



УКРАЇНА

(19) UA (11) 56077 (13) A

(51) 7 B64G1/32

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ
НА ВІНАХІДВидається під
відповідальність
власника
патенту

(54) СПОСІБ ОРІЄНТАЦІЇ ШТУЧНИХ СУПУТНИКІВ ЗЕМЛІ

1

2

(21) 2002108479

(22) 24 10 2002

(24) 15 04 2003

(46) 15 04 2003, Бюл. № 4, 2003 р.

(72) Самотокін Борис Борисович, Шостачук Дмитро Миколайович

(73) ЖИТОМИРСЬКИЙ ІНЖЕНЕРНО-ТЕХНОЛОГІЧНИЙ ІНСТИТУТ

(57) Спосіб орієнтації штучних супутників Землі, що включає керування супутником шляхом накопичення кінетичного моменту та періодичного його скидання, а також вимірювання поточного значення напруженості геомагнітного поля по осях супутника, який відрізняється тим, що попередньо розраховують аналітичні прогнози моделі збурюючого моменту та геомагнітного поля в заданих ділянках орбіти, після чого протягом заданого інтервалу часу обертання супутника по орбіті на основі обробки сигналів, пропорційних накопиченим по осях супутника складовим кінетичного моменту, коригують попередньо розраховану аналі-

тичну прогнозу модель збурюючого моменту, потім вимірюють поточні значення напруженості геомагнітного поля по осях супутника протягом заданого інтервалу часу обертання супутника по орбіті і використовують ці значення для поточного коригування попередньо розрахованої аналітичної прогнози моделі геомагнітного поля, потім по скоригованій аналітичній прогнозі моделі збурюючого моменту обраховують прогнозне значення накопиченого кінетичного моменту для заданого майбутнього інтервалу часу обертання супутника по орбіті і, якщо воно перевищить задану максимально припустиму величину, то, використовуючи скориговану аналітичну прогнозу модель геомагнітного поля, розраховують ту ділянку орбіти супутника, на якій накопичений кінетичний момент можливо скинути з мінімальним енергоспоживанням, а після того, як супутник досягне цієї ділянки орбіти, виконують скидання накопиченого кінетичного моменту

Винахід належить до галузі космічної техніки і може бути використаний для керування орієнтацією штучних супутників Землі (ШСЗ), особливо тих, що знаходяться на відстані понад 20 тис. км від поверхні Землі і живляться від сонячних батарей.

Відомий спосіб орієнтації штучних супутників Землі [1]. Відомий спосіб, як і спосіб-винахід, включає керування супутником шляхом накопичення кінетичного моменту та періодичного його скидання, а також вимірювання поточного значення напруженості геомагнітного поля по осях супутника.

Але, на відміну від винаходу, що пропонується, у відомому способі застосовують "жорсткий" алгоритм розвантаження накопичувачів кінетичного моменту (НКМ), в якому скидання накопиченого кінетичного моменту здійснюють вже після досягнення НКМ насиченого стану. При цьому маса НКМ зазвичай перебільшує необхідну.

Все це зумовлює такі суттєві недоліки спосо-

бу-аналогу як перевитрати потужності споживання та недостатня точність орієнтації.

В основу винаходу поставлена задача вдосконалення способу орієнтації штучних супутників Землі шляхом використання алгоритму розвантаження НКМ із застосуванням прогнозних моделей, що забезпечить зменшення потужності споживання та збільшення точності орієнтації.

Саме завдяки створенню прогнозних моделей та їх поточному коригуванню, скидання накопиченого кінетичного моменту відбувається лише в тому випадку, коли передбачається, що НКМ дійсно будуть перебувати в стані насичення. Причому скидання накопиченого кінетичного моменту здійснюється ще до наближення НКМ до цього стану, тобто коли прогнозне значення накопиченого кінетичного моменту ще не перевищує задану максимально припустиму величину. Якщо ж перебування НКМ у стані насичення не прогнозується, скидання накопиченого кінетичного моменту вза-

(13) A

(11) 56077

(19) UA

галі не відбувається

Таким чином, маючи інформацію про накопичений кінетичний момент протягом заданого інтервалу часу, наприклад, за період обертання супутника по орбіті, та витрачену потужність, можна точно обрахувати необхідну масу НКМ, потрібні запаси енергії та забезпечити необхідну точність орієнтації супутника

