

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«НОВОСИБИРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ  
УНИВЕРСИТЕТ» (НОВОСИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ, НГУ)

Факультет **ФИЗИЧЕСКИЙ**

Кафедра радиофизики

Направление подготовки **03.03.02 ФИЗИКА**

Образовательная программа: **БАКАЛАВРИАТ**

**ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА**

**Колесникова Алена Юрьевна**

(Фамилия, Имя, Отчество автора)

Тема работы: **Разработка алгоритмов и лабораторное исследование  
высокоточного солнечного датчика на основе КМОП-матрицы для системы  
ориентации сверхмалого космического аппарата**

**«К защите допущена»**

Заведующий кафедрой

**Научный руководитель**

К.т.н.

К.ф.-м.н., доцент

С.н.с., ИЯФ СО РАН

Зав. отделом, ОАИ НГУ

Фатькин Г.А./.....

Задорожный А.М./.....

(фамилия И., О.) / (подпись, МП)

(фамилия И., О.) / (подпись, МП)

«.....».....2020г.

«.....».....2020г.

Дата защиты: «.....».....2020г.

## Оглавление

1. Введение.....	3
2. Обзор представленных на рынке солнечных датчиков.....	6
3. Разработка солнечного датчика.....	14
3.1. Модель оптической системы солнечного датчика.....	14
3.2. Конструкция солнечного датчика в составе датчика Солнца и горизонта Земли.....	16
3.3. Алгоритм определения направления на Солнце.....	18
4. Экспериментальная отработка солнечного датчика.....	21
4.1. Экспериментальный стенд для тестирования и калибровки солнечного датчика.....	21
4.2. Методика калибровки солнечного датчика.....	24
4.3. Результаты калибровочных испытаний и оценка точности.....	25
4.4. Анализ источников погрешности калибровки.....	33
4.5. Результаты калибровочных испытаний с учетом проведенного анализа источников погрешности.....	36
5. Натурные испытания солнечного датчика.....	39
6. Подготовка солнечных датчиков к летным испытаниям.....	44
7. Заключение.....	45
Список литературы.....	47

## 1. Введение

В настоящее время происходит становление нового сегмента космической отрасли сверхмалых космических аппаратов (СмКА). Относительно низкие затраты на производство и разработку способствуют популярности данного вида космических аппаратов и делают их доступными для массового использования в научных и коммерческих целях. Для данной отрасли актуальной является задача по миниатюризации функциональных блоков, используемых на больших космических аппаратах, и адаптации технологий для СмКА с целью снизить стоимость оборудования, его массогабаритные характеристики и энергопотребление.

В Новосибирском государственном университете в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 – 2020 годы» выполняется проект «Разработка платформы сверхмалых космических аппаратов для создания группировки спутников с поддержкой оптических каналов связи и распределенным наземным сегментом управления». Разрабатываемая платформа СмКА совместима с популярным форм-фактором CubeSat. Спецификация CubeSat была разработана Стэнфордским и Калифорнийским политехническим университетами в 1999 году первоначально для образовательных целей. К настоящему времени CubeSat фактически стал стандартной недорогой платформой для космических научных и технологических исследований [1, 2]. Размер базового элемента конструкции спутника формата CubeSat  $10 \times 10 \times 10$  см (1U) с массой, не превышающей 1,33 кг. Стандарт допускает объединение нескольких стандартных кубов в составе одного спутника.

Одной из основных функциональных систем спутника является система ориентации и позиционирования (СОП). Важной компонентой СОП является система датчиков, которая предоставляет информацию об относительном положении космического аппарата в пространстве. Как правило, при решении

задач ориентации и позиционирования сверхмалых космических аппаратов (наноспутников) основными ориентирами СОП являются Солнце и Земля. Знание ориентации относительно Солнца и Земли позволяет в большинстве случаев обеспечить трехосную ориентацию спутника. Более точная система ориентации по звездам является более сложной и дорогостоящей системой. На данном этапе создания платформы СмКА НГУ разрабатывается базовая СОП, основанная на ориентации СмКА по Солнцу и Земле.

Известно несколько разработок миниатюрных прецизионных малопотребляющих солнечных датчиков для использования в системах ориентации СмКА класса CubeSat, выполненных в последние годы [3-8]. Направление на Землю можно определить с помощью инфракрасных (ИК) датчиков [9]. Информация о положении Солнца относительно СмКА необходима в первую очередь для оптимального ориентирования солнечных панелей космического аппарата, а также для определения углового движения спутника, определения его оси вращения и выполнения других функциональных задач.

Целью данной работы является разработка высокоточного солнечного датчика для сверхмалых космических аппаратов класса CubeSat, включающая выбор метода и разработку алгоритма определения направления на Солнце, а также проведение лабораторных исследований солнечного датчика. Датчик должен быть достаточно малогабаритным, для того чтобы быть расположенным в одном корпусе с инфракрасным датчиком горизонта Земли, магнитным датчиком и датчиком угловой скорости для упрощения размещения датчиков ориентации на СмКА.

Помимо малых габаритов и массы к разрабатываемому датчику были предъявлены функциональные и точностные требования:

Угол обзора каждого датчика должен быть не менее  $90^\circ$  для обеспечения видимости Солнца при любой ориентации СмКА, имеющего в своем составе систему из 6 солнечных датчиков, расположенных на каждой грани спутника. Для повышения общей надежности системы ориентации СмКА была

поставлена задача обеспечить угол обзора солнечного датчика не менее  $120^\circ$ . Точность определения направления на Солнце должна быть не хуже  $1^\circ$  с возможностью повышения точности при доработке датчика до  $0,1^\circ$ .

Для достижения цели данной работы необходимо было решить следующие задачи:

- 1) Выбрать метод определения направления на Солнце на основе обзора известных решений.
- 2) Разработать алгоритм определения направления на Солнце.
- 3) Разработать методику калибровки солнечных датчиков, обеспечивающую точность определения направления на Солнце не хуже  $1^\circ$ .
- 4) Проанализировать источники погрешностей солнечного датчика и методы их минимизации.
- 5) Исследовать возможные пути повышения точности определения направления на Солнце до  $0,1^\circ$ .
- 6) Провести натурные наземные испытания датчика для подтверждения достигнутой точности определения направления на Солнце.

Заключительным этапом работы должно быть проведение калибровки комплекта солнечных датчиков и их подготовка к летным испытаниям в составе сверхмалого космического аппарата на орбите Земли.

## 2. Обзор представленных на рынке солнечных датчиков

Датчик Солнца определяет отклонение визирной оси прибора от направления на Солнце по двум углам, на основании измерений которого строится солнечная система координат. В первую очередь солнечный датчик необходим для ориентирования солнечных батарей спутника, для этой цели они активно используются на больших космических аппаратах. На рисунке 2.1 представлен солнечный датчик щелевого типа, использующийся в системах ориентации солнечных батарей российских модулей «Заря» и «Звезда» Международной космической станции [9]. Датчики такого типа выполнены на базе кремниевых фотодиодов. Датчики формируют релейные сигналы наличия Солнца в заданных полях обзора. Из рисунка видно, что размеры датчика превосходят габариты базового блока формата CubeSat, поэтому такой датчик не может быть использован в качестве датчика системы ориентации наноспутника, но принцип работы может быть реализован в более миниатюрной конструкции.

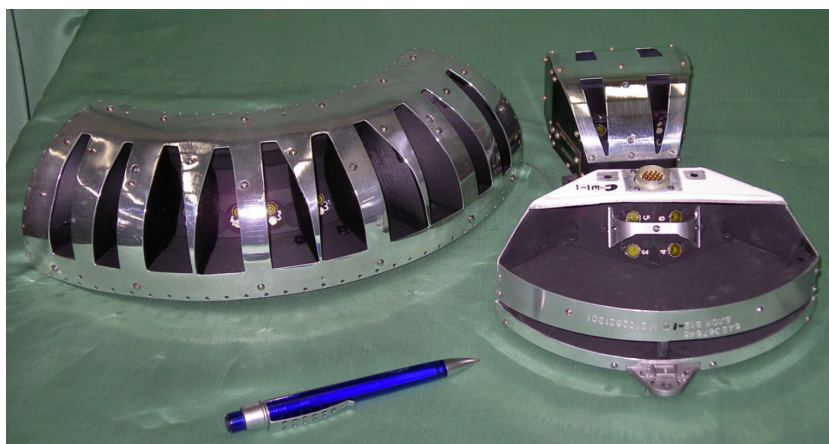


Рис. 2.1. Датчик Солнца щелевого типа, использующийся в системах ориентации солнечных батарей российских модулей «Заря» и «Звезда» Международной космической станции [7].

