

СИСТЕМА ЗА ОРИЕНТАЦИЯ И СТАБИЛИЗАЦИЯ НА МИКРОСПЪТНИК ЗА ДИСТАНЦИОННО ИЗСЛЕДВАНЕ НА ЗЕМЯТА

Михаил Владов¹, Ион Бостан², Дмитрий Добров³, Алексей Долгополов⁴,
Петър Гецов⁵, Виктор Пътов⁶, Борислав Станев⁷, Теодор Бобев⁸

^{1,2}Технически университет, Молдова, ^{3,4}"Comelpro" SRL, Молдова, Кишинев,
^{5,6,7,8}Институт за космически изследвания – Българска академия на науките
e-mail: ¹mvladov@adm.utm.md, ²ibostan@adm.utm.md, ^{3,4}Comelpro@mail.ru,
⁵director@space.bas.bg, ⁶vpatov@space.bas.bg, ^{7,8}bstanev@space.bas.bg

Ключови думи: Система за ориентация и стабилизация, маховици, електромагнитни бобини, магнитометър, слънчев датчик, звезден датчик, магнитна ориентация, гравитационна ориентация.

Резюме: Разгледани са възможностите за построяване на системата за ориентация и стабилизация (СОС) на микроспътник за дистанционно изследване на Земята. Представен е съставът на СОС, изискванията за точността, принципът за построяване. Анализирани са съществуващи системи за ориентация и стабилизация, посочени са проблеми, възникващи при построяване на такива СОС, набелязани са пътищата за решаване на тези проблеми.

MICROSATELLITE ORIENTATION AND STABILIZATION SYSTEM FOR REMOTE SENSING OF THE EARTH

Michael Vladov¹, Ion Bostan², Dmitry Dobrov³, Alexei Dolgoplov⁴,
Petar Getsov⁵, Victor Patov⁶, Borislav Stanev⁷, Teodor Bobev⁸

^{1,2}Technical University, Moldova, ^{3,4}"Comelpro" SRL, Moldova, Kishinev,
^{5,6,7,8}Space Research Institute - Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: ¹mvladov@adm.utm.md, ²ibostan@adm.utm.md, ^{3,4}Comelpro@mail.ru,
⁵director@space.bas.bg, ⁶vpatov@space.bas.bg, ^{7,8}bstanev@space.bas.bg

Keywords: Orientation and stabilization system, reaction wheels, electromagnetic coils, magnetometer, sun sensor, star sensor, magnetic orientation, gravity orientation.

Abstract: The possibilities for constructing a microsatellite orientation and stabilization system (OSS) for remote sensing of the Earth are considered. The composition of the OSS, the accuracy requirements and the construction principle are presented. Existing orientation and stabilization systems are analyzed, the problems arising in the construction of such OSSs are considered, the ways to solve these problems are identified.

Основното предназначение на микроспътника (МС) с маса около 50 kg е дистанционно изследване на Земята с пространствено разрешение 25 – 30 метра, затова при построяването на системата за ориентацията и стабилизацията му (СОС) изхождаме от изискванията към точността на ориентацията на датчика за дистанционното сондиране на Земята, които на настоящия етап от разработките са следните:

- максимална грешка на ориентацията в орбиталната координатна система - не повече от 0,1°;
- грешка при определянето на ъгловата скорост по трите оси - не по-голяма от 0,002 – 0,004 °/s;
- възможност за получаване на данните за ориентацията на космическия апарат по всяко време;
- маса на системата - 5 – 10 kg;
- консумирана мощност - 10 – 15 W.

СОС трябва да функционира на кръгова орбита на височина 600 – 900 км и наклон 97 – 100° и да решава следните задачи:

- демпфиране на ъгловите скорости на МС и ориентиране на слънчевите батерии към Слънцето след извеждането на работната орбита и отделянето от средствата за извеждане;
- осигуряване на програмни завъртания на МС относно избраната координатна система;
- ориентация на МС при функционирането на орбитата относно избраната координатна система;
- подаване на информация за ъгловото положение на МС относно избраната координатна система.

За изпълнение на тези изисквания в МС е необходимо да се реализира триосна комбинирана (активно-пасивна) СОС с гравитационна щанга, реактивни колела (маховици) и токови бобини за гасене на остатъчните моменти.

