

Вплив похибок вимірювачів на точність визначення орієнтації мікросупутника за допомогою двовекторних алгоритмів

Л.М. Рижков¹, Д.І. Степуренко¹

Анотація – Errors of two attitude determination methods caused by sensors inaccuracies are analyzed. Sun vector and Earth magnetic field vector are used to obtain an attitude of a microsatellite. Numerical modeling was done to validate the proposed formulae.

Ключові слова – Алгоритм визначення орієнтації, Мікросупутник, Магнітометр, TRIAD.

I. ВСТУП

Детерміновані двовекторні алгоритми визначення орієнтації дозволяють визначити просторове положення космічного апарату без використання математичної моделі його обертального руху на основі інформації про два опорні напрямки, які визначаються в двох різних системах координат. Зважаючи на масові та габаритні обмеження, досить поширеним для мікросупутників (МС) є використання напрямку на Сонце та напрямку напруженості геомагнітного поля в якості опорних напрямків. Найпростішим та одним з найпоширеніших алгоритмів визначення орієнтації є алгоритм TRIAD[1],[2]. В ідеальних умовах детерміновані алгоритми є дуже ефективними, однак наявність інструментальних похибок вимірювачів суттєво впливає на точність обчислень. Важливою проблемою при розробці системи керування орієнтацією МС є оцінка вказаного впливу. В статті [3] проаналізовані причини виникнення похибок алгоритму TRIAD та запропоновані вирази для їх оцінки за умови, що кути орієнтації є малими. В [4] представлений інший алгоритм, однією з особливостей якого є можливість аналітичного дослідження його інструментальних похибок. Він також базується на використанні допоміжних векторів. Вирази для його похибок наведені в [5]. Обидва алгоритми дозволяють визначити матрицю напрямних косинусів між двома системами координат, а кути орієнтації визначаються з її елементів, виходячи з заданої послідовності поворотів.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Розглядається рух мікросупутника по низькій навколосезній орбіті. Для визначення орієнтації використовується інформація про вектор напрямку на Сонце \vec{a} та вектор напруженості геомагнітного поля \vec{b} . Припускається, що для визначення вказаних векторів на борту встановлені сонячні датчики та магнітометри. При

розгляді руху в якості опорної використовується орбітальна система координат \vec{b} , вісь OZ_0 , якої направлена за місцевою вертикаллю, а вісь OX_0 направлена по дотичній до орбіти і лежить в цій площині. Орієнтація визначається за допомогою алгоритму TRIAD, а також іншого алгоритму A5, представленого в [4]. Розглядається режим стабілізації кутового положення відносно місцевої вертикалі. Це дозволяє припустити, що кути орієнтації є малими (не перевищують 10°).

Також припускається, що вектор напруженості геомагнітного поля визначається на борту з похибками, представленими вектором $\Delta\vec{b}$. Потрібно оцінити вплив даних похибок на точність визначення орієнтації для різних нахилень орбіти.

III. АНАЛІЗ ПОХИБОК АЛГОРИТМІВ

Похибки визначення опорних векторів в зв'язаній системі координат розглядаються як інструментальні похибки приладів, що використовуються для вимірювання відповідної фізичної величини. Вирази для кутів розглядаються як функції складових опорних векторів. Наприклад, залежність зміни кута ривання від зміни складових вектора напруженості геомагнітного поля \vec{b} має наступний вигляд:

$$\Delta\psi = \frac{\partial\psi}{\partial b_x} \Delta b_x + \frac{\partial\psi}{\partial b_y} \Delta b_y + \frac{\partial\psi}{\partial b_z} \Delta b_z \quad (1)$$

В статті [5] наведені вирази для коефіцієнтів, що входять до складу формули (1) та формул для двох інших кутів. Особливістю цих коефіцієнтів є те, що вони залежать від поточного положення МС на орбіті. В даному випадку для однієї і тієї ж точки орбіти вони також залежать від часу, оскільки для однієї і тієї ж точки змінюється положення Сонця.

В тому випадку, коли вектор \vec{a} відомий точно, похибки визначення вектора \vec{b} , можуть викликати наступні його зміни, наведені на рис.1: 1) зміна довжини вектора; 2) поворот вектора в площині опорних векторів; 3) поворот вектора в площині, перпендикулярній до площини опорних векторів. Очевидно, що в останньому випадку площина, що містить опорні вектори, відхиляється від свого вихідного положення, яке відвідає незбуреним похибками значенням цих векторів. В

¹ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», пр. Перемоги, 37, Київ, 03056, УКРАЇНА, E-mail: lev_ryzhkov@rambler.ru, d_stepurenko@ukr.net

першому та другому випадках площини збурених та незбурених векторів співпадають.