Солнечные датчики можно классифицировать по принципу работы следующим образом:

- 1) Точечный, с заданной диаграммой направленности. Чувствительным элементом в датчиках этого типа является фотодиод, фототранзистор или

фоторезистор. Направление на Солнце определяется по попаданию Солнца в поле видимости датчика. Датчик может быть исполнен с линзой или с щелью/отверстием. Данные датчики обладают низкой точностью. Например, типичная точность фотодиода с пластиковой линзой и лепестком диаграммы направленности составляет  $\pm 20^\circ$ .

2) Одноосевой. Конструктивно исполняется в виде линейки фоточувствительных элементов, с системой фокусировки – линзой или щелью. Дает информацию о положении по одной оси. Точность зависит от количества элементов в линейке, количества градаций яркости одного элемента и точности выполнения фокусирующей системы. Возможно определение положения центра луча света между элементами.

3) Двухосевой. Представляет из себя два одноосевых датчика. Дает направление на солнце по двум углам.

4) Матричный. Состоит из фотоматрицы и фокусирующей системы линза/отверстие. Ввиду достаточной яркости солнца, большая светосила системы не требуется, поэтому возможно применение максимально простой фокусирующей системы в виде небольшого отверстия в переднем экране.

В качестве чувствительного элемента в солнечных датчиках используются: счетверенные QD-фотодиоды (Quadrant Detector), позиционно-чувствительные PSD-детекторы, LEP (Lateral Effect Photodiode), КМОП или ПЗС-линейки или матрицы.

Рассмотрим солнечные датчики, разработанные для применения на сверхмалых космических аппаратах.

На рисунке 2.2 показан солнечный датчик SX-SUNR-01 производства компании Спутникс. Подробное описание принципа работы датчика, методика калибровки и модель измерений описаны в [10]. В данном датчике в качестве чувствительного элемента используется счетверенный QD-фотодиод. Информация представляется в виде проекций единичного вектора на оси связанной с датчиком системы координат.

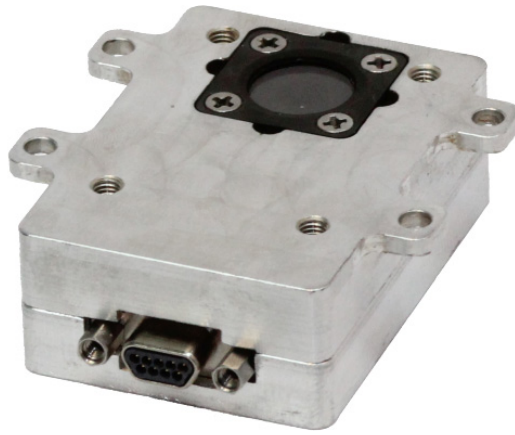


Рис. 2.2. Солнечный датчик SX-SUNR-01. Видны окно приемника и разъем интерфейса RS-485.

В основе работы лежит преобразование информации о засветке чувствительных элементов QD-фотодиода солнечным светом в вектор направления на Солнце. Масса датчика составляет 40 г, точность определения направления на Солнце ( $3\sigma$ )  $\pm 1^\circ$ . Поле зрения прибора ограничено –  $60^\circ$ , на спутнике следует использовать несколько таких датчиков – желательно так, чтобы их поля зрения перекрывались. Количество датчиков в одном интерфейсе ограничено шестью, что дает возможность обеспечить данным количеством датчиков непрерывный обзор вдоль одной окружности. Для обеспечения полного угла обзора потребуется более 10 датчиков, масса которых превысит 400 г. В условиях ограничения на массу базового блока стандарта CubeSat реализация системы непрерывного слежения за Солнцем с помощью такого датчика невозможна.

Солнечный датчик nanoSSOC-D60 производства компании SolarMEMS Technologies представлен на рисунке 2.3 [11]. Датчик основан на четырех фотодиодах, расположенных в форме квадрата. Пятно света падает в центр квадрата и захватывает все 4 светодиода. Зная физические размеры диодов и расстояние до фокусирующего отверстия, по изменению распределения падающего света по фотодиодам определяют направление на Солнце.





Рис. 2.3. Солнечный датчик nanoSSOC-D60.

Устройство измеряет два угла вектора направления падающего света. Угол обзора датчика составляет  $120^\circ$ , масса 6,5 г, с помощью системы из 6 датчиков можно обеспечить полный угол обзора и непрерывное слежение за Солнцем. Точность определения на Солнце составляет  $(3\sigma) \pm 0,5^\circ$ , значение в два раза лучше, чем у SX-SUNR-01.

Принцип работы солнечного датчика FSS-4 производства компании GOMspace [12] также основан на 4 фотодиодах (рис.2.4).

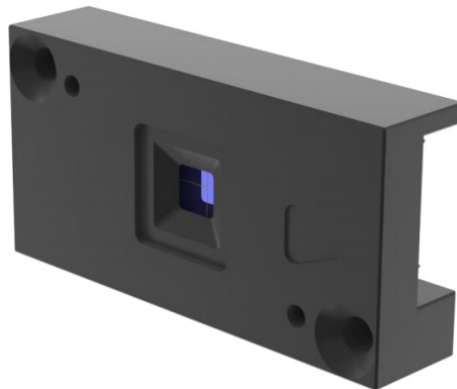


Рис. 2.4. Солнечный датчик FSS-4.

Из особенностей датчика стоит отметить встроенный температурный датчик, высокий рабочий верхний температурный предел  $100^\circ$ . Датчики поставляются калиброванными. Есть возможность установить датчик на специальный адаптер, который повернет его на  $30^\circ$ , таким образом для полного охвата сферы достаточно будет установить датчики только на 4 грани, но их количество возрастет с 6 (для 6 граней) до 8. Угол обзора датчика  $120^\circ$ , точность датчика  $\pm 0,5^\circ$ , при углах  $>45^\circ$  точность  $\pm 2^\circ$ .

Солнечный датчик NSS CubeSat Sun Sensor производства фирмы NewSpace, представленный на рисунке 2.5, содержит позиционно-

чувствительный КМОП PSD-детектор, установленный под маленьким отверстием с углом обзора  $\pm 57^\circ$ . Устройство выдает 4 аналоговых напряжения, которые зависят от угла падающего света в горизонтальном и вертикальном направлениях. Каждый датчик снабжен калибровочным алгоритмом, с помощью которого можно рассчитать углы с точностью  $\pm 0,5^\circ$  [13].

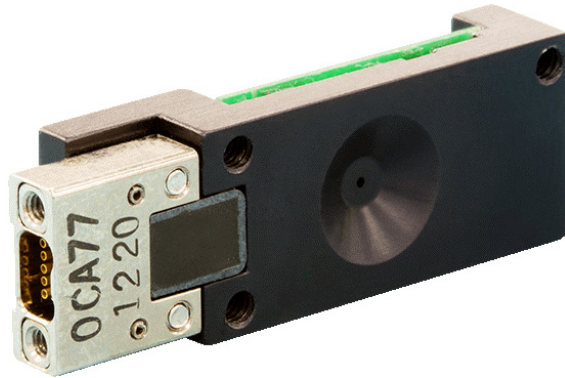


Рис. 2.5. Солнечный датчик NSS CubeSat Sun Sensor.

Основным недостатком датчика является то, что кроме калиброванного PSD-диода и фокусирующей системы в датчике ничего нет. Весь процесс оцифровки и расчета углов по поставляемому алгоритму возлагается на пользователя.

На данном этапе обзора можно сделать вывод, что датчики на базе PSD-диодом и QD-фотодиодов позволяют обеспечить широкий угол обзора, малую массу, компактность устройства, но точность определения направления на Солнце для представленных четырех моделей составляет  $0,5^\circ$ - $2^\circ$ . Поэтому стоит обратить внимание на солнечные датчики на базе матричных фотоэлементов.

