

чина подвижности. С ростом энергии электрона происходит увеличение интенсивности его рассеяния. А чем чаще электрон рассеивается при своём дрейфе в проводящем канале, тем меньшим значением подвижности он характеризуется. С увеличением напряжения на затворе наблюдается незначительное увеличение энергии электронов, что, возможно, определяется некоторым увеличением напряжённости электрического поля в проводящем канале. Отличительной особенностью электронного переноса в рассматриваемых КНИ-МОП-транзисторах является также то, что в них не формируется низкоразмерный электронный газ.

Таким образом, в настоящей работе с помощью численного моделирования методом Монте-Карло рассмотрено влияние затворного напряжения на величину паразитных токов в элементах флеш-памяти на основе КНИ-МОП-транзисторов в рабочем режиме. Анализировались транзисторы с узким и более широким проводящим слоем.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. Baik S. J., Choi S., Chung U.-I., and Moon J. T. Engineering on tunnel barrier and dot surface in Si nanocrystal memories // Solid-State Electron. 2004. Vol. 48. P. 1475–1481.
2. Борздов В. М., Жевняк О. Г., Комаров Ф. Ф., Галенчик В. О. Моделирование методом Монте-Карло приборных структур интегральной электроники. Минск: БГУ, 2007. 175 с.
3. Жевняк О. Г. Коэффициенты туннелирования электронов через потенциальные барьеры треугольной и ступенчатой формы // Международный научно-исследовательский журнал. 2015. Вып. 9, Ч. 3. С. 49–53.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДАТЧИКА НАПРАВЛЕНИЯ НА СОЛНЦЕ НА РАСПРЕДЕЛЁННЫХ ЦИФРОВЫХ СЕНСОРАХ

А. А. Камоцкий, С. Н. Семенович, И. П. Стецко

Белорусский государственный университет, Минск, Беларусь

E-mail: aliaksandr.kamotski@gmail.com, semenovich@bsu.by

Представлен процесс проектирования датчика направления на Солнце на распределённых цифровых сенсорах. Приведены способы определения вектора направления на солнце используя различные конфигурации фотодиодов. Обоснована конфигурация фотодиодов разработанного датчика, описана его структура. Приведено описание и структурная схема испытательного стенда и результаты испытаний датчика. Проведенные испытания подтвердили возможность использования опытного образца с распределёнными сенсорами в качестве датчика направления.

Ключевые слова: CubeSat; солнечный датчик; направление; фотодиод; ориентация.

Одна из наиболее важных задач, возникающих на этапе проектирования малого комического аппарата (МКА), – это задача снижения вероятности отказов целевой и функциональной бортовой аппаратуры [1]. Ключевую роль в сохранении работоспособности играют технические и эксплуатационные характеристики системы управления движением аппарата [2]. Функциональные возможности подобных систем для МКА класса CubeSat [1], обеспечивают выполнение задачи ориентации осей аппарата относительно опорной системы координат (Земля, Солнце) и задачи стабилизации угловых движений относительно центра масс аппарата. Для корректной ориентации солнечных батарей, бортовых антенных систем, целевой нагрузки или граней аппарата, с целью терморегулирования, система стабилизации и ориентации (ССО) в своих алгоритмах опирается на показания бортовых датчиков углового движения (гироскопов) и датчиков направлений (магнитометр, датчики Солнца и звезд).

В настоящий момент хорошо исследованы и опробованы в космосе многочисленные варианты построения датчиков направления на Солнце [3, 4] с использованием разнообразных фотодетекторов (группа фотодиодов или фоторезисторов, ПЗС линейка или CMOS-матрица, позиционно-чувствительные элементы PSD). С точки зрения контроля вектора направления на солнце датчики можно условно разделить на одноосевые и двухосевые, аналоговые и цифровые.

В уже сформировавшемся стандарте CubeSat изначально сделан упор на использование общедоступных электронных компонентов, так называемых продуктов на полке «commercial-of-the-shelf» [1], поэтому при проектировании аппаратов такого класса с учетом массогабаритных и энергетических требований для снижения временных и финансовых затрат необходимо использовать миниатюрные, доступные и малопотребляющие сенсоры.

