

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ПО СОЛНЦУ НАНОСПУТНИКА

М. А. Луценко, С. В. Василенко

*Белорусский государственный университет, Минск, Беларусь
E-mail: sergeyvslnko@gmail.com, heracles.almelo@yandex.ru*

Описывается разработанная модель системы ориентации по Солнцу студенческого наноспутника BSUSat-2. На основании модели отрабатываются алгоритмы определения ориентационных углов в системе координат, связанной со спутником. Исследуется способ расширения рабочего диапазона системы за счёт предсказания угловой ориентации в слепых зонах.

Ключевые слова: *наноспутник, ориентация, датчик направления на Солнце.*

ВВЕДЕНИЕ

Система ориентации наноспутника по Солнцу (СОС) должна обеспечивать определение ориентации на Солнце в системе координат, связанной со спутником (СКС), в телесном угле 4π при освещении спутника прямыми солнечными лучами [1]. Стандарт CubeSat определяет форму наноспутников как параллелепипед с размерами, кратными кубическому блоку со сторонами 10 см. Соответственно, спутник имеет 6 взаимно перпендикулярных граней. Установка солнечных датчиков с угловым полем зрения, превышающим $\pm 45^\circ$ от нормали на каждую грань, решало бы эту задачу [2]. Однако, из-за конструктивных, массогабаритных и энергетических соображений это не всегда обеспечивается. Например, в наноспутнике BSUSat-2 солнечные датчики установлены на 4 больших гранях (Рис. 1). Сделано это для увеличения эффективной площади фотоэлектрического преобразования падающего излучения солнечными панелями.

Как следствие, система ориентации спутника по Солнцу имеет слепые зоны, в которых невозможно определение положения по прямым показаниям солнечных датчиков. Во время свободного орбитального полёта т.е. при отсутствии управляющих механических моментов исполнительных органов спутника и малой силе трения угловое движение имеет характер близкий к равномерному с пренебрежительно малой величиной углового ускорения. Используя допущение о равномерности углового движения наноспутника по показаниям солнечных датчиков в зоне освещения возможно оценить параметры углового движения, в первую очередь, угловую скорость ω , чтобы в дальнейшем, при попадании в слепую зону, использовать оценку ω для определения углового положения спутника по отношению к Солнцу.

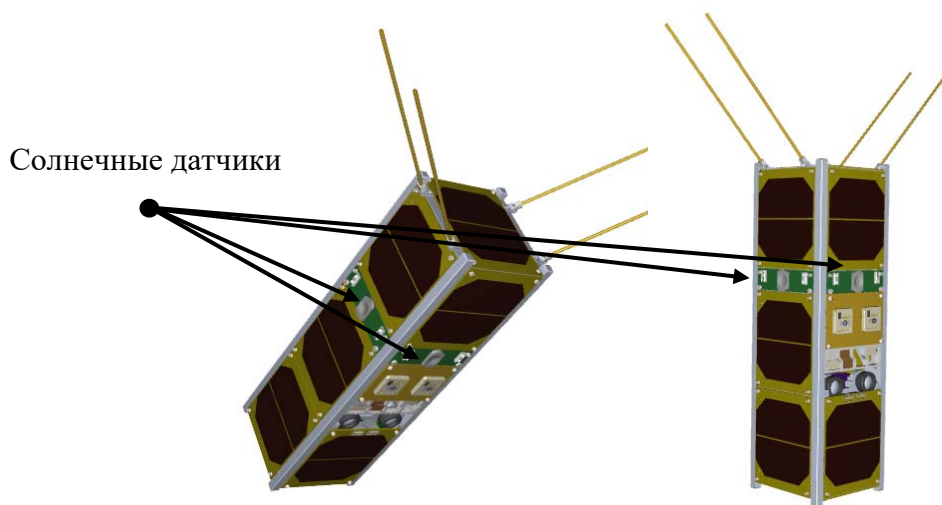


Рис. 1. 3D модель наноспутника BSUSat-2.
Солнечные датчики только на больших гранях

Целью работы является:

- создание модели СОС наноспутника BSUSat-2;
- моделирование СОС для изучения ее работы;
- отработка на созданной модели алгоритмов определения искомого вектора ориентации по показаниям солнечных датчиков для их последующей реализации в бортовой аппаратуре наноспутника.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СОС

Модель СОС состоит из четырех солнечных датчиков. Для реалистичности модель каждого датчика учитывала: ограничение рабочего диапазона FOV - угловое поле зрения в собственной системе координат датчика (СКД), угловую ошибку показаний $f(\theta)$, $g(\varphi)$ – результат остаточной ошибки калибровки датчика, собственные шумы η_θ , ξ_φ (1, 2). Показания датчика θ^* и φ^* рассчитывались по формулам:

$$\theta_i^* = \begin{cases} \theta_i + f(\theta_i) + \eta_{\theta i}, & \theta_i < FOV \\ 0, & \theta_i > FOV \end{cases}, \quad (1)$$

$$\varphi_i^* = \varphi_i + g(\varphi_i) + \xi_{\varphi i}, \quad i = \overline{1,4} \quad (2)$$

Модель системы датчиков (Рис. 2) учитывала: размещение каждого датчика на отдельной грани спутника - ориентацию СКД относительно СКС (матрица поворота D_i), ошибку монтажа датчиков – не ортогональность размещения (матрица поворота E_i).