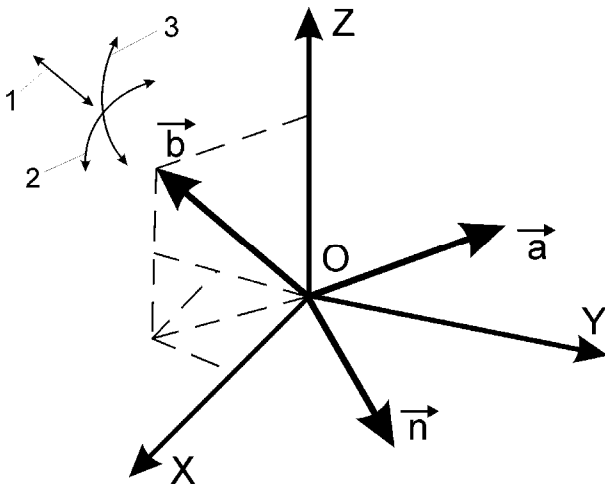


Рис.1. Можливі зміни вектора \vec{b} під впливом похибок магнітометрів

Похибки алгоритму TRIAD викликані лише третім типом зміни вектора \vec{b} , тобто похибку викликає лише та складова вектору $\Delta\vec{b}$, яка перпендикулярна до площини опорних векторів Π . Для алгоритму A5 це не справджується, оскільки в ньому не проводиться операція нормування значень опорних векторів.

Особливістю двовекторних алгоритмів, яку необхідно врахувати, є можливість співпадання опорних векторів. В цьому випадку такі алгоритми перестають працювати. Також орієнтація не може бути визначена у випадку, коли відсутня інформація про один з опорних напрямків. Це відбувається тоді, коли МС знаходиться у тіні Землі.

IV. МЕТОДИКА МОДЕЛЮВАННЯ

З метою перевірки теоретичних висновків було проведено моделювання роботи замкненої системи керування орієнтацією мікросупутника в середовищі Matlab/Simulink. Для визначення опорних векторів в орбітальній системі координат використовувалась модель геомагнітного поля IGRF[6], а вектор напрямку на Сонце визначався у відповідності до [7]. Припускається, що для керування застосовуються магнітні виконавчі пристрої.

В цій та попередніх роботах головну увагу приділено похибкам магнітометрів, оскільки вони є менш точними приладами порівняно з сонячними датчиками. Точність визначення орієнтації головним чином залежить від характеристик цих приладів.

Модель магнітометра, яка використовується [8], враховує наступні похибки:

- зміну коефіцієнтів передачі за кожною віссю;
- зсув нулів за кожною віссю;
- геометричні похибки встановлення приладів та перекося осей чутливості.

Параметри, що входять до моделі, визначаються в процесі калібровки приладів.

Моделювання було проведене для різних нахилень орбіти для двох алгоритмів. Алгоритм TRIAD дозволяє оцінювати орієнтацію точніше, ніж алгоритм A5. Однак для певного діапазону нахилень орбіт їх результати практично однакові.

V. ВИСНОВКИ

Алгоритм TRIAD загалом має точність кращу ніж алгоритм A5. Однією з причин цього є наявність операції нормування опорних векторів, на основі складових яких обчислюються елементи матриці напрямних косинусів. Однак маючи інформацію щодо похибок магнітометрів, точність визначення кутів орієнтації за другим алгоритмом A5 можна підвищити за рахунок їх компенсації. Запропонований алгоритм може бути використаний для визначення орієнтації мікросупутників, якщо вимоги до точності визначення орієнтації складають декілька градусів.

Доцільним напрямком подальших досліджень є врахування похибок визначення другого опорного напрямку в зв'язаній системі координат, а також врахування похибок визначення опорних векторів в орбітальній системі координат.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

- [1] Shuster M.D. The TRIAD algorithm as maximum likelihood estimation // The Journal of the Astronautical Sciences, Vol.54, No. 1, January-March 2006, pp.113-123.
- [2] Shuster M.D. Deterministic three-axis attitude determination // The Journal of the Astronautical Sciences, Vol.52, No. 3, July-September 2004, pp.405-419.
- [3] Рижков Л.М., Степуренко Д.І. Вплив похибок побудови опорного вектора на точність визначення кутів орієнтації за алгоритмом TRIAD // Механіка гіроскопічних систем, Випуск 20, 2009, с. 50-55.
- [4] Рижков Л.М., Степуренко Д.І. Аналіз похибок алгоритмів визначення орієнтації мікросупутника // Аерокосмічні спостереження в інтересах сталого розвитку та безпеки: матеріали доповідей: (м. Київ, 2010), с. 129 -130.
- [5] Рижков Л.М., Степуренко Д.І. Дослідження інструментальних похибок двовекторного алгоритму визначення орієнтації. // VIII міжнародна науково-технічна конференція "Тіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки", ч.1, Київ, 2011, с.137-143.
- [6] <http://modelweb.gsfc.nasa.gov/magnetos/igrf.html>
- [7] Барышев В.А., Крылов Г.Н. Контроль ориентации метеорологических спутников. – Л.: Гидрометеоиздат, 1968. – 210 с.
- [8] Одинцов А.А., Мелешко В.В., Шаров С.А. Ориентация объектов в магнитном поле Земли. – К.: Корнійчук, 2007. – 152 с.