Существует множество публикаций на тему создания относительно дешевых датчиков на КМОП-линейках и позиционно-чувствительных устройствах с использованием масок различной конфигурации, но самые распространённые и опробованные в космических условиях датчики солнца используют фотодиоды или фотоэлектрические преобразователи подсистемы питания спутника [3-5]. Каркас CubeSat максимально покрыт панелями из солнечных батарей, в каждый момент времени освещены максимум три взаимно перпендикулярные грани МКА. Контролируя мгновенные значения токов от каждой из панелей, можно однозначно определить итоговое мгновенное направление вектора, используя формулу (1) для определения угла падения к нормали каждой из панелей (рис. 1-а):

$$\frac{I_e}{I_0} = \frac{A_e}{A_0} = \cos \theta, \quad (1)$$

где θ – угол между нормалью к панели и направлением на Солнце, I_0 – максимальный ток панели, I_e – текущее значение генерируемого тока, A_0 – площадь панели, A_e – эффективная площадь с учетом угла между нормалью к панели и направлением на Солнце.

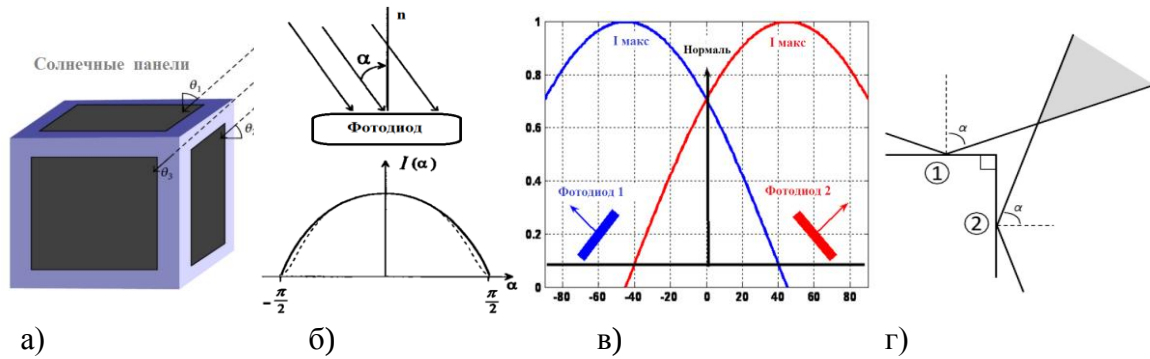


Рис.1. Варианты солнечных датчиков для МКА класса CubeSat

а) три солнечные панели в качестве сенсоров; б) одноосевой датчик на основе фотодиода и зависимость тока от угла падения солнечного излучения; в) модель измерения на основе двух фотодиодов и зависимость их токов; г) фотодиоды на разных гранях (угол обзора $\pm\alpha$) и сектор обзора

Использование измерений тока одного фотодиода позволяют определить угол падения солнечных лучей, но не направление (рис 1-б), два фотодиода расположенных под углом 90° , позволяют однозначно определить направление одной компоненты солнечного вектора:

$$\Delta I = \left(K \cos \left(\frac{90^\circ}{2} - \alpha \right) - K \cos \left(\frac{90^\circ}{2} + \alpha \right) \right) = 2K \sin(45^\circ) \sin(\alpha), \quad (2)$$

где K – коэффициент, α – угол между направлением вектора и нормалью.

С учетом того, что грани спутника взаимно перпендикулярны, фотодиоды могут быть размещены на смежных панелях наноспутника (рис. 1-г), идеальное место — в центрах панелей. Шесть парных фотодиодов могут образовать единую систему для анализа трех проекций солнечного вектора (рис. 2-а), однако из-за малого угла обзора фотодиода (типичное значение $\pm 70^\circ$) зона обзора каждой пары составит лишь 50° (серая зона на рис. 1-г). Для расширения зоны обзора можно уменьшить угол между нормальными фотодиодов на смежных гранях, но в этом случае ребра куба могут блокировать зону обзора, если угол обзора у фотодиода больше, чем угол γ между панелью и нормалью фотодиода (рис. 2-б). Общее количество необходимых фотодиодов возрастает в четыре раза, но их можно располагать на краях панелей и определять сразу две ортогональные компоненты солнечного вектора.