Датчик Солнца и Земли CubeSense V3 производства фирмы CubeSpace показан на рисунке 2.6 [14]. Датчик оснащен КМОП камерой с широкоугольным объективом для определения направления на Солнце и Землю, обеспечивающей угол обзора  $130^\circ$  в режиме датчика Земли и  $170^\circ$  в режиме датчика Солнца. Большой угол обзора является плюсом, но для обеспечения полного угла обзора также потребуется 6 датчиков, в ином случае придется сильно усложнить способ установки. В связи с тем, что масса одного

датчика 30 г, то вся система будет иметь массу 180 г, что составляет более 10% от допустимой массы одного базового блока. Система определяет направления на Солнце и в надир, что является явным достоинством датчика и позволяет сэкономить ресурсы на дополнительную установку датчиков Земли. Точность определения направления на Солнце и в надир составляет ( $1\sigma$ )  $0,2^\circ$  во всей области видимости.

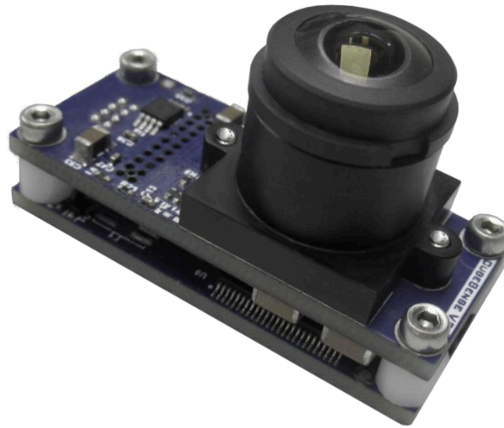


Рис. 2.6. Датчик Солнца и Земли CubeSense V3 производства фирмы CubeSpace.

Солнечный датчик SS-411, представленный на рисунке 2.7, был разработан в Лаборатории космической авионики и приборостроения в Университете Райерсона в Торонто [4].



Рис. 2.7. Солнечный датчик SS-411.

В основе работы лежит линейный детекторный массив из 256 пикселей. Он является последней усовершенствованной версией солнечного датчика, которая превосходит предшествующие по точности и надежности. В

последней версии реализованы передовые процедуры обработки сигналов. Эти процедуры значительно улучшают точность оценки датчика без увеличения сложности производства. Благодаря этой расширенной обработке датчик сохраняет точность ( $2\sigma$ )  $0,11^\circ$  по всему полю обзора. Масса солнечного датчика менее 35г, большой угол обзора  $140^\circ$  позволяет использовать 6 датчиков для обеспечения полного угла обзора. На сегодняшний день SS-411 входит в число самых точных солнечных датчиков для СмКА.

Для удобства сравнения основные параметры рассмотренных солнечных датчиков приведены в таблице 2.1.

Таблица. 2.1. Параметры солнечных датчиков.

Наименование	Угол обзора, град.	Масса, г	Напряжение питания, В	Мощность потребления, мВт	Точность, град. ( $3\sigma$ )	Особенности
SX-SUNR-01	60	40	5	50	1	В основе PSD диод
NanoSSOC-D60	120	6,2	3,3 или 5	76	0,5	MEMS, в основе 4 фотодиода
FSS-4	120	2,2	3,3	13	0,5 2 при угле обзора $> 45$	В основе 4 фотодиода
NSS CubeSat Sun Sensor	114	5	5	50	0,5	В основе PSD диод
Sun and Nadir Sensor	130 – 170	30	3,3	100 (сред.) 200 (макс.)	0,6	Матричный. Также является датчиком в надир
SS-411	140	35	5	37,5 (сред.) 130 (макс.)	0,165	Линейка чувствительных элементов

Таким образом, проведенный обзор показывает, что наилучшей точностью обладают солнечные датчики на основе КМОП-матриц. Точность датчиков на основе PSD-диодов и датчиков на основе четырех фотодиодов составляет  $0,5 - 2^\circ$ . Следует также отметить, что при использовании датчиков на основе PSD-диодов или четырех фотодиодов в ряде случаев сложно отделить полезный сигнал от Солнца от помех. Если, например, сигналы от Солнца от Луны можно отличить по абсолютному уровню сигнала с датчика, то различить сигналы с датчика, обусловленные Солнцем и бликом от него на

поверхности океана, становится более сложной задачей. А если Солнце и блик одновременно попадут в объектив одного датчика, то датчик на основе PSD-диода выдаст заведомо ложный результат. Использование в солнечных датчиках матриц фотоэлементов позволяет с помощью соответствующей обработки получаемых изображений решить эти проблемы, то есть повысить точность и надежность датчиков, снизить вероятность ложного срабатывания.

Недостатком датчика CubeSense V3, который одновременно является и солнечным датчиком, и датчиком направления на Землю, является то, что при его работе возникает необходимость переключения между модами, но идея совмещения датчиков системы ориентации является удачной в условиях ограничений на массогабаритные характеристики системы.

Идея совмещения датчиков системы ориентации в одном корпусе была реализована в разработанном в НГУ миниатюрном модуле ориентации для сверхмалых космических аппаратов (далее – датчик ДСГ), в состав которого входят различные датчики системы ориентации: магнитометр, гироскоп, акселерометр, датчик температуры, датчик горизонта Земли и датчик Солнца, описываемый в данной работе. Расположение датчиков в одном корпусе существенно упрощает размещение датчиков ориентации на поверхности СмКА, снижает нагрузку на главный процессор системы ориентации и позиционирования и упрощает калибровку СОП в целом. На разработанный модуль ориентации для сверхмалых космических аппаратов, включающий представленный в настоящей работе солнечный датчик, получен патент [15].

### 3. Разработка солнечного датчика

#### 3.1. Модель оптической системы солнечного датчика

По результатам проведенного обзора было принято решение в качестве фоточувствительного элемента использовать коммерчески доступную КМОП-матрицу. Принцип работы разработанного солнечного датчика показан на рисунке 3.1а. Оптическая система солнечного датчика основана на классической камере-обскуре [16].

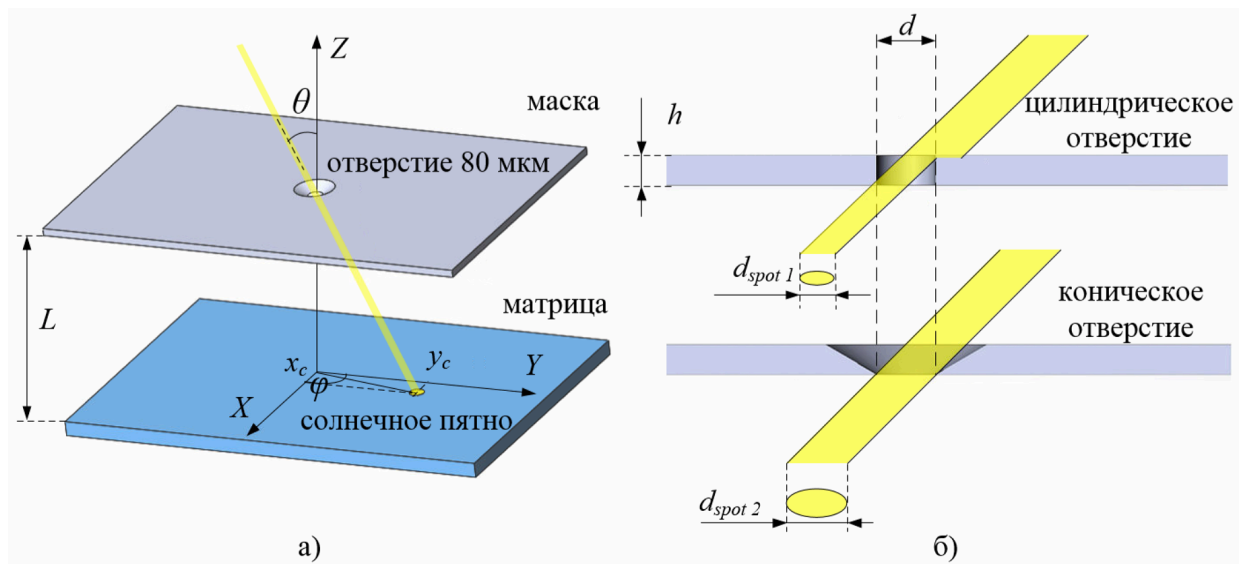


Рис. 3.1. Принцип работы солнечного датчика (а) и влияние формы отверстия в маске на формирование светового пятна на матрице (б).

