

## К вопросу использования датчиков грубой ориентации на наноспутниках формата CubeSat

© М.А. Колесникова, П.Н. Николаев, А.В. Крамлих

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва, г. Самара, 443086, Россия

*Рассмотрен вопрос использования датчика освещенности TCS34725 в системе управления движением наноспутниковой платформы SamSat-Science, который предназначен для определения угла между нормалью датчика и направлением на центр источника излучения света. Сформирована методика калибровки датчиков освещенности, проведена серия экспериментов, подтверждена номинальная характеристика датчика освещенности и найдена зависимость среднего квадратического отклонения показаний датчика от угла падения светового потока. Рассмотрены три схемы расположения датчиков освещенности на боковых гранях наноспутника: на плоскости; на гранях четырехугольной пирамиды с углом наклона 45°; на гранях усеченной четырехугольной пирамиды с углом наклона 45°. Выбрана схема, обеспечивающая измерения с наименьшим шумом.*

**Ключевые слова:** наноспутник, датчик освещенности, методика калибровки, аппроксимирующая функция, метод наименьших квадратов, среднее квадратическое отклонение

**Введение.** Наноспутники в настоящее время широко используются для освоения и исследования космоса [1]. Эти космические аппараты имеют массу от 1 до 10 кг. Количество запусков с 2000 г. увеличилось более чем в 50 раз [2, 3]. Создание наноспутников распространено как среди космических агентств и частных космических компаний, так и среди университетов. С помощью наноспутников изучают геофизические поля, ионосферу, решают задачи дистанционного зондирования Земли, отработки бортовой аппаратуры и т. д.

Для качественного выполнения миссии наноспутником необходимо полное знание свойств, характеристик и особенностей работы всех его систем. Одна из наиболее важных обеспечивающих систем наноспутника — система определения ориентации. Алгоритмы определения ориентации могут быть разделены на две категории:

определение ориентации по одномоментным измерениям посредством решения задачи Вахбы [4, 5];

определение ориентации по совокупности одномоментных измерений и моделей динамики движения наноспутника с помощью фильтров [6, 7].

Данные алгоритмы применяются к измерениям, полученным с магнитометров, датчиков угловых скоростей, датчиков освещенности и др.

Актуальность представленного в работе исследования и калибровки датчика освещенности TCS34725 заключается в том, что выбранный датчик является не специализированным солнечным датчиком [8], имеющим высокую стоимость, а доступным на массовом рынке коммерческим датчиком освещенности, предназначенным в первую очередь для наземного использования [9, 10]. Он позволяет определить угол между его нормалью и направлением на центр источника излучения света. Результаты измерений, полученные с его помощью, применяются как для контроля работоспособности солнечных батарей, так и для определения ориентации наноспутника. Следует отметить, что перед использованием таких датчиков на наноспутнике необходимо проверить их работоспособность и провести калибровку, т. е. найти зависимость между воздействием внешней среды и полученными показаниями, а также испытать их на макете системы управления и определения ориентации [11].

Цель работы состоит в подтверждении номинальной характеристики датчика, указанной в документации [12], и в повышении точности определения угла между нормалью датчика и направлением на центр источника излучения света.

**Постановка задачи.** Рассматриваемый датчик освещенности TCS34725 с углом обзора  $\pm 90^\circ$ , который можно отнести к датчикам грубой ориентации, измеряет интенсивность света (рис. 1, а). В его состав входит фотодиодная матрица (рис. 1, б), имеющая красные, зеленые и синие фильтры. Встроенный в микросхему датчика инфракрасный фильтр отсеивает инфракрасный поток, повышая чувствительность датчика к красному, зеленому, синему и белому цвету.