В състава на СОС влизат следните елементи:

1. Датчици:

- двукоординатен слънчев датчик с грешка на измерването до 0,1°;
- звезден датчик;
- блок влакнесто-оптични измерители на ъгловите скорости;
- магнитометър с грешка на измерването до 1,0°.

2. Активни елементи:

- управляващи маховици с кинетичен момент до 0,2 N.m.s,
- електромагнитни бобини с магнитен момент до 2 A.m².

3. Пасивни елементи:

- гравитационна щанга.

4. Блок за управление.

Използването в микроспътника на конкретни изделия от изброените по-горе елементи на СОС се определя от следните критерии:

- точност;
- диапазон на измерване;
- маса и габарити;
- консумирана енергия.

Необходимо е да се включи и критерий “достъпност” (възможност за доставка и цена на елементите).

Предложените принципи за ориентация и стабилизация на МС в определена степен вече са реализирани в някои микроспътникови платформи, например Tubsat-N, Германия [1]; Sunsat, ЮАР [2]; QuikToms [3]; PROBA, Белгия [4]; ЧИБИС, Русия; Прозрачный МИР-М, Русия и др. Някои от изброените МС са в проект, някои летят, други са претърпели авария при старта или в полет.

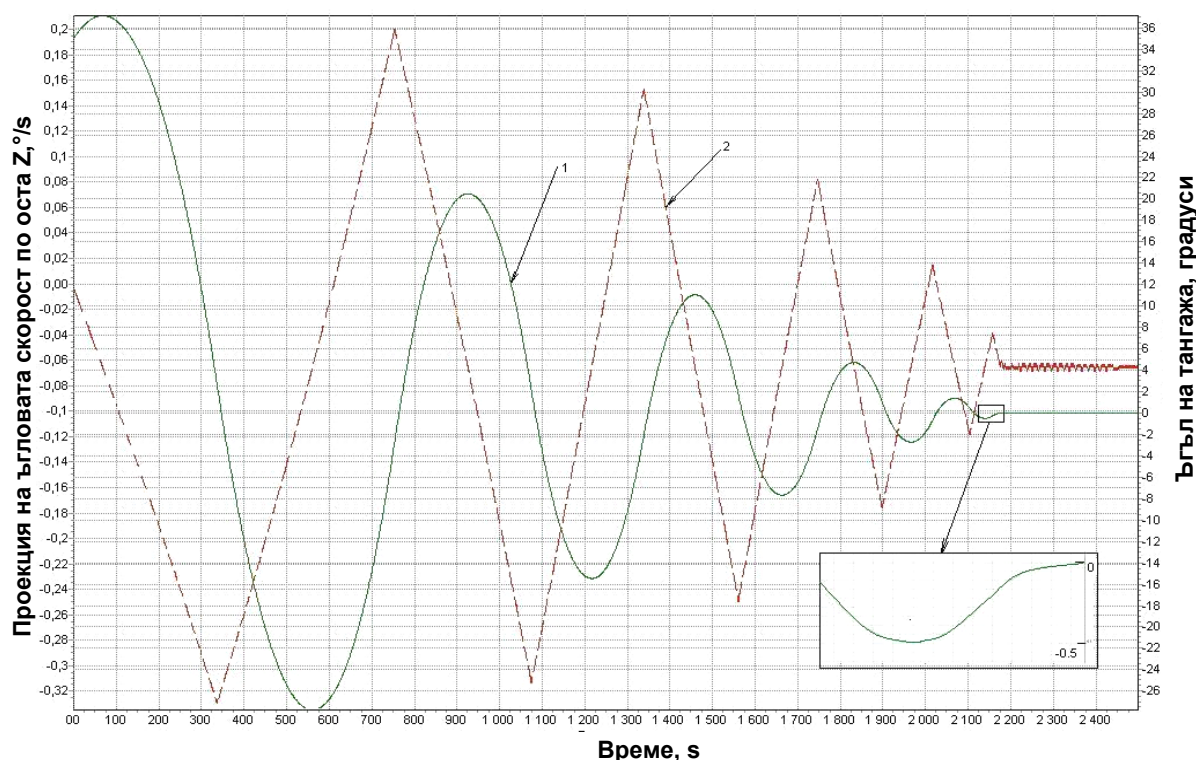
Необходимо е да се отбележи, че реализацията в МС на 3-координатен активен маховичен принцип на ориентация има определени сложности. Най-напред това е свързано с влиянието на паразитните моменти за този клас спътници, тъй като при това управляващите моменти стават, ако не сравними с паразитните, то, в крайна сметка, значително се приближават до тях, в сравнение с управляващите моменти на масивните спътници. В работата [5] е предложен алгоритъм за управление на двигателите-маховици за стабилизация на ъгловото движение на МС относно някакво избрано равновесно положение. Въртенето на спътника се погасява чрез преразпределяне на кинетичния момент между корпуса на спътника и маховиците. Но може да възникне критична ситуация, когато един или няколко маховика достигат максимално възможния кинетичен момент, което прави невъзможна работата на алгоритъма. За този случай се предвижда система за разтоварване на маховиците, която се включва при достигане от маховиците на максимални значения на кинетичния момент, например, електромагнитни бобини. Проработени са съответните алгоритми за разтоварване. Освен това, при избора на алгоритъма за управление на МС трябва да се отчита и критерия за оптималност на енергетичните загуби.