Падающие солнечные лучи, проходя сквозь отверстие в маске, создают инвертированное изображение Солнца на поверхности регистрирующего фотоприемника. В ходе разработки оптической системы необходимо было удовлетворить требованию по углу обзора солнечного датчика  $120^\circ$ .

Первое ограничение на величину угла обзора датчика обуславливается конечной толщиной маски  $h$  с входным отверстием с диаметром  $d$  (рис. 3.2а). Максимальный угол обзора  $b_1$  в этом случае будет определяться выражением

$$b_1 = 180^\circ - 2 \arctg \left( \frac{h}{d} \right). \quad (1)$$

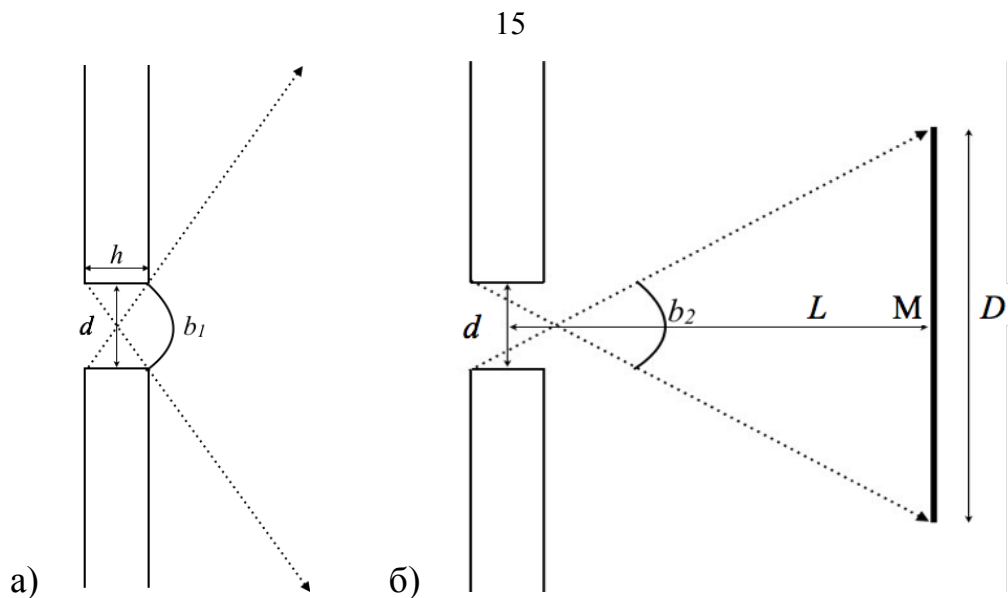


Рис. 3.2. Угол обзора: а) – определяемый размерами отверстия и толщиной маски; б) – определяемый размерами матрицы и расстоянием от нее до маски.

Обычно в датчиках Солнца отверстие в маске имеет форму цилиндра. В этом случае стенки цилиндрического отверстия влияют на образование светового пятна на матрице [7] и ограничивают поле зрения датчика (рис. 3.1б). Часть солнечного света, падающего под ненулевым зенитным углом  $\theta$ , не проходит через препятствие, образованное стенками отверстия, и форма светового пятна на матрице изменяется. Чтобы уменьшить влияние стенок отверстия на формирование изображения Солнца на КМОП-матрице, было использовано коническое отверстие в датчике (рис. 3.1б). Коническое отверстие позволило минимизировать потери солнечного света и увеличить поле зрения при том же диаметре отверстия  $d$ . Использование конического отверстия также позволило увеличить толщину маски, что упростило технологию ее изготовления. На разработанный датчик Солнца с коническим отверстием получен патент [17].

Второе ограничение на угол обзора связано с размером меньшей стороны матрицы  $D$  и расстоянием между матрицей и маской с отверстием  $L$  (рис. 3.1б). Величину угла можно определить следующим образом:

$$b_2 = 2 \operatorname{arctg} \left( \frac{D}{2L} \right). \quad (2)$$

Таким образом, угол обзора оптического устройства определяется меньшим из углов  $b_1$  и  $b_2$ . Из выражений (1) и (2) следует, что для обеспечения угла обзора больше  $120^\circ$  должны выполняться следующие условия:

$$\frac{h}{d} < 0,58 \quad (3)$$

и

$$\frac{D}{L} > 3,46. \quad (4)$$

Условие (3) определяет геометрические характеристики отверстия оптической системы солнечного датчика. Неравенство (4) было учтено при выборе регистрирующей КМОП-матрицы и конструировании оптической системы солнечного датчика.

С учетом проведенного расчета была выбрана коммерчески доступная монохромная КМОП-матрица NOIL1SM0300A-QDC [18]. Разрешение матрицы составляет  $640 \times 480$  пикселей, размер оптически активной области матрицы равен  $6,34 \times 4,75$  мм, а размер пикселя составляет  $9,9 \times 9,9$  мкм. При использовании данной матрицы расстояние  $L = 1,37$  мм между матрицей и тонкой маской с точечным отверстием обеспечивает поле зрения солнечного датчика  $120^\circ$ . Диаметр отверстия в маске составляет 80 мкм, используемая коническая форма отверстия позволяет избежать потери солнечного света и увеличить поле зрения.

### **3.2. Конструкция солнечного датчика в составе датчика Солнца и горизонта Земли**

На рисунке 3.3 показана трехмерная модель датчика Солнца и горизонта Земли (ДСГ) (а) и фотография его опытного образца без корпуса (б). Датчик состоит из печатной платы и корпуса. Плата содержит КМОП-матрицу солнечного датчика, инфракрасную матрицу датчика горизонта Земли, датчик магнитного поля, гироскоп и электронику с разъемом. Оптическая система солнечного датчика расположена внутри корпуса ДСГ. Основным элементом



оптической системы является круглая алюминиевая маска с коническим отверстием диаметром 80 мкм. Для защиты отверстия от внешних воздействий в конструкции солнечного датчика предусмотрено защитное сапфировое стекло. Маска и сапфировое стекло закрепляются в корпусе датчика с помощью фиксирующего кольца через фторопластовые уплотнительные кольца. Размеры датчика ДСГ составляют  $42,5 \times 17,5 \times 11$  мм, а масса около 10 г.

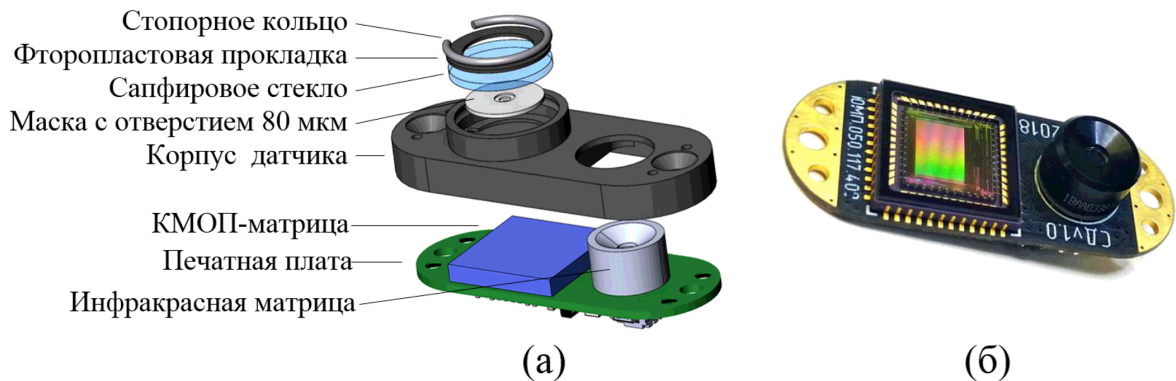


Рис. 3.3. Конструкция датчика ДСГ: 3D-модель (а) и фотография опытного образца без корпуса (б).