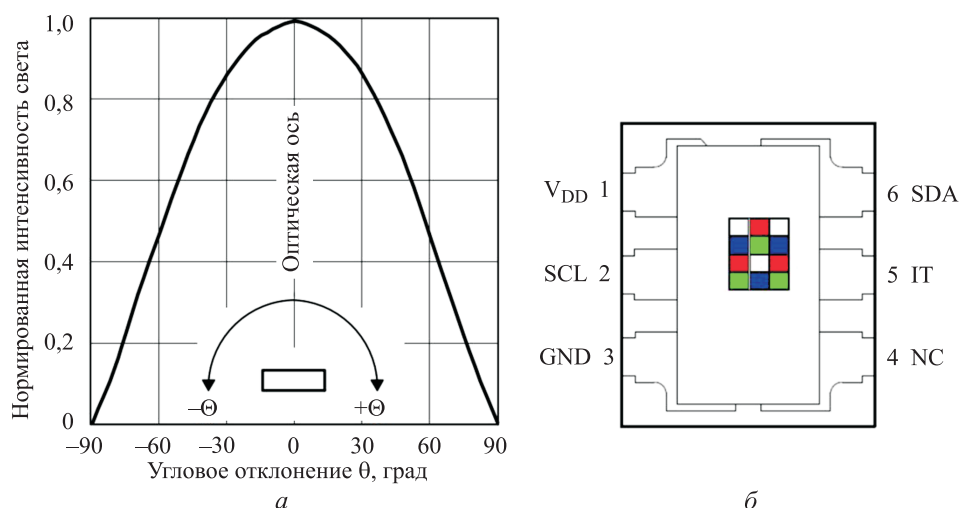


Рис. 1. Номинальная характеристика датчика освещенности TCS34725 (а) и его фотодиодная матрица (б)

Значения углов между нормалью датчика освещенности и направлением на центр излучения света вычисляются по зависимости [13]

$$\cos \alpha \cdot \Gamma = \frac{E}{E_0}, \quad (1)$$

где  $\alpha$  — угол между внешней нормалью к поверхности датчика и вектором направления на Солнце;  $\Gamma$  — коэффициент,  $\Gamma = 1$  — наноспутник находится на освещенном участке орбиты,  $\Gamma = 0$  — наноспутник находится в тени;  $E$  — величина освещенности, которую выдает датчик освещенности;  $E_0$  — Солнечная постоянная.

Поскольку калибровку датчика освещенности проводят на Земле, полагаем, что  $\Gamma = 1$ , а  $E_0$  — освещенность, которую выдает имитатор Солнца при  $\alpha = 0$ . В условиях космоса коэффициент  $\Gamma$  определяется величиной освещенности на всех датчиках, расположенных на панелях солнечных батарей наноспутника. Если его значения не превышают значение освещенности, отраженной от Земли, которая составляет 35 % освещенности Солнца [14], то  $\Gamma = 0$  и, следовательно, угол между направлением на центр Солнца и нормалью датчика освещенности в данном случае искать некорректно, так как наноспутник летит на теневом участке орбиты.

Для подтверждения номинальной характеристики, указанной в документации к датчику, необходимо аппроксимировать полученные в ходе эксперимента выходные данные с датчика освещенности. Кроме того, для повышения эффективности использования датчиков освещенности и точности определения угла между нормалью датчика и направлением на центр источника излучения света необходимо подобрать схему расположения датчиков на боковых гранях наноспутника.

**Лабораторный стенд.** Для проведения экспериментального исследования был выбран лабораторный стенд, состоящий из роботоманипулятора Fanuc (рис. 2), осуществляющего поворот на заданный угол, имитатора Солнца ИС-100 (рис. 3), который выдает энергетическую освещенность, приближенно равную постоянной солнечного излучения, оснастки для крепления датчика.

**Оснастка.** С помощью оснастки (рис. 4), разработанной в CAD-системе Autodesk Inventor Professional, датчик освещенности крепится к роботу-манипулятору, который поворачивает датчик относительно заданной оси. Оснастка представляет собой три соединенные между собой шпильками квадратные пластины из синтетического стекла размерами  $150 \times 150 \times 2$  мм, на которые крепятся подложка с датчиками освещенности и отладочная плата.