Заявлений спосіб орієнтації ШСЗ виконується в такій послідовності

1 Попередньо розраховують аналітичні прогнозні моделі збурюючого моменту та геомагнітного поля в заданих ділянках орбіти

2 Протягом заданого інтервалу часу, наприклад, за період обертання супутника по орбіті, на основі обробки сигналів, пропорційних накопиченим по осях супутника складовим кінетичного моменту, які залежать від складових збурюючого моменту, коригують попередньо розраховану аналітичну прогнозну модель збурюючого моменту

3 Вимірюють поточні значення напруженості геомагнітного поля по осях супутника протягом заданого інтервалу часу, наприклад, за період обертання супутника по орбіті, і використовують ці значення для поточного коригування попередньо розрахованої аналітичної прогнозної моделі геомагнітного поля

4 По скоригованій аналітичній прогнозній моделі збурюючого моменту обраховують прогнозне значення накопиченого кінетичного моменту для заданого майбутнього інтервалу часу, наприклад, за період обертання супутника по орбіті

5 Якщо обраховане прогнозне значення накопиченого кінетичного моменту перевищить задану максимально припустиму величину, то, використовуючи скориговану аналітичну прогнозну модель геомагнітного поля, розраховують ту ділянку орбіти супутника, на якій накопичений кінетичний момент можливо скинути з мінімальним енергоспоживанням.

6 Після того, як супутник досягне цієї ділянки орбіти, виконують скидання накопиченого кінетичного моменту

На кресленні (фіг.) зображений пристрій для реалізації запропонованого способу

До складу пристрою входять силові котушки 1, магнітметри 2, обчислювальний пристрій 3, блок 4 живлення

Силові котушки 1 призначаються для створення керуючого моменту при розвантаженні НКМ за рахунок взаємодії магнітного поля силових котушок 1 з геомагнітним полем. Магнітметри 2 є односкладовими, магнітні осі кожного з них жорстко зв'язані з конструктивними осями супутника. Магнітметри 2 використовують для вимірювання складових геомагнітного поля з подальшим коригуванням його прогнозної моделі. Обчислювальний пристрій 3 призначений для обробки всіх да-

них, що надходять з НКМ та магнітметрів 2, і подачі сигналів керування на силові котушки 1. Блок 4 живлення необхідний для функціонування всіх пристроїв та систем

Пристрій працює таким чином

НКМ надають інформацію про складові збурюючого моменту, що діє на супутник, а магнітметри 2 - про складові геомагнітного поля. В обчислювальному пристрої 3 відбувається обробка цих даних та коригуються прогнозні моделі накопиченого кінетичного моменту та геомагнітного поля. Згідно зі скоригованими прогнозними моделями в обчислювальному пристрої 3 формується алгоритм розвантаження НКМ на наступний період обертання супутника по орбіті за допомогою силових котушок 1.

Керуючий момент \vec{M} в такому пристрої створюється за рахунок взаємодії магнітного моменту \vec{P} силових котушки 1 з індукцією \vec{B} геомагнітного поля [2]

$$\vec{M} = \vec{P} \times \vec{B}$$

Струм, що проходить через силову котушку 1, електромагнітна вісь якої співпадає з віссю O_x , позначимо I_x , з віссю O_y - через I_y , з віссю O_z - через I_z . Тоді магнітний момент кожної силових котушки 1 буде мати вигляд

$$P_x = nS I_x,$$

$$P_y = nS I_y,$$

$$P_z = nS I_z,$$

де n та S - відповідно число витків та площа витка

Проектуючи отримані вирази на координатні осі, запишемо відповідні вирази для струмів, які необхідно пропустити через силові котушки 1 для отримання потрібних значень керуючих моментів

$$I_x = \frac{k}{nS} (B_y M_z - B_z M_y),$$

$$I_y = \frac{k}{nS} (B_z M_x - B_x M_z),$$

$$I_z = \frac{k}{nS} (B_x M_y - B_y M_x),$$

Зміна значень коефіцієнту k внаслідок зміни індукції геомагнітного поля може бути врахована при проектуванні замкнутої системи управління кутівими рухами супутника введенням контуру самонастроювання

Література

1 Самостокин Б.Б., Степанковский Ю.В. О работе моментного магнитопривода в режиме непрерывной разгрузки носителей кинетического момента // Известия ВУЗов СССР. Приборостроение, 1974 - №10 - с 75 - 78

2 Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическим летательным аппаратом - М. Машиностроение - 1964 - 404с