Основным вычислительным устройством ДСГ является микроконтроллер STM32F410CBU, который управляет энергопотреблением ДСГ и конфигурацией КМОП-матрицы NOIL1SM0300A солнечного датчика и инфракрасной матрицы MLX90640 датчика горизонта. Управление питанием датчика организовано следующим образом. В фоновом режиме матрицы физически отключены от источника питания, а микроконтроллер находится в режиме ожидания. Когда поступает команда от главного процессора платы управления СОП, микроконтроллер активирует настройки матрицы, получает от них изображения, вычисляет соответствующие направления, отправляет необходимую информацию в процессор СОП через интерфейс EIA485, а затем возвращается в спящий режим. Напряжение питания модуля составляет 3,3 В. Потребляемая мощность в активном режиме составляет около 215 мВт, в режиме ожидания менее 0,5 мВт.

### 3.3. Алгоритм определения направления на Солнце

Чтобы найти направление на Солнце, необходимо определить координаты центра изображения солнечного диска на регистрирующей КМОП-матрице в системе координат датчика, показанной на рисунке 3.1а.

Алгоритм определения координат центра солнечного пятна основан на обработке интенсивностей каждого пикселя изображения. Первым этапом обработки является фильтрация изображения, необходимая для уменьшения пиксельного шума матрицы. Для этого используется двухмерный скользящий медианный фильтр [19]. Каждый пиксель на выходе фильтра содержит медианное значение интенсивностей пикселей в окрестности  $3 \times 3$  вокруг соответствующего пикселя во входном изображении. Рисунок 3.4 иллюстрирует работу фильтра. Медианный фильтр позволяет убрать из рассмотрения не только тепловые шумы КМОП-матрицы, но и «битые» пиксели, которые могут появиться в результате воздействия радиации или выгорания.

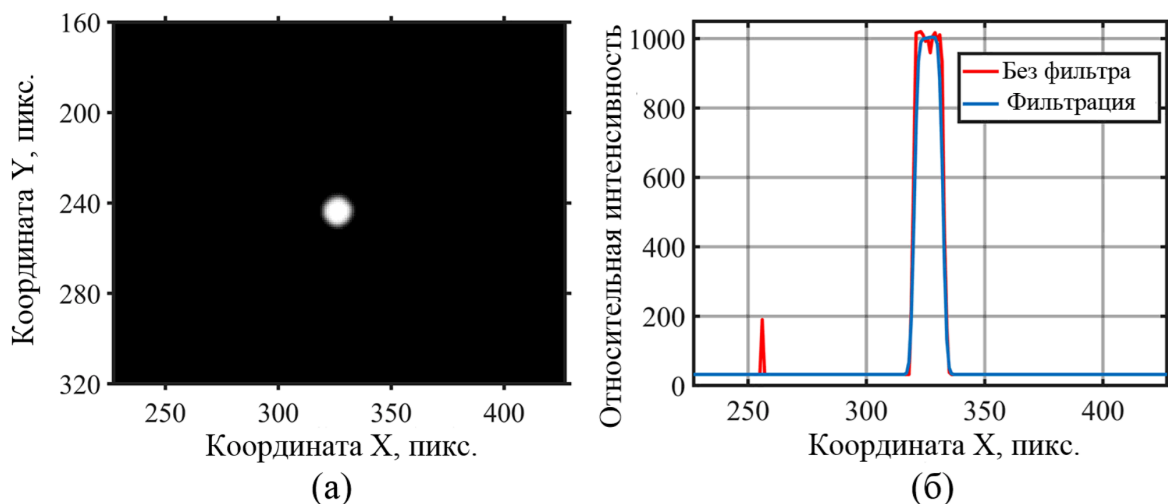


Рис. 3.4. Результат фильтрации изображения для уменьшения шума КМОП-матрицы: а) обработанное изображение в окрестности солнечного пятна; б) относительная интенсивность пикселей в зависимости от горизонтальной координаты X при Y = 244 пикселя.

Кроме тепловых шумов и битых пикселей при разработке алгоритма были учтены также возможные внешние помехи, возникающие при определении направления на Солнце с орбиты Земли:

- фоновая засветка от Земли, когда освещенная Земля попадает в поле видимости датчика;
- фоновая засветка, ложные срабатывания, оптические искривления на восходе и закате, при прохождении и рассеивании солнечного света в атмосфере Земли;
- Луна, если в поле видимости попадает только она, без должной обработки информации может быть принята за солнце. Угловой размер Луны при наблюдении с Земли близок к угловому размеру Солнца  $\sim 0,5^\circ$ , однако Солнце ярче полной Луны приблизительно в  $4 \cdot 10^5$  раз;
- блики на поверхности мирового океана от Солнца и Луны;
- различные источники света на поверхности Земли, например, гроззовые разряды или уличное освещение.

Для предотвращения ложных срабатываний при определении координат центра солнечного пятна используются только пиксели с уровнем интенсивности, превышающим 10% от максимальной интенсивности изображения.

Координаты  $x_c$  и  $y_c$  центра солнечного пятна определяются выражением

$$x_c = \frac{\sum_i I_i x_i}{\sum_i I_i}, \quad y_c = \frac{\sum_i I_i y_i}{\sum_i I_i}, \quad (5)$$

где  $x_i$  и  $y_i$  – координаты  $i$ -го пикселя,  $I_i$  – интенсивность изображения  $i$ -го пикселя, суммирование выполняется для пикселей, выбранных по уровню интенсивности.

Чтобы найти направление на Солнце, необходимо также знать координаты центра солнечного пятна при нормальном падении солнечного излучения на датчик  $x_0$  и  $y_0$ . Конструкция датчика предусматривает, что при нормальном падении солнечного излучения изображение Солнца должно находиться в центре матрицы. Точные значения  $x_0$  и  $y_0$  определяются при калибровке датчика в лаборатории. Тогда азимутальный угол  $\varphi$  и зенитный

угол  $\theta$  вектора направления на Солнце в системе координат, определенной на рисунке 3.3, определяются как

$$\varphi = \arctan\left(\frac{y_c - y_0}{x_c - x_0}\right), \theta = \arctan\left(\frac{r}{L}\right), \quad (6)$$

где  $L$  – расстояние от матрицы до маски с отверстием,  $x_c$  и  $y_c$  – координаты центра солнечного пятна, и

$$r = \sqrt{(x_c - x_0)^2 + (y_c - y_0)^2}. \quad (7)$$

## 4. Экспериментальная отработка солнечного датчика

### 4.1. Экспериментальный стенд для тестирования и калибровки солнечного датчика

Для тестирования и калибровки датчика Солнца был создан экспериментальный стенд, который состоит из имитатора Солнца и системы углового позиционирования (рис. 4.1).

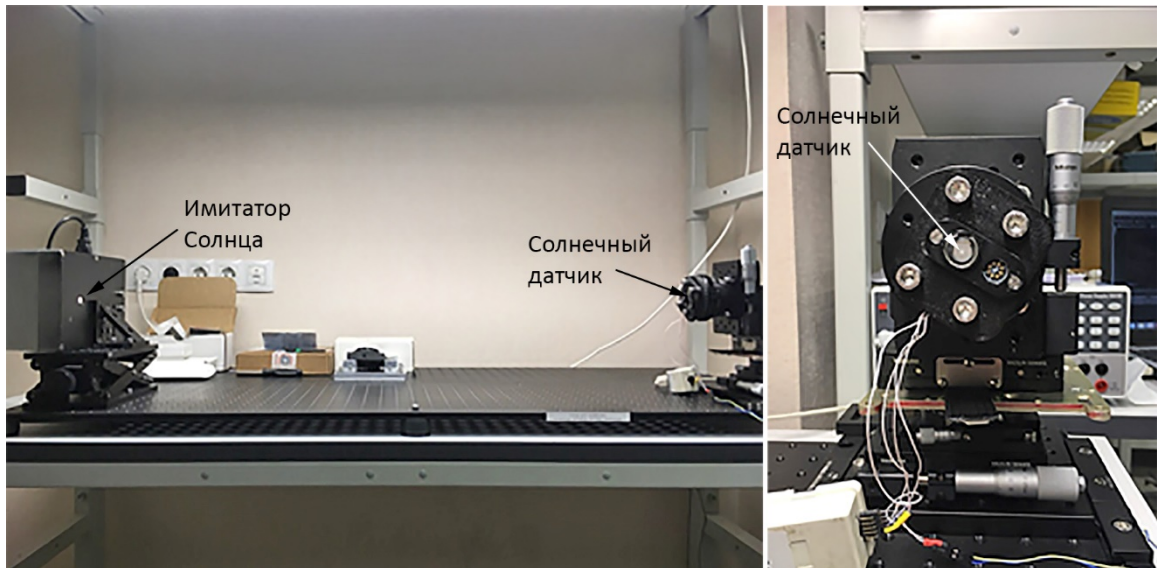


Рис. 4.1. Экспериментальный стенд для тестирования и калибровки солнечного датчика.