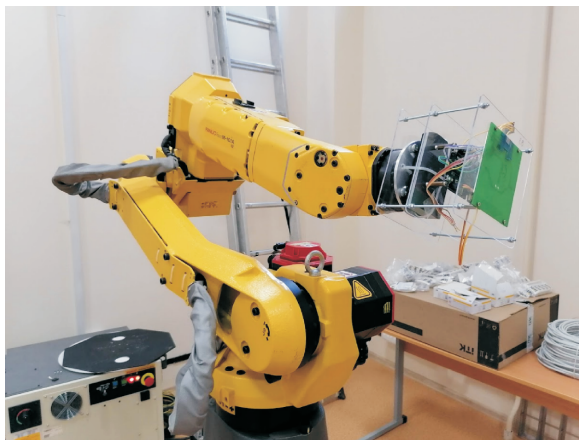
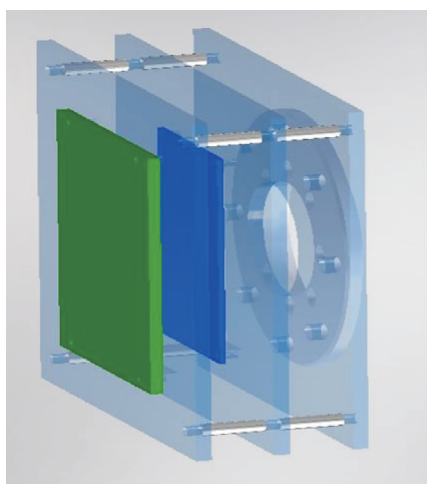


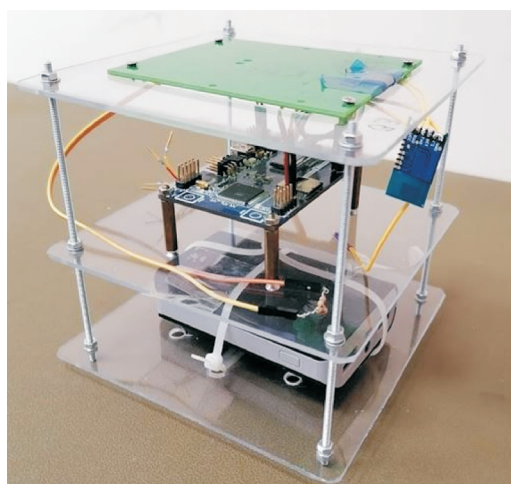
Рис. 2. Робот-манипулятор Fanuc с закрепленной на нем оснасткой



Рис. 3. Имитатор Солнца ИС-100



а



б

Рис. 4. Модель (а) и общий вид оснастки (б) крепления датчика освещенности

**Методика калибровки.** Для наземной калибровки была сформирована, отработана на лабораторном стенде и использована методика, по которой все действия выполняются в следующей последовательности:

1) измеряется пропускная способность датчика под углом  $\alpha = 0$ , для того чтобы определить шум показаний датчика, зависящий от угла падения светового потока;

2) проводится серия измерений для угла  $\alpha_i$  в течение 30 с, поскольку один пакет данных, в котором содержатся 150 значений полезной информации, передается один раз в 10 с;

3) усредняются значения освещенности, измеренные при угле  $\alpha_i$  на всем интервале значений углов ( $i = \overline{1, n}$ ), и формируется массив данных;

4) аппроксимируется функцией вся выборка данных, полученных с датчика освещенности. Коэффициенты аппроксимирующей функции определяются по методу наименьших квадратов [15–17]. Целевая функция в рамках метода наименьших квадратов записывается следующим образом:

$$G = \sum_{i=1}^N \xi_i^2 = \sum_{i=1}^N (F(x_i) - y_i)^2 \rightarrow \min, \quad (2)$$

где  $F(x_i)$  — аппроксимирующая функция;  $y_i$  — значения освещенности, снятые с датчика.

**Математическое моделирование.** Каждый датчик освещенности имеет характерную для него функциональную зависимость значений, которые он выдает, от угла  $\alpha$  между нормалью датчика и направлением на центр источника излучения.

Для подтверждения номинальной характеристики было проведено численное моделирование. По нормальному закону распределения случайной величины было смоделировано 400 численных экспериментов датчика освещенности, где математическое ожидание является значением заданной точки на кривой номинальной характеристики, а отклонение составляет от 0 до 30 % математического ожидания. Максимальное отклонение достигается при угле  $\alpha = 0^\circ$ . Пример одного из численных экспериментов, на котором изображен характер разброса случайной величины, показан на рис. 5.