В работата [6] за СОС, използващи маховици и токови бобини, се разглежда възможността и особеностите на алгоритмите за управление с един или три маховика на борда на МС, алгоритмите за тяхното разтоварване, проблемите, свързани с включването и изключването на маховиците на борда.

Обикновено в практическите задачи за управление на ъгловото движение на спътника за формиране на управляващите сигнали се използва пропорционално-диференциален закон за управление. Проблемите в този случай са свързани с големите загуби на енергия, с точността на изпълнение на ъгловите движения, продължителното време за успокоение на спътника след завършване на развъртането. На настоящия етап авторите на тази работа съвместно разработват комбиниран закон за управление движението на спътника. При комбинираното регу-

лиране систематичните и програмните смущения се реализират с отворена схема за управление (управление по смущение), а случайните смущения – със затворена (управление по отклонение).

Прието беше някои алгоритми от горепосочените работи да се използват в програмното осигуряване на СОС на микроспътника за дистанционно изследване на Земята и те сега се намират на етапа на програмно тестване. Например, беше проведено числено моделиране на алгоритъма за управление на МС с електромагнитни бобини. В този алгоритъм за триосна магнитна стабилизация управляващият магнитен момент се състои от две съставящи - ориентираща и демпфираща. На фиг.1 е показано изменението на ъгъла на тангажа на МС във времето, от което се вижда, че стабилизирането по тангажа в границите на $\pm 0,5^\circ$ настъпва след не по-малко от 30 минути. Но в зависимост от коефициентите на управлението, съотношенията на инерционните моменти, моментите на превключване на управлението, това време може да достига десетки часове. Оценката на точността на стабилизация показва, че алгоритъмът може на практика да се използва за триосна стабилизация на отделни режими на полета на МС.



Фиг. 1. Моделиране на въртеливото движение на спътника при използване на магнитна ориентация: зависимост на ъгъла на тангажа (1) и ъгловата скорост (2) от времето.

На същия програмен модел за управление при полярни орбити беше проверена възможността за управление на МС с използване на токови бобини по тангажа и крена в полярните ширини и по тангажа и курса в екваториалните ширини. Тук за триосна стабилизация на спътника в орбиталната координатна система се използва разпределен във времето закон за управление: на всеки от времевите етапи за стабилизация се използва непрекъснато по участъци едноосно управление.

Предвижда се тези алгоритми да се проверят с макет на МС на лабораторния стенд за отработка на начините за управление на ориентацията на малки космически апарати, предложен в работата [7].

За предварително успокоение на МС, веднага след отделянето от носителя се предлага да се използва така нареченият В-dot алгоритъм. Той достатъчно често се използва в микроспътниците [8]. Бобините на магнитната система генерират магнитен момент, пропорционален на скоростта, с която се изменя векторът на индукцията на земното магнитно поле, взета с обратен знак. Разработено е програмно осигуряване по реализацията на този алгоритъм на МС. Беше извършено числено моделиране на алгоритъма за предварително успокоение на МС, резултатите са показани на фиг. 2.