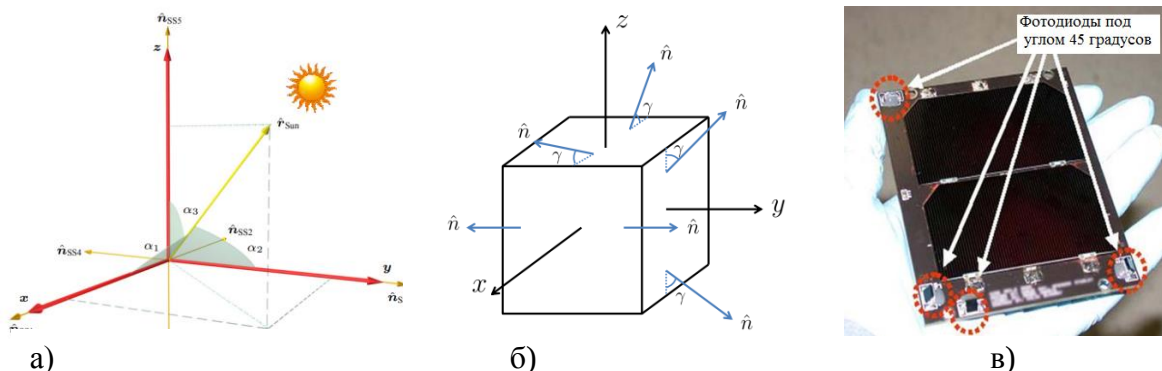


Рис.2. Различные варианты распределенных групп фотодиодов

а) 6 сенсоров на каждой грани спутника для определения 3-х проекции вектора; б) 12 фотодиодов для расширения сектор обзора; в) 4 фотодиода на краях одной грани (солнечной панели);

Такое распределенное размещение аналоговых сенсоров требует достаточно сложного схемотехнического исполнения для обработки сигналов от индивидуальных фотодиодов.

В процессе исследований был промоделирован, изготовлен и протестирован вариант солнечного датчика на основе четырех интегральных цифровых сенсоров освещенности (ВН-1750) с цифровым интерфейсом. Сенсоры расположены на гранях правильной четырехугольной пирамиды (рис. 3-а) и объединены в единую группу для измерения азимутального и зенитного угла по отношению к одной грани спутника.

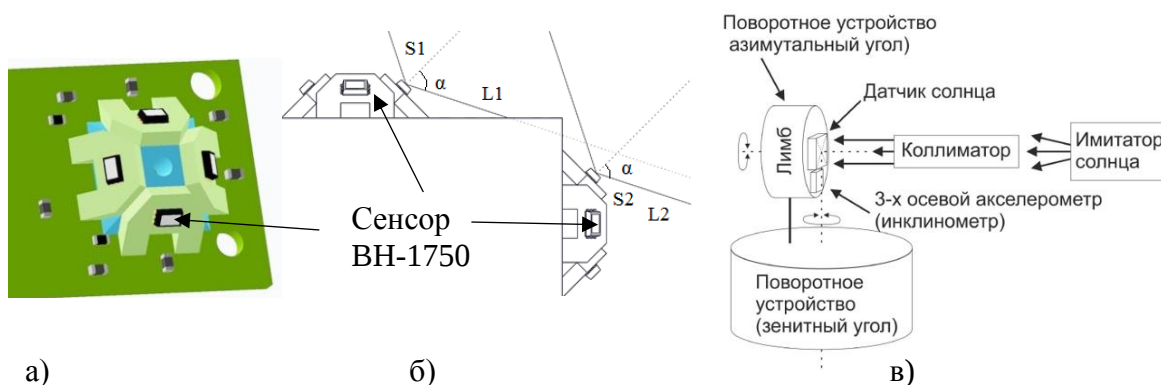


Рис.3. Датчик направления на солнце и структурная схема стенда

а) 3D-модель датчика; б) Размещение групп сенсоров; в) Структурная схема стенда;

