

СИСТЕМИ ЖИТТЕЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНОГО НАНОСУПУТНИКА

Явіся В.С., Лисенко О.І.

*Інститут телекомунікаційних систем
КПІ ім. Ігоря Сікорського, Україна
E-mail: yavisya@bigmir.net*

TELECOMMUNICATION NANOSATELLITE LIFE SUPPORT SYSTEMS

The creation of a satellite communication and navigation system based on distributed telecommunications satellites, which are a cluster of a certain number of nanosatellites, is possible only if the problem of ensuring their controlled position in orbit, as well as reliable energy supply. An approach to the construction of a stabilization and orientation system, as well as a power supply system is proposed

Створення системи супутникового зв'язку та навігації на базі розподілених телекомунікаційних супутників, які являють собою кластерне угруповання певної кількості наносупутників (НС), можливе тільки у випадку рішення завдання забезпечення керованого положення НС на орбіті, а також надійного енергозабезпечення [1].

Система орієнтації телекомунікаційного або навігаційного НС повинна будуватись виключно на активних методах, які реалізують за допомогою двигунів-маховиків, моментного магнітопривіду або реактивних двигунів (РД). Причому РД вимагають наявності на борту значних запасів палива, тому, останнім часом широко застосовують іонні двигуни (ІД), для роботи яких необхідна на порядок менша кількість палива, ніж для звичайних РД.

Для оцінки ефективності активних методів орієнтації зробимо ряд уточнень. НС стандарту CubeSat являє собою куб з ребром $R = 0,1$ м та масою близько $m_{нс} = 3$ кг. При використанні двигунів-маховиків на одній осі розташовується два маховики, які працюють синхронно. При реалізації моментного магнітопривіду для орієнтації по одній осі необхідне застосування двох котушок, розташованих під прямим кутом одна відносно іншої. ІД розташовуються на краю поверхні певних сторін CubeSat. Оскільки, для системи на двигунах-маховиках зміна швидкості обертання маховиків відбувається майже миттєво, при розрахунках цей час можна не враховувати. У свою чергу робота систем з моментним магнітопривідом та з ІД фактично відбувається в два однакові за тривалістю етапи – на першому відбувається розгін до певної кутової швидкості обертання, а на другому – гальмування [2].

Тоді, можна показати, що кут повороту НС навколо певної осі для різних систем орієнтації визначають наступні вирази:

- для системи на двигунах-маховиках:

$$\alpha_{nc}(t) = 3 \frac{m_m r^2}{m_{nc} R^2} \omega_m t \quad (1)$$

де m_m – маса маховика; r – радіус диска маховика; ω_m – швидкість обертання маховика;

- для системи з моментним магнітопривідом:

$$\alpha_{nc}(t) = \frac{3IpSB}{2m_{nc} R^2} t^2 \quad (2)$$

де I – струм котушки; p – число витків котушки; S – площа рамки котушки; B – індукція магнітного поля Землі;

- для системи з ІД:

$$\alpha_{nc}(t) = \frac{3F}{4m_{nc} R} t^2 \quad (3)$$

де F – сила, що розвивається ІД.

Зазначимо, що для системи на двигунах-маховиках кут обертання є лінійною функцією часу, а для систем з моментним магнітопривідом та з ІД – залежність квадратична. Для порівняння активних систем були обрані наступні значення параметрів, що входять до формул (1-3): $m_m = 0,02$ кг, $r = 0,03$ м, $\omega_m = 1,16$ рад/с (в середньому 4000 обертів за хвилину), $I = 0,43$ А, $p = 100$, $S = 0,005$ м², $B = 30$ мкТл, $F = 100$ мкН.

Часова залежність величини кута повороту для певної системи із урахуванням зазначених вище допущень представлена на рис. 1.