В качестве аппроксимирующих функций были рассмотрены парабола и косинусоидальная зависимость двух видов (табл. 1). Для параболы была получена, согласно (2), система из трех линейных алгебраических уравнений, которые решали с помощью метода Гаусса, а для функции  $a + b \cos(cx)$  и  $a + b \cos(cx + d)$  — система из трех

и четырех нелинейных алгебраических уравнений относительно неизвестных параметров соответственно, которые были решены с помощью метода Ньютона [18]. Параметры, характеризующие рассмотренные аппроксимирующие функции, приведены в табл. 1.

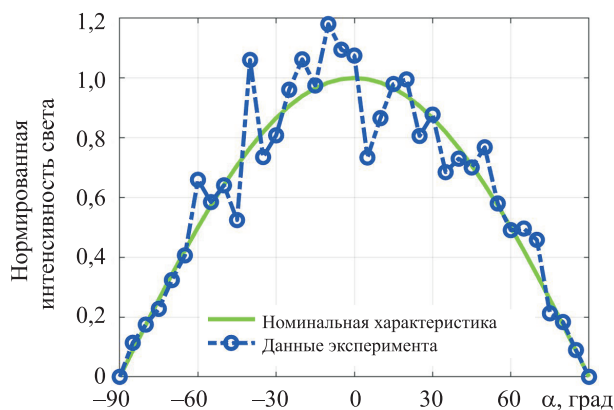


Рис. 5. Пример численного эксперимента

Таблица 1

Параметры аппроксимирующих функций

Параметры	Функция № 1	Функция № 2	Функция № 3
$F(x)$	$a_0 + a_1x + a_2x^2$	$a + b \cos(cx)$	$a + b \cos(cx + d)$
МО*	$4,0968 \cdot 10^{-2}$	$3,8161 \cdot 10^{-4}$	$3,8053 \cdot 10^{-4}$
СКО**	$1,9213 \cdot 10^{-2}$	$5,3860 \cdot 10^{-4}$	$5,9061 \cdot 10^{-4}$
$G$	$1,4019 \cdot 10^{-3}$	$1,0205 \cdot 10^{-3}$	$1,0184 \cdot 10^{-3}$
Коэффициенты аппроксимирующей функции	$a_0 = 0,9772;$ $a_1 = 0,0003;$ $a_2 = -0,4131$	$a = -0,0087;$ $b = 1,0075;$ $c = 0,9945$	$a = -0,0089;$ $b = 1,0077;$ $c = 0,9944;$ $d = -3,2418 \cdot 10^{-4}$
*Математическое ожидание (МО) ошибки, т. е. среднее между аппроксимирующей функцией и истинной номинальной характеристикой. ** Среднее квадратическое отклонение (СКО) ошибки.			

Данные, приведенные в табл. 1, позволяют сделать вывод о том, что функции № 2 и № 3 показывают близкие результаты, поскольку значения их функционалов и среднее квадратическое отклонение приблизительно равны. Поэтому для аппроксимации экспериментальных данных была выбрана более простая функция № 2.

Для подтверждения номинальной характеристики был проведен натурный эксперимент, результаты которого представлены на рис. 6, а.

Получена зависимость между углом падения светового потока на панель наноспутника и значениями освещенности, подтверждающая номинальную характеристику, которая указана в документации к датчику, а также найдены его калибровочные коэффициенты. Кроме того, с помощью метода наименьших квадратов была получена функциональная зависимость среднеквадратического отклонения показаний датчиков от угла падения светового потока (рис. 6, б).