Система позиционирования имеет пять степеней свободы. Два поворотных устройства системы обеспечивают произвольно определенную ориентацию датчика относительно имитатора солнца. Три устройства поступательного перемещения обеспечивают перемещения солнечного датчика по высоте и в горизонтальной плоскости оптического стола. Имитатор Солнца расположен на расстоянии 710 см от датчика. На этом расстоянии угловой размер светового пятна от имитатора солнца, видимого датчиком, составляет  $0,5^\circ$ , что соответствует угловому размеру Солнца при его наблюдении с Земли.

Состав экспериментального стенда для калибровки солнечного датчика:

- Оптический стол Newport M-SA2-24
- Имитатор Солнца

- Перемещающее устройство Thorlabs XR25P-K2/M
- Поворотное устройство Thorlabs LJ750/M
- Поворотное устройство прецизионное Thorlabs PR01/M
- Устройство вертикального перемещения Standa 7VT188-20
- Устройство линейного перемещения Thorlabs TBB1515/M
- Оснастка для крепления датчика к поворотному устройству Thorlabs LJ750/M
- Штангенциркуль с цифровым отсчетным устройством
- Угольник поверочный 90° лекальный плоский
- Компьютер
- Программное обеспечение: управляющая программа для определения центра изображения солнечного диска, полученного солнечным датчиком, на языке Python 3.6.

Настройка экспериментального стенда сводится к установке солнечного датчика соосно с имитатором Солнца.

На первом шаге солнечный датчик на оснастке прикручивается к системе углового позиционирования и выставляется в нулевое положение по зенитному углу с помощью поверочного угольника.

Вторым шагом производится проверка расположения элементов оптического стенда и их регулировка. Производятся измерения расстояния  $L_1$  от края оптического стола до центра поворотно-перемещающего механизма и расстояния  $L_2$  от края оптического стола до центра отверстия имитатора Солнца (рис. 4.2а). В случае отклонения измеренной величины  $L_1$  от  $L_2$  на значение более 0,5 мм, поворотно-перемещающийся механизм перемещается на величину отклонения  $\Delta L = L_2 - L_1$ . Смещение 0,5 мм на расстоянии 1 м соответствует угловому размеру  $0,03^\circ$ , величина которого на порядок меньше требуемой точности калибровки.

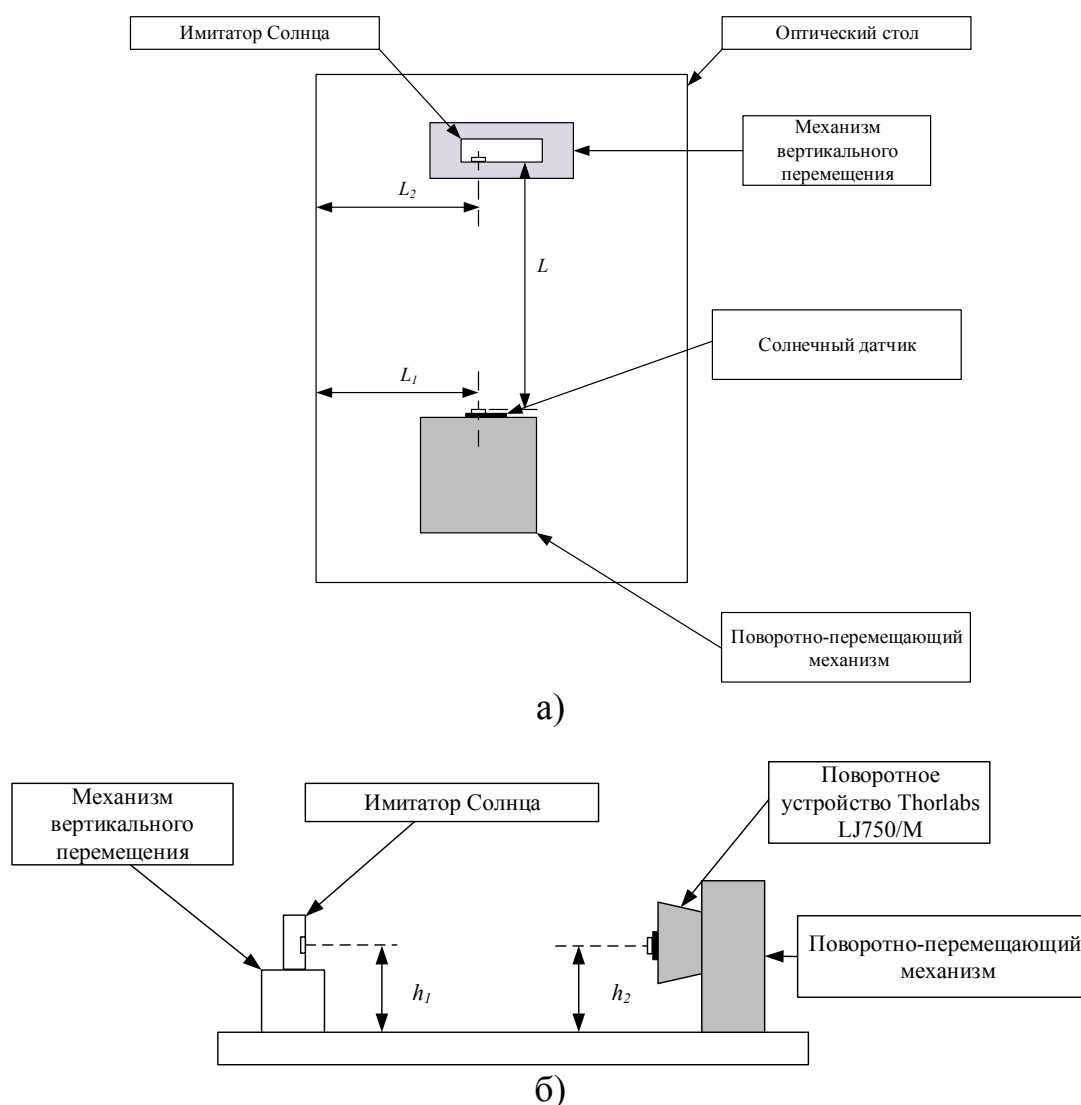


Рис 4.2. Схема экспериментального стенда для калибровки датчиков Солнца:  
а) вид сверху, б) вид сбоку.

Далее производятся измерения высоты  $h_1$  от плоскости оптического стола до центра отверстия имитатора Солнца и высоты  $h_2$  от плоскости оптического стола до центра окна солнечного датчика (рис. 4.2б). В случае отклонения измеренной величины  $h_1$  от  $h_2$  на значение более 0,5 мм, поворотный-перемещающий механизм сдвигается на величину отклонения  $\Delta h = h_2 - h_1$ . Выставленное положение корпуса солнечного датчика считается нулевым, отсчет зенитного угла начинается из него.

На последнем шаге измеряется расстояние  $L$  от солнечного датчика до имитатора Солнца (рис. 4.2а). В случае отклонения  $L$  от 710 мм на величину более 0,5 см, поворотный-перемещающий механизм с помощью устройства

линейного перемещения вдоль оптического стола сдвигается на величину отклонения.

#### 4.2. Методика калибровки солнечного датчика

Соосное расположение имитатора Солнца и солнечного датчика необходимо в первую очередь для определения координаты центра солнечного пятна  $x_0$  и  $y_0$  при нормальном падении солнечного излучения на датчик.

Перед началом измерений снимается контрольное изображение с солнечного датчика для проверки его работоспособности и выдержки. Если на изображении нет источника света, программно увеличивается выдержка. Если на изображении видна засветка, программно уменьшается выдержка матрицы.

После проверки работоспособности на первом этапе калибровки производятся измерения для определения центра солнечного датчика  $x_0$  и  $y_0$ . С помощью поворотного устройства выставляется  $0^\circ$  по азимутальному углу  $\varphi$ , в соответствии с системой координат датчика (рис. 4.3).

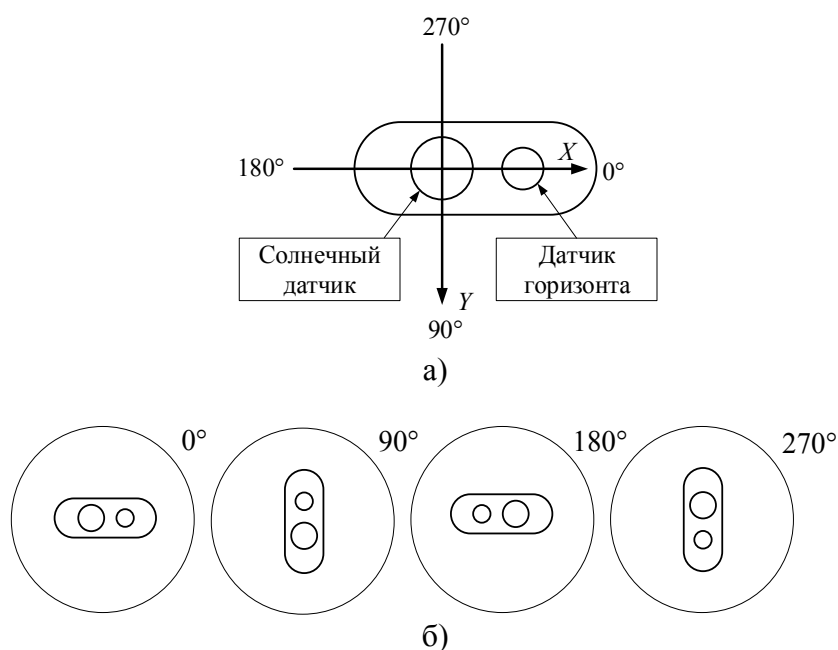


Рис. 4.3. а) Система координат солнечного датчика.  $Z$  дополняет левую прямоугольную систему координат б) Примеры положения солнечного датчика на поворотном устройстве Thorlabs LJ750/M в зависимости от азимутального угла.



Производятся 5 измерений центра светового пятна, который определяется координатами  $x$  и  $y$  в системе координат матрицы в пикселях в управляющей программе на ПК. Измерения повторяются для 8 точек по азимутальному углу с шагом  $45^\circ$ , всего 40 измерений. За центр солнечного датчика принимается усредненное значение координат по всем измерениям.

На втором этапе калибровки проводится серия измерений координат центра светового пятна при различных углах падения излучения имитатора Солнца. В результате анализа многочисленных экспериментов для оптимизации времени и точности калибровки было принято решение проводить измерения для калибровки датчика в 8 направлениях с шагом  $45^\circ$  по азимутальному углу с шагом  $10^\circ$  по зенитному углу в диапазоне от  $0^\circ$  до  $60^\circ$  шкалы на поворотном устройстве. Уменьшение шага по зенитному углу не улучшает точность калибровки. Третьим этапом калибровки выполняется обработка полученных данных и определение параметров калибровки.

#### **4.3. Результаты калибровочных испытаний и оценка точности**

Точность солнечного датчика зависит от двух факторов: от разрешающей способности самого датчика и от методики его калибровки. Перед проведением калибровочных испытаний было проведено большое количество измерений при разных фиксированных углах падения излучения на датчик. Десять измерений были сделаны под каждым углом. Во всех сериях измерений наблюдался разброс измеренных данных не более  $\pm 0,015^\circ$  относительно их средних значений. Это значение  $\pm 0,015^\circ$  можно интерпретировать как угловое разрешение солнечного датчика и максимальную точность датчика, которая может быть достигнута путем калибровки датчика на оборудовании, обеспечивающем необходимую точность наведения датчика на имитатор Солнца.

По вышеизложенной методике был откалиброван набор из 6 датчиков, изготовленных для комплектации опытного образца модуля СОП. Ниже будут представлены типичные результаты калибровки, относящиеся к одному из датчиков.

Первым этапом был произведен расчет центра солнечного пятна  $x_0$  и  $y_0$  при нормальном падении солнечного излучения на датчик по снятым на первом этапе калибровки данным. Полученное значение является координатой центра системы координат солнечного датчика в системе координат матрицы.

Рисунок 4.4 иллюстрирует расположение координат центра солнечного изображения на КМОП-матрице, полученных в ходе калибровки. Координаты центра солнечного пятна сняты в 8 направлениях по азимутальному углу, равномерно покрывающих диапазон углов от  $0^\circ$  до  $360^\circ$  с шагом  $45^\circ$ . В каждом азимутальном направлении были сделаны измерения при семи зенитных углах с шагом  $10^\circ$ . В каждом направлении на имитатор Солнца делалось по 4 измерения, результаты которых затем усреднялись.



Рис. 4.4. Положение солнечного изображения на КМОП-матрице при калибровке датчика.

В связи с тем, что ось вращения поворотного устройства по зенитному углу смещена относительно оси датчика (рис. 4.5), производится расчет зенитного угла вектора направления на имитатор Солнца  $\theta$  в выполненных измерениях при повороте солнечного датчика на поворотном прецизионном на угол  $\Omega$  по формуле:

$$\theta = 180^\circ - \arccos \left( \frac{d - (L + d) \cos(\Omega)}{\sqrt{(L + d)^2 + d^2 - 2(L + d)d \cos(\Omega)}} \right), \quad (8)$$

где  $d = 136,2$  мм – расстояние от оси вращения поворотного устройства до датчика Солнца и  $L = 710$  мм – расстояние от солнечного датчика до имитатора Солнца.

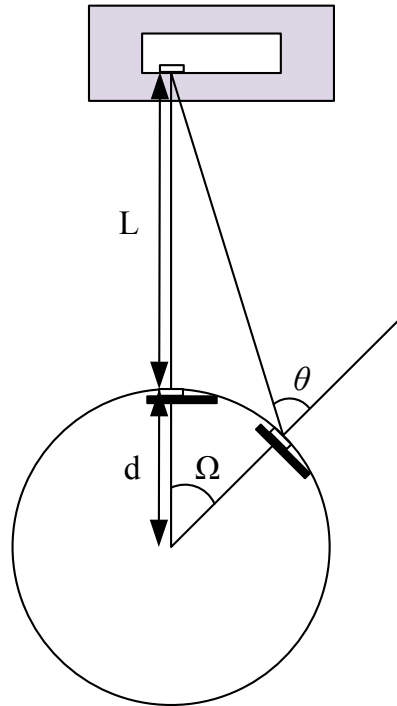


Рис. 4.5. К расчету зенитного угла направления на имитатор Солнца  $\theta$  при повороте солнечного датчика на поворотном устройстве на угол  $\Omega$ .

Для каждой измеренной точки определяется расстояние  $r$  до центра координат солнечного датчика  $x_0$  и  $y_0$  в системе координат матрицы по формуле (7).

На рисунке 4.6 приведены результаты измерений зависимости между зенитным углом  $\theta$  и расстоянием  $r$  от центра солнечного пятна на матрице до центра системы координат солнечного датчика. Измерения проводились в диапазоне зенитных углов  $\theta$  от  $0^\circ$  до  $62^\circ$  при азимутальных углах, показанных на рисунке 4.5. Результаты измерений (синие точки) показаны на рисунке 4.6 как функция  $\theta$  от  $r$ .

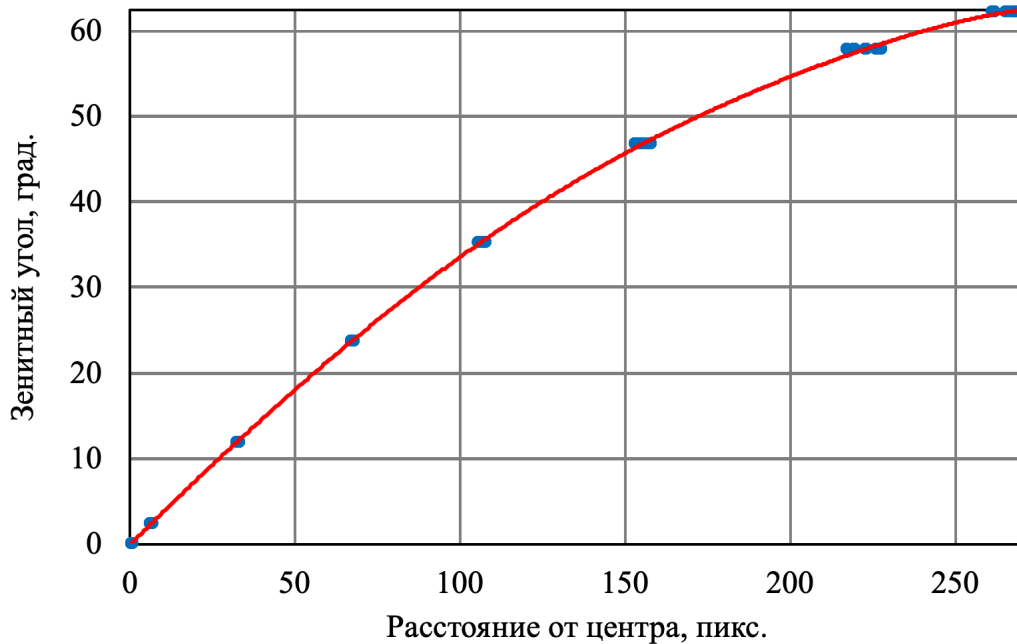


Рис. 4.6. Калибровочная функция (красная кривая), аппроксимирующая измеренную зависимость зенитного угла  $\theta$  от расстояния  $r$  от центра солнечного пятна до начала системы координат солнечного датчика (синие точки).

В работе [20] представлена методика калибровки солнечного датчика, где в качестве координат вектора направления на Солнце используются углы Эйлера, а не сферическая система координат с азимутальным и зенитным углами. Недостатком использования углов Эйлера в качестве координат вектора направления на Солнце является то, что при произвольном направлении вектора для определения углов приходится итерационно решать систему уравнений с двумя неизвестными углами, в то время как для сферической системы координат возможно задать две независимые аппроксимирующие функции для зенитного и азимутального углов в силу их ортогональности. Это позволяет сократить вычислительные ресурсы. Поэтому было принято решение искать аппроксимирующие функции независимо для двух углов сферической системы координат.

Был проведен расчет измеренного зенитного угла по формуле (6). Среднеквадратичное отклонение составило  $2^\circ$ , что не удовлетворяет требованиям к точности определения направления на Солнце. Низкая точность связана с тем, что при прямом расчете зенитного угла по формуле (6) не

учитываются искажения солнечного пятна, возникающие на больших зенитных углах, где падает чувствительность пикселей. В связи с этим была выбрана аппроксимация результатов измерений полиномом шестой степени (при шестой степени полинома достигается приемлемое значение коэффициента достоверности):

$$\theta_{\text{калиб}}(r) = \sum_{i=0}^{i=6} a_i r^i . \quad (9)$$

Полученные коэффициента полинома  $a_i$  являются параметрами калибровки датчика по зенитному углу.

На рисунке 4.6 показана калибровочная функция, аппроксимирующая полученную зависимость от зенитного угла полиномом шестой степени (красная кривая), в соответствии с формулой (9). Здесь виден существенный разброс измеренных данных от калибровочной кривой в области больших зенитных углов. Отклонения измеренных зенитных углов от калибровочной функции при различных азимутальных углах приведены на рисунке 4.7.

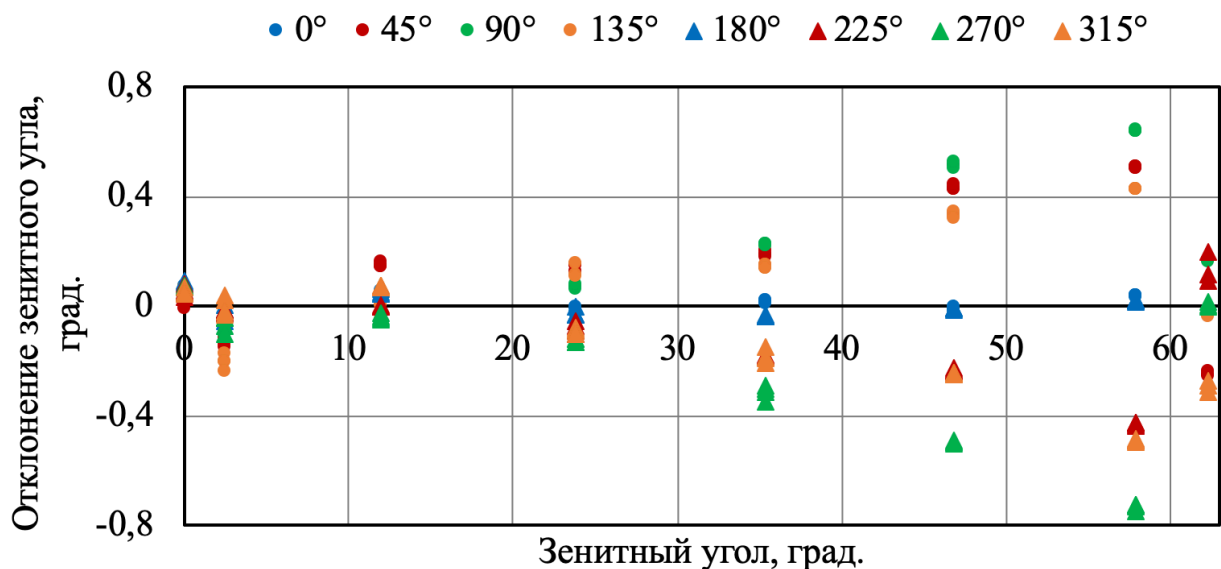


Рис. 4.7. Отклонения измеренных зенитных углов от калибровочной функции.

Среднеквадратичное отклонение (СКО) измеренных значений от калибровочной кривой составляет по всем данным  $0,24^\circ$ . Если ограничиться диапазоном зенитных углов меньших  $40^\circ$ , то СКО будет равно  $0,11^\circ$ .

Из рисунка 4.7 отчетливо видно, что разброс отклонений измеренных зенитных углов от калибровочной функции в области больших зенитных углов зависит от азимутального угла. Также заметна симметрия в значениях отклонений для противоположных направлений по азимутальному углу ( $0^\circ$ - $180^\circ$ ,  $45^\circ$ - $225^\circ$  и т. д.). Наиболее вероятной причиной этого является наклон плоскости регистрирующей матрицы относительно поверхности солнечного датчика.

Для определения параметров калибровочной функции в зависимости от азимутального угла производится расчет азимутального угла для всех точек, показанных на рис. 4.4, по следующей формуле, в соответствие с введенной системой координат датчика (рис. 4.3а):

$$\begin{cases} \varphi_{изм} = \arctan\left(\frac{y - y_0}{x - x_0}\right) + 90^\circ, x - x_0 \geq 0 \\ \varphi_{изм} = \arctan\left(\frac{y - y_0}{x - x_0}\right) + 270^\circ, x - x_0 < 0 \end{cases} \quad (10)$$

На рисунке 4.8 представлена зависимость азимутального угла  $\varphi$ , выставленного на поворотном устройстве, от измеренного  $\varphi_{изм}$  (синие точки). Данная зависимость аппроксимируется линейной функцией (красная кривая):

$$\varphi_{калиб} = b_1 \varphi_{изм} + b_0. \quad (11)$$

Полученные коэффициенты аппроксимации  $b_i$  являются параметрами калибровки солнечного датчика по азимутальному углу.

