тривісну орієнтацію. Використання МСО у поєднанні з активними елементами вирішує цю проблему, але призводить до збільшення ваги, енергоспоживання, а отже і вартості супутника. Наразі спостерігається тенденція щодо створення мікросупутників, для яких збільшення ваги та собівартості є недопустимим. Отже актуальним є створення комбінованої системи, яка б поєднувала корисні властивості активної магнітної та, наприклад, пасивної гравітаційної систем орієнтації, і забезпечувала тривісну орієнтацію без збільшення ваги супутника.

Список літературних джерел

1. Карпенко С.О. Алгоритмы управления ориентацией микроспутников. Труды совещания "Управление движением малогабаритных спутников". – М., 2006.
2. Карпенко С.О. Исследование возможности трехосной стабилизации микроспутника с использованием только токовых катушек. Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». Часть 7. Управление и прикладная математика. – Москва.: Долгопрудный, 2006. – С.218 – 219.
3. Ильин А.А., Куприянова Н.В. Алгоритм активного магнитного управления для совместного российско-немецкого наноспутника. Труды 49-й научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». Часть 7 «Управление и прикладная математика». – М.: Долгопрудный, 2006. – С. 216-217.
4. Козаков А.В. Магнитогироскопическая система – достойный соперник гравитационной системы ориентации на малых спутниках. Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. Том 100, М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2001. С. 156-176.
5. Stain Ose. Attitude determination for the Norwegian student satellite nCube : master thesis Stain Ose. - Norway.: Trondheim, 2004
6. Filipski M.N., Ouhocine C., Moohd Noor S.B., Ajir M.R. Small satellite attitude control and simulation. Jurnal Mekanikal, Jun 2004, Bil. 17, p. 36 – 47
7. Ильин А.А., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И. Алгоритмы магнитной системы ориентации малого спутника, стабилизируемого собственным вращением. Препринт ИМП им. М.В. Келдыша. – Москва, 2005