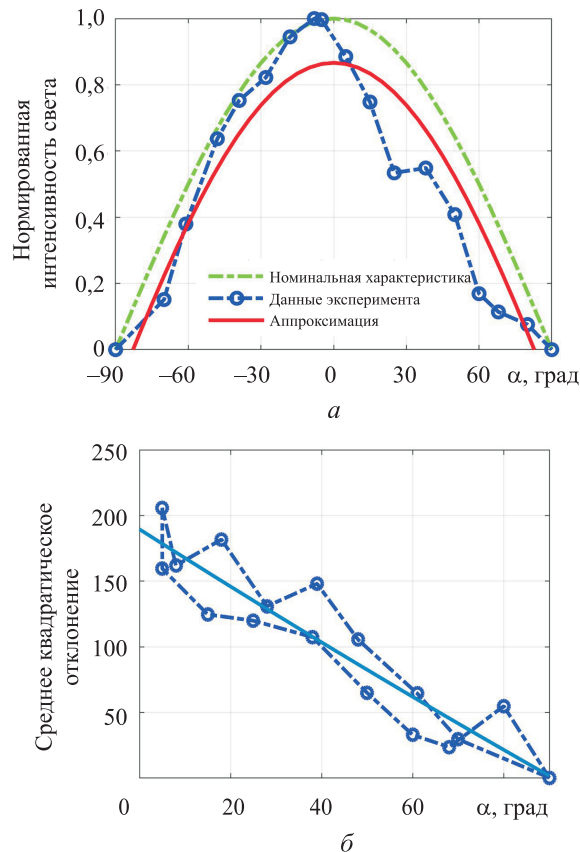


Рис. 6. Экспериментальные данные (а) и среднее квадратическое отклонение показаний датчиков (б)

**Выбор схемы размещения.** Расположение датчика в проведенном эксперименте такое же, как на плоскости. Для того чтобы повысить точность определения угла между нормалью датчика освещенности и центром источника излучения света, была рассмотрена схема расположения датчиков освещенности на четырехугольной пирамиде с углом наклона  $45^\circ$ . Проведена оценка изменения СКО показаний датчика в зависимости от угла падения светового потока в сферической системе координат ( $0 \leq \theta \leq 90^\circ$  — зенитный угол,  $-180^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$  — азимутальный угол) по полученной ранее функциональной зависимости.

Дисперсия для усредненного сигнала определяется по формуле

$$\sigma_{\text{уср}}^2 = \frac{\sum \sigma_i^2}{N^2}, \quad (3)$$

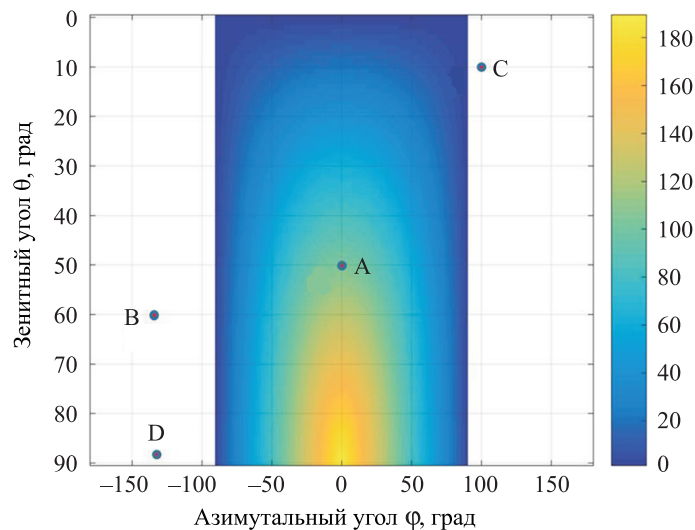
где  $\sigma_i^2 = \frac{\sum (X_j - \bar{x})^2}{m-1}$  — дисперсия сигнала  $i$ -ого датчика ( $i = \overline{1, N}$ , где  $N$  — число датчиков);  $j = \overline{1, m}$ ;  $m$  — количество рассматриваемых углов;  $N$  — число освещенных датчиков в данный момент времени.