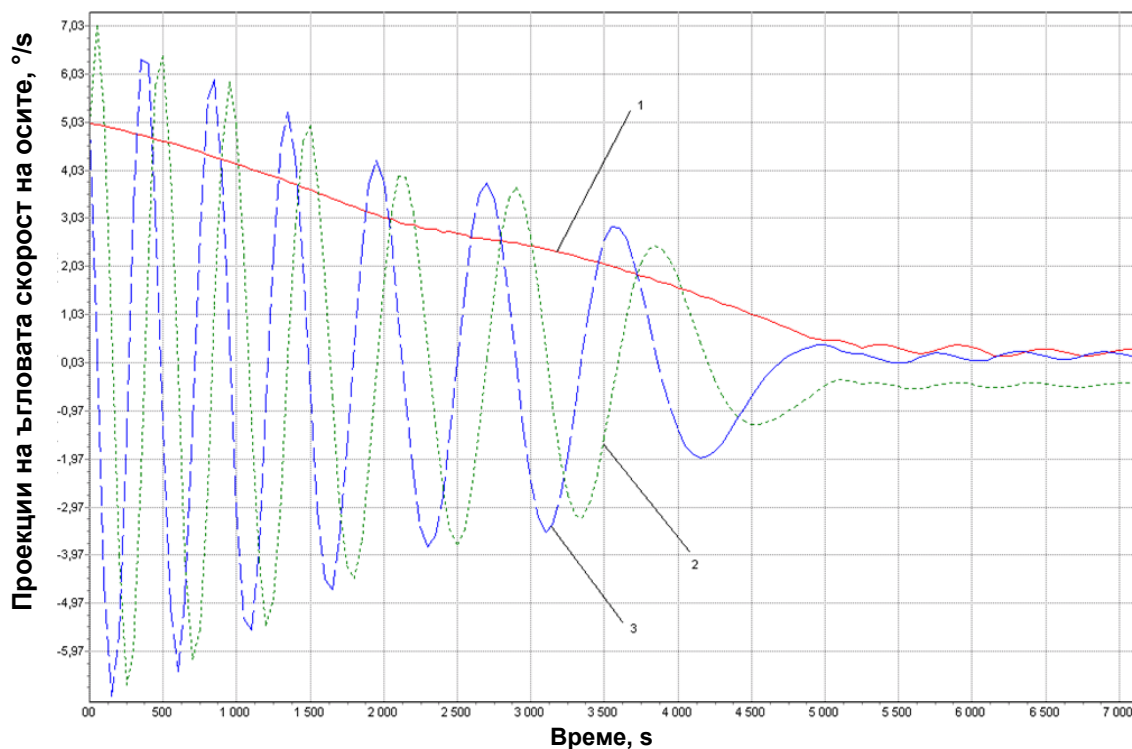


Рис. 2. Моделиране на въртеливото движение на спътника при използване на V-dot алгоритъма: зависимост на ъгловата скорост на спътника по крена (1), курса (2) и тангажа (3) от времето, начална ъглова скорост на спътника 5 °/s.

Някои от принципите за работа на СОС на МС бяха проверени с помощта на програмното осигуряване Microsatellite Modeler [9], предназначено за пресмятане движението на спътниците по произволни околоземни орбити.

За постигане на характеристиките на СОС по точност, отчитайки, че датчиците на системата имат грешка при измерването $0,1^\circ$ и по-голяма, се предлага да се използва математически апарат на базата на филтъра на Калман, осигуряващ грешка при определяне на ориентацията на МС не повече от $0,1^\circ$ и грешка при определяне на ъгловата скорост не повече от $0,004 - 0,01$ °/s. Извършено е моделиране на системата за определяне на ориентацията с непълен състав датчици и активни елементи с използване на филтъра на Калман и пакета програми MATLAB.

Литература:

1. <http://tubsat.fb12.tu-berlin.de/Tubsat-N.html>
2. Новости космонавтики № 4, 1999
3. www.orbimage.com
4. Новости космонавтики № 12, 2001
5. Черемисин В. В. Реализация маховичной системы ориентации и стабилизации углового движения малых спутников. Труды совещания "Управление движением малогабаритных спутников", ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, Москва, 2006.
6. Карпенко С. О. Алгоритмы управления ориентацией микроспутников. Труды совещания "Управление движением малогабаритных спутников", ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, Москва, 2006.
7. Зараменских И. Е., С. О. Карпенко, А. М. Овчинников, А. С. Середницкий, С. В. Фокин, Е. А. Цветков. Лабораторный стенд для отработки способов управления ориентацией малых КА. Труды совещания "Управление движением малогабаритных спутников", ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, Москва, 2006.
8. Whitford C., D. Forrest. The CATSAT Attitude Control System. 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1998.
9. <http://microsat.sm.bmstu.ru>