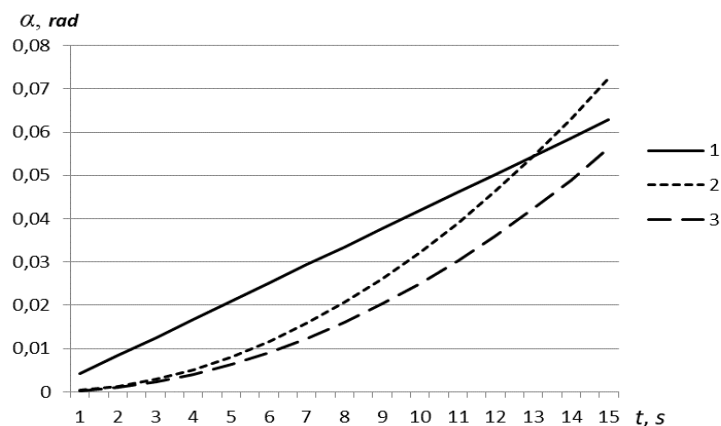


Рис. 2. Часова залежність величини кута повороту НС: 1 – для системи на двигунах-маховиках, 2 – для системи із моментним магнітопривідом, 3 – для системи з ІД.

Виходячи з характеристик, які наведені на рис. 1, можна заключити, що всі три системи володіють приблизно однаковими можливостями на інтервалі часу до 15 с, впродовж якого кутове положення НС змінюється майже на 0,7 рад або 4 градуси. Причому добір параметрів та аналіз проведений за умови, що системи мають близькі ваго-габаритні характеристики та показники

енергоспоживання. Але кожна із систем має певні недоліки: системи на двигунах-маховиках потребують періодично здійснювати їх розвантаження; системи із моментним магнітопривідом не забезпечують одночасну тривісну орієнтацію, що пов'язано із структурою магнітного поля Землі; системи з ІД мають ресурс роботи, який обмежений запасами палива.

З погляду на це обґрунтованим буде одночасне використання хоча б двох систем. Оскільки системи орієнтації на двигунах-маховиках та магнітних виконавчих органах не дозволяють здійснювати зміну орбіти НС, найбільш доцільним буде використання комбінованої системи, яка може бути реалізована в двох варіантах. В першому, вона складається з двигунів-маховиків та ІД, в другому – з магнітних котушок та ІД. Двигуни-маховики або магнітні котушки дозволяють вирішувати завдання стабілізації й орієнтації. ІД в першому варіанті реалізації будуть задіяні, в основному, для періодичного розвантаження двигунів-маховиків, в другому – для допомоги системі з моментним магнітопривідом виконувати одночасну тривісну орієнтацію. Але в обох варіантах ІД забезпечать можливість зміни орбіти НС, що в цілому дозволить значно збільшити їхній термін служби, а також здійснювати плановий відхід з орбіти по закінченні експлуатації [2].

Безперервне функціонування НС потребує певного енергозабезпечення. Зазвичай, основними споживачами є приймально-передаюче обладнання та система орієнтації НС.

Загасання для ідеальної ізотропної антени у вільному просторі визначається:

$$L = 32,4 + 20 \lg(f) + 20 \lg(d), \quad (4)$$

де f – частота в МГц, d – відстань в км.

Тому на межі зони обслуговування кластеру (відстань понад 1500 км) загасання становить $L = 160$ дБ.

Чутливість сучасних приймачів терміналів персонального супутникового зв'язку близько -118 дБ. Враховуючи підсилення спіральної антени до $G=15$ дБ, втрати, що пов'язані із формуванням спіральною антеною сигналу із круговою поляризацією – порядку 3 дБ, а також можливі втрати в атмосфері до 3 дБ, потужність випромінювання із «запасом» в 3 дБ повинна становити:

$$P = 160 - 118 - 15 + 3 + 3 + 3 = 36 \text{ дБ}, \quad (5)$$

тобто 4 Вт. Коефіцієнт корисної дії (ККД) передавача, як правило, не перевищує 30%, що відповідає потужності споживання 14 Вт. Додатково для роботи приймача потрібно 5 Вт.