Среднее квадратическое отклонение усредненного сигнала рассчитывается по формуле

$$\sigma_{\text{уср}} = \frac{\sqrt{\sum \sigma_i^2}}{N}.$$

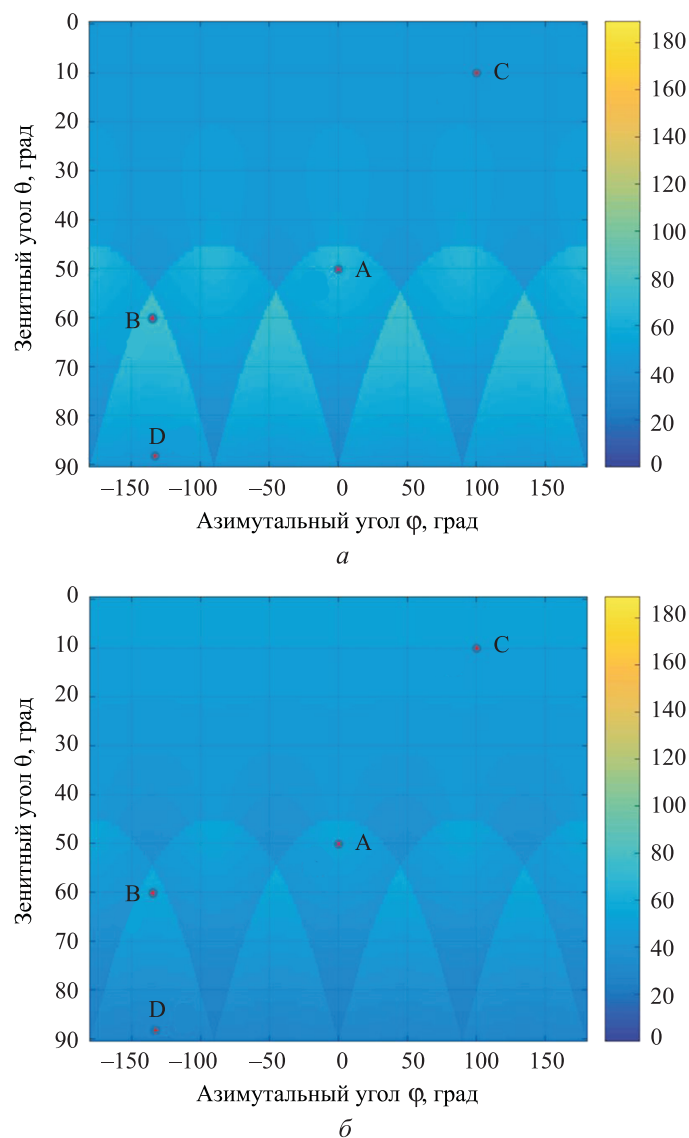
Аналогичный эксперимент был проведен с усеченной четырехугольной пирамидой, имеющей угол наклона  $45^\circ$ .

Наилучшей схемой является усеченная четырехугольная пирамида, так как при одинаковом расположении источника света СКО показаний датчика (рис. 7) будет получено значительно меньше, чем при расположении датчика на четырехугольной пирамиде (рис. 8, а) и на плоскости (рис. 8, б). Значения освещенности в зависимости от схемы расположения датчиков на боковых панелях наноспутника приведены в табл. 2.



**Рис. 7.** Значения СКО показаний датчиков от угла падения светового потока при расположении датчика на плоскости





**Рис. 8.** Значения СКО показаний датчиков от угла падения светового потока при расположении датчика на четырехугольной пирамиде с углом наклона  $45^\circ$  (а) и на усеченной четырехугольной пирамиде с углом наклона  $45^\circ$  (б)

Таблица 2

**Значения освещенности**

Точка с координатами ( $\varphi, \theta$ )	Плоскость	Четырехугольная пирамида	Усеченная четырехугольная пирамида
A (0,50)	130	65	52,92
B (-136,50)	–	75,77	54,54
C (100,10)	–	50,08	46,54
D (-136,87)	–	47,17	31,54

**Заключение.** В результате исследований установлена возможность использования коммерческих датчиков освещенности в системе ориентации наноспутника формата CubeSat и сформирована методика их калибровки. Результаты проведенного натурального эксперимента подтвердили номинальную характеристику, указанную в документации к датчику. При рассмотрении трех схем расположения датчиков освещенности на боковых панелях наноспутника выбрана оптимальная — усеченная четырехугольная пирамида с углом наклона  $45^\circ$ .

*Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.*

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Belokonov I.V., Timbay I.A., Nikolaev P. Problems and features of navigation and control of nanosatellites: Experience and lessons learned. *24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*. Saint Petersburg, 2017, pp. 1–14. DOI: 10.23919/ICINS.2017.7995670
- [2] *Nanosats Database*. URL: <https://www.nanosats.eu/> (дата обращения 01.03.2021).
- [3] Poghosyan A., Golkar A. CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, vol. 88, pp. 59–83.
- [4] Григорьева М.Е., Крамлих А.В. Программно-алгоритмическое обеспечение для наземного комплекса определения ориентации малых маломассогабаритных космических аппаратов. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2013, № 4 (42), с. 130–139.
- [5] Yang Y. Spacecraft attitude determination and control: Quaternion based method. *Annual Reviews in Control*, 2012, vol. 36 (2), pp. 198–219.
- [6] Hajiyev Ch., Guler D.C. Review on gyroless attitude determination methods for small satellites. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, vol. 90, pp. 54–66.
- [7] Cilden-Guler D., Raitoharju M., Piche R., Hajiyev Ch. Nanosatellite attitude estimation using Kalman-type filters with non-Gaussian noise. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 92, pp. 66–76.
- [8] Salgado-Conrado L. A review on sun position sensors used in solar applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2018, vol. 82 (3), pp. 2128–2146.
- [9] Antonello A., Olivieri L., Francesconi A. Development of a low-cost sun sensor for nanosatellites. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 144, pp. 429–436.
- [10] Post M.A., Li J., Lee R. A low-cost photodiode sun sensor for Cubesat and planetary microrover. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2013, vol. 2013, pp. 1–9.
- [11] Иванов Д.С., Ткачев С.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата. *Предпринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, № 28. Москва, 2010.
- [12] *Mouser Electronics*. URL: [https://ru.mouser.com/datasheet/2/588/TCS3472\\_DS000390\\_3-00-1844543.pdf](https://ru.mouser.com/datasheet/2/588/TCS3472_DS000390_3-00-1844543.pdf) (дата обращения 01.10.2020).
- [13] Губин С.В., Бурый И.Г., Дебелый В.В. Оценка освещенности и температуры солнечных батарей молодежного наноспутника. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2013, № 1 (98), с. 94–101.

- [14] Hesan Ziar, Furkan Fatih Sönmez, Olindo Isabella, Miro Zeman. A comprehensive albedo model for solar energy applications: Geometric spectral albedo. *Applied Energy*, 2019, vol. 255 (113867), pp. 1–16.
- [15] Tellinghuisen J. Least Squares in Calibration: Weights, Nonlinearity, and Other Nuisances. *Methods in Enzymology*, 2009, vol. 454, pp. 259–285.
- [16] Chen F., Ding F. The filtering based maximum likelihood recursive least squares estimation for multiple-input single-output systems. *Applied Mathematical Modeling*, 2016, vol. 40 (3), pp. 2106–2118.
- [17] Liu Y., Ding F. Convergence properties of the least squares estimation algorithm for multivariable systems. *Applied Mathematical Modeling*, 2013, vol. 37 (1–2), pp. 476–483.
- [18] Пименов В.Г. *Численные методы Ч. 1*. Москва, Юрайт, 2018, 111 с.

Статья поступила в редакцию 22.06.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Колесникова М.А., Николаев П.Н., Крамлих А.В. К вопросу использования датчиков грубой ориентации на наноспутниках формата CubeSat. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 11.  
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-11-2131>

**Колесникова Мария Алексеевна** — студентка Межвузовской кафедры космических исследований Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва. e-mail: [madam.mashe@mail.ru](mailto:madam.mashe@mail.ru)

**Николаев Петр Николаевич** — канд. физ.-мат. наук, старший преподаватель Межвузовской кафедры космических исследований Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва. e-mail: [nikolaev.pn@ssau.ru](mailto:nikolaev.pn@ssau.ru)

**Крамлих Андрей Васильевич** — канд. техн. наук, доцент Межвузовской кафедры космических исследований Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва. e-mail: [kramlikh@mail.ru](mailto:kramlikh@mail.ru)

## On the use of light sensors on CubeSat nanosatellites

© M.A. Kolesnikova, P.N. Nikolaev, A.V. Kramlikh

Samara National Research University, Samara, 443086, Russia

*The paper focuses on the usage of the TCS34725 light sensor in the motion control system of the SamSat-Science nanosatellite platform. The sensor is designed to determine the angle between the sensor normal and the direction to the light emitter center. We developed a technique for calibrating light sensors, carried out a series of experiments, verified the nominal characteristic of the light sensor, and found the dependency of mean squared deviation (MSD) of the sensor values on the angle of incidence of the light flux. Three layouts of light sensors on the lateral faces of the nanosatellite are considered: on a plane; on the faces of a quadrangular pyramid with an inclination angle of 45°; on the faces of a truncated quadrangular pyramid with an angle of inclination of 45°. We have chosen a circuit that provides measurements with minimum noise.*