Группы сенсоров на разных гранях с помощью цифрового интерфейса легко объединяются в единый распределённый массив для определения итогового направления на Солнце по отношению к системе координат наноспутника. Такое решение позволило исключить «мёртвую зону» – заблокированный луч L1 для сенсора S1 с углом обзора $\pm\alpha$ может быть скомпенсирован или дополнен измерениями сенсора S2 (луч L2).

Образец датчика направления был протестирован в лабораторных условиях на стенде с использованием имитатора Солнце (рис. 3-в). Для

натурного моделирования солнечного излучения был использован театральный прожектор и оптический коллиматор, обеспечивающие освещённость поверхности сенсора на уровне 30 тысяч люкс. С помощью трех осевого акселерометра была реализована схема цифрового инклинометра для контроля заданных углов стенда. Экспериментальные зависимости освещённости индивидуальных сенсоров и результаты измерений зенитного угла приведены на рис. 4.

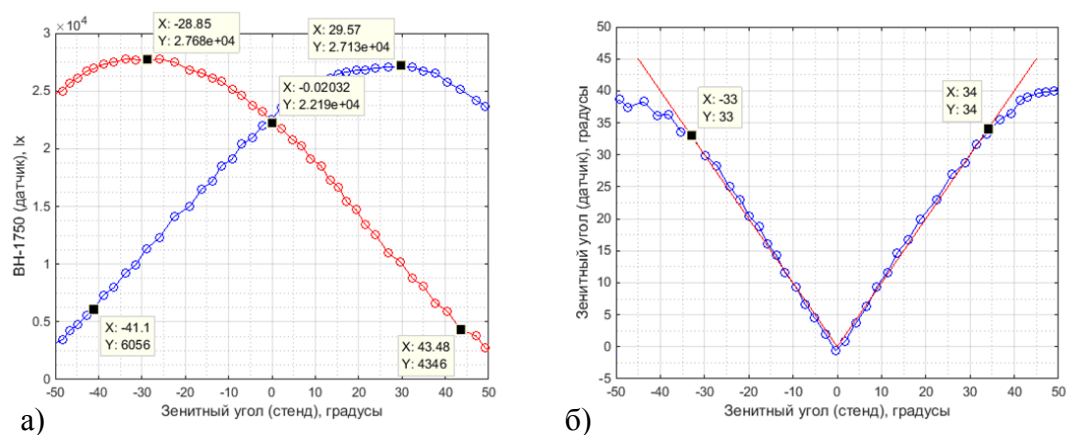


Рис.4. Результаты тестирования на стенде при контроле зенитного угла

а) Показания двух парных датчиков; б) Диапазон измерения зенитного угла;

Представленная работа является примером решения научно-технической задачи по разработке датчика направления на Солнце для подсистемы ориентации и стабилизации наноспутника. Проведенные испытания на созданном стенде и натурное моделирование с использованием имитатора Солнца подтвердили возможность использования опытного образца с распределенным сенсорами в качестве датчика направления.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. Интернет-портал NASA [Электронный ресурс] Small Spacecraft Technology State of the Art NASA/TP–2015–216648/REV1 – Режим доступа: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/small_spacecraft_technology_state_of_the_art_2015_tagged.pdf. – Дата доступа: 25.01.2020.
2. Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2017. 572с.
3. Черемухин Г. С. Приборы ориентации на Солнце для космических аппаратов. М.: Воентехиниздат. 2004г. 384 с.
4. Salgado-Conrado L. A review on sun position sensors used in solar applications // Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2018. Vol. 82, Part 3. P. 2128-2146
5. Springmann J. C. Satellite Attitude Determination with Low-Cost Sensors // J. C. Springmann – The University of Michigan, 2013, 141P.