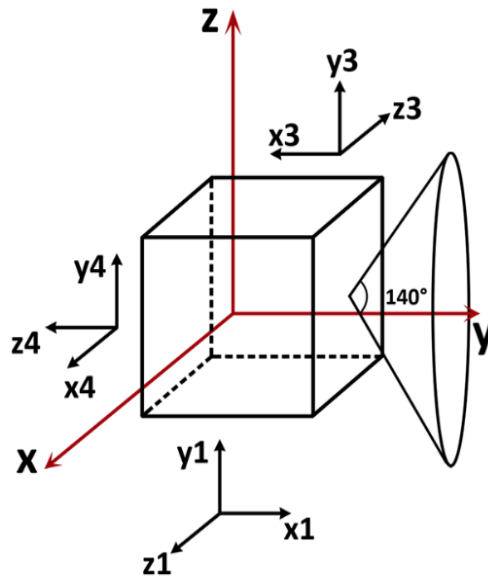


Рис. 2. Системы координат: связанные с датчиками, со спутником.
Угловое поле зрения одного из датчиков

Для моделирования системы задавались начальные зенитный и азимутальный углы ориентации солнечного вектора в СКС – θ_0 , φ_0 , зенитная и азимутальная компоненты вектора угловой скорости - ω_θ , ω_φ , шаг и время моделирования - Δt , T . Точную угловую ориентацию спутника относительно Солнца можно вычислить в любой момент времени моделирования $t = i \cdot \Delta t < T$ по формулам:

$$\theta = \theta_0 + \omega_\theta * t \quad (3)$$

$$\varphi = \varphi_0 + \omega_\varphi * t \quad (4)$$

При моделировании солнечный вектор переводился в каждую из СКД. С учётом уравнений (1, 2) определялся факт освещённости конкретного датчика и его выходные показания. При освещённости датчика его показания переводились в СКС. При освещённости двух датчиков их показания усреднялись. Таким образом определялась ориентация спутника относительно направления на Солнце. При отсутствии показаний всех датчиков делался вывод о нахождении солнечного вектора в слепой зоне системы. При продолжающейся серии показаний датчиков, т.е. нахождении спутника в зоне освещённости, происходила оценка угловой скорости вращения спутника, которая в дальнейшем использовалась для оценки углового положения спутника в слепой зоне. По разности модельных (θ , φ) и измеренных (θ^* , φ^*) ориентационных углов делался вывод о точности работы СОС.

РЕЗУЛЬТАТЫ

В ходе работы была разработана компьютерная математическая модель системы ориентации по Солнцу наноспутника BSUSat-2. Для реалистичности в модели были учтены факторы, снижающие точностные характеристики системы определения ориентации: угловые ошибки калибровки, ошибки монтажа, шумы показаний. Были проведены вычислительные эксперименты по валидации разработанной модели, оценке точности восстановления углового положения спутника относительно Солнца в зоне освещённости, оценке точности определения угловой скорости вращения, оценке величины угловой ошибки определения ориентации в слепой зоне.

По итогу вычислительных экспериментов было установлено, что на точность работы алгоритмов влияют точностные характеристики отдельных датчиков и точность монтажа системы. Качество оценки угловой скорости и, как следствие, ориентации в слепых зонах значительно возрастает при увеличении числа используемых для расчёта предыдущих показаний солнечных датчиков. По сути, это задача линейной фильтрации. В работе использовался фильтр скользящего среднего.

В процессе работы были реализованы, отлажены и настроены алгоритмы определения ориентации по Солнцу в зоне освещённости, оценки угловой скорости, а также алгоритм предсказания угловой ориентации в слепых зонах. Разработанные алгоритмы пригодны для реализации на языке программирования СИ и тестирования на бортовой аппаратуре электронного макета наноспутника в ходе натурных экспериментов.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. Черемухин Г. С. Приборы ориентации на Солнце // М.: Техпромиздат. 1998. 342 с.
2. Springmann J. C. Satellite Attitude Determination with Low-Cost Sensors // The University of Michigan, 2013, 141 p.