**Keywords:** nanosatellite, light sensor, calibration technique, approximating function, least squares method, mean squared deviation

### REFERENCES

- [1] Belokonov I.V., Timbay I.A., Nikolaev P. Problems and features of navigation and control of nanosatellites: Experience and lessons learned. *24th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*. St. Petersburg, 2017, pp. 1–14. DOI: 10.23919/ICINS.2017.7995670
- [2] *Nanosats Database*. Available at: <https://www.nanosats.eu/> (accessed March 1, 2021).
- [3] Poghosyan A., Golkar A. CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, vol. 88, pp. 59–83.
- [4] Grigoreva M.E., Kramlikh A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2013, vol. 12, no. 4 (42), pp. 130–139.
- [5] Yang Y. Spacecraft attitude determination and control: Quaternion based method. *Annual Reviews in Control*, 2012, vol. 36 (2), pp. 198–219.
- [6] Hajiyev Ch., Guler D.C. Review on gyroless attitude determination methods for small satellites. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, vol. 90, pp. 54–66.
- [7] Cilden-Guler D., Raitoharju M., Piche R., Hajiyev Ch. Nanosatellite attitude estimation using Kalman-type filters with non-Gaussian noise. *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 92, pp. 66–76.
- [8] Salgado-Conrado L. A review on sun position sensors used in solar applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2018, vol. 82 (3), pp. 2128–2146.
- [9] Antonello A., Olivieri L., Francesconi A. Development of a low-cost sun sensor for nanosatellites. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 144, pp. 429–436.
- [10] Post M.A., Li J., Lee R. A low-cost photodiode sun sensor for cubesat and planetary microrover. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2013, vol. 2013, pp. 1–9.
- [11] Ivanov D.S., Tkachev S.S., Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Yu. *Predprinty IPM im. M.V. Keldysha — Keldysh Institute Preprints, no. 28*. Moscow, 2010.
- [12] *Mouser Electronics*. Available at: [https://ru.mouser.com/datasheet/2/588/TCS3472\\_DS000390\\_3-00-1844543.pdf](https://ru.mouser.com/datasheet/2/588/TCS3472_DS000390_3-00-1844543.pdf) (accessed October 1, 2020).

- [13] Gubin S.V., Burym I.G., Debely V.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya (Aerospace engineering and technology)*, 2013, no. 1 (98), pp. 94–101.
- [14] Hesari Ziar, Furkan Fatih Sönmez, Olindo Isabella, Miro Zeman. A comprehensive albedo model for solar energy applications: Geometric spectral albedo. *Applied Energy*, 2019, vol. 255 (113867), pp. 1–16.
- [15] Tellinghuisen J. Least Squares in Calibration: Weights, Nonlinearity, and Other Nuisances. *Methods in Enzymology*, 2009, vol. 454, pp. 259–285.
- [16] Chen F., Ding F. The filtering based maximum likelihood recursive least squares estimation for multiple-input single-output systems. *Applied Mathematical Modeling*, 2016, vol. 40 (3), pp. 2106–2118.
- [17] Liu Y., Ding F. Convergence properties of the least squares estimation algorithm for multivariable systems. *Applied Mathematical Modeling*, 2013, vol. 37 (1–2), pp. 476–483.
- [18] Pimenov V.G. *Chislennyye metody Ch. 1* [Numerical methods Part 1]. Moscow, Urait Publ., 2018, 111 p.

**Kolesnikova M.A.**, student, Interuniversity Department of Space Research, Samara National Research University. e-mail: madam.mashe@mail.ru

**Nikolaev P.N.**, Cand. Sc. (Phys.-Math.), Assistant, Interuniversity Department of Space Research, Samara National Research University. e-mail: nikolaev.pn@ssau.ru

**Kramlikh A.V.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Interuniversity Department of Space Research, Samara National Research University. e-mail: kramlikh@mail.ru