Необхідне взаємне розташування променів НС в кластері можна забезпечити лише при керованому польоті НС. Гібридна система орієнтації та стабілізації споживає близько 4-8 Вт. При цьому необхідно врахувати той факт, що частина електричної потужності витрачається на підзарядку акумулятора, який забезпечує роботу НС під час знаходження його в тіні Землі. Виходячи з цього, сонячна батарея повинна забезпечити потужність живлення на рівні 45 Вт [1, 3].

Потужність потоку сонячного випромінювання на вході в атмосферу

Землі, складає близько 1366 ват на квадратний метр [4]. На сьогодні переважна більшість виробників сонячних батарей представляють продукцію з коефіцієнтом корисної дії (ККД), що не перевищує 20%, хоча є заяви про нові гелієві сонячні панелі, виготовлені із застосуванням нанотехнологій та нових напівпровідникових матеріалів з ККД до 35% [3, 5].

За умов розташування поверхні сонячної батареї НС перпендикулярно напрямку поширення сонячних променів (із допуском на незначне відхилення до 15 градусів), електрична потужність, яка виробляється, може бути знайдена:

$$P = 1366 \times \eta \times S, \quad (6)$$

де η – ККД сонячної батареї; S – площа поверхні сонячної батареї.

Для отримання необхідної потужності живлення площа поверхні сонячної батареї повинна бути не меншою, ніж:

$$S = \frac{P}{1366 \times \eta}, \quad (7)$$

тобто $S = 0,165 \text{ м}^2$. Стандартний розмір НС формату *CubeSat-1* – куб із стороною 10 см. За умови використання двох симетричних батарей, одна сторона якої дорівнює зазначеним 10 см, інша, за умови округлення розрахункового значення у більший бік, кратний 10 см – повинна мати довжину 90 см. Виходячи з цього та враховуючи необхідність наявності акумулятора у конструкції НС, його формат можна визначити як *CubeSat-2*, коли в одному кубі будуть розташовані елементи енергоустаткування (сонячні батареї та акумулятор), а в іншому – обладнання відповідно до функціонального призначення.

Таким чином, особливості основних систем життєзабезпечення телекомунікаційного наносупутника наступні: кероване положення НС на орбіті може бути забезпечено шляхом використання комбінованої системи, яка може бути реалізована за допомогою двигунів-маховиків або магнітних катушок та ІД; для забезпечення питомого електроспоживання конструкція НС не може бути за форматом меншою ніж *CubeSat-2*.

Література

1. Lysenko, O.I., Tachinina, O.M., Yavisya, V.S., Alekseeva, I.V. Concept of construction of satellite communication and navigation system clear space. IEEE 6th International Conference, «Methods and Systems of Navigation and Motion Control», Kyiv, Ukraine, October, 22-24, 2020). – К.: NAU, 2020. – pp. 110–113.
2. V.S. Yavisya, N.M. Bendasiuk. Analysis of Methods for Orientation and Stabilization of Nano-Satellites // 4th International Conference methods and systems of navigation and motion control (MSNMC-2016), October 18-20, 2016, Kyiv, Ukraine, pp. 158-161. ISBN 978-1-5090-1052-3.
3. Alexander Lysenko, Valerii Yavisya, Andrii Tureichuk, Irina Alekseeva. Monitoring system and fixed communication on the basis of nanosatellites // 2018 5th International Scientific-Practical Conference Problems of Infocommunications. Science and Technology (PIC S&T). October 10-13, 2018, Kyiv, Ukraine, pp. 495-498.
4. Энциклопедия по машиностроению XXL /Электронный ресурс/ <http://mash-xxl.info/info/495944>.
5. Солнечные батареи в космическом пространстве / Электронный ресурс/ <http://solarb.ru/solnechnye-batarei-v-kosmicheskom-prostranstve>.