

Пономаренко С. О., к.т.н.;
Смирнов І. С., студент
КПІ імені Ігоря Сікорського, м. Київ, Україна

СИСТЕМА ОРІЄНТАЦІЇ НАНОСУПУТНИКА ПІСЛЯ ВІДДІЛЕННЯ ВІД НОСІЯ

Вступ. Система орієнтації є одним із головних компонентів наносупутника, що забезпечує належне виконання його місії. Інформаційне забезпечення системи орієнтації базується на використанні вимірювальної інформації від різноманітних датчиків. Для задач орієнтації наносупутника, що рухається із великими значеннями кутових швидкостей прийнято використовувати інерціальні датчики, сонячні датчики та магнітометри [1].

Постановка проблеми. Після відділення наносупутника від носія він набуває високої кутової швидкості. При швидкому обертанні наносупутник не може зорієнтуватись в просторі, що, в свою чергу, унеможлиблює виконання його завдання.[2] Тому вирішення задачі забезпечення потрібної орієнтації наносупутника після відділення його від носія та розробка системи її реалізації є актуальною задачею.

Методологія досліджень. Для заспокоєння наносупутника використовується алгоритм B-dot, що потребує використання магнітометра та магнітної котушки. Даний алгоритм працює за рахунок створюваного керуючого моменту котушок по трьох осях ЗСК (зв'язана система координат), вектор якого направлений в протилежну сторону від вектора магнітної індукції. За допомогою магнітометра, знаходяться проекції вектора магнітної індукції та його перші похідні у ЗСК. [3]

Бажаний магнітний момент μ_{id} для алгоритму отримується за допомогою наступного рівняння:

$$\overrightarrow{\mu_{tot}} = k(\vec{B} \times \vec{\omega}) = k\vec{B} \approx k \frac{(\vec{B}_1 - \vec{B}_2)}{\Delta t}$$

де: k – постійне негативне значення підсилення; $\vec{\omega}$ - кутова швидкість КА; \vec{B} - вимірне значення магнітної індукції; \vec{B} - часова зміна магнітної індукції; t - час.

Загальний магнітний момент \vec{T} отримується з наступного рівняння:

$$\vec{T} = \overrightarrow{\mu_{tot}} \times \vec{B}$$

В (2) значення бажаного магнітного моменту $\vec{\mu}$ отримується з:

$$\vec{\mu} = IAN(\hat{n})$$

де: I – значення струму; A – площа штоку магнітного моменту; N – кількість обертів обмотки; \hat{n} - одиничний вектор, напрямлений по струму у магнітній котушці.

Після заспокоєння КА, для подальшої орієнтації можна використовувати алгоритм TRIAD. Його сутність полягає в знаходженні матриці переходу з ОСК в ЗСК. Його принцип роботи написаний нижче [4]:

Маємо дві пари ортів, що характеризують напрями на Сонце за силових ліній магнітного поля Землі у ЗСК ($B = [\hat{b}_1, \hat{b}_2, \hat{b}_3]$) та ОСК ($O = [\hat{o}_1, \hat{o}_2, \hat{o}_3]$) - $\hat{s}_B, \hat{s}_O, \hat{m}_B, \hat{m}_O$.

Для розрахунку перехідної матриці A від ОСК в ЗСК, треба додати трійку ортів $T = [\hat{t}_1, \hat{t}_2, \hat{t}_3]$, де:

$$\hat{t}_1 = \hat{s} \quad (4)$$

$$\hat{t}_2 = \frac{\hat{s} \times \hat{m}}{|\hat{s} \times \hat{m}|} \quad (5)$$

$$\hat{t}_3 = \hat{t}_1 \times \hat{t}_2 \quad (6)$$

Орти $\{\hat{t}_1, \hat{t}_2, \hat{t}_3\}$ присутні в обох системах координат, тож після знаходження їх проєкцій у ЗСК та ОСК можна отримати матрицю переходу A :

$$A = [BT][TO] = [BT][OT]^T$$

Висновки. З отриманих результатів можна зробити висновок, що найбільш ефективним алгоритм B-dot найбільш ефективно працює відносно продольної осі OY , з чого можна зробити висновок, що алгоритм ефективний для одновісної стабілізації. бо для двохосової стабілізації алгоритм дає гірші результати.

Джерела

1. Абламейко С. В. Малые космические аппараты: пособие для студентов факультетов радиофизики и компьют. Технологий, мех.-мат. и геогр. / С. В. Абламейко, В. А. Саечников, А. А. Спиридонов. // Аэрокосмические технологии. - 2012. - С. 159.
2. Zhang S. Real-Time Angular Motion Decoupling and Attitude Updating Method of Spinning Bodies Assisted by Satellite Navigation Data / S. Zhang, Z. Su, X. Li // IEE Explore. - 2019. - С. 40-52
3. Omar S. An Inverse Dynamics Satellite Attitude Determination and Control System with Autonomous Calibration / S. Omar, R. // Conference on Small Satellites. - 2015. - С. 1-4.
4. Рижков Л. М. Підвищення точності визначення кутового положення мікросупутника шляхом використання кількох оцінок матриці орієнтації / Л. М. Рижков, Д. І. Степуренко, А. В. Семешко. // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2013. – С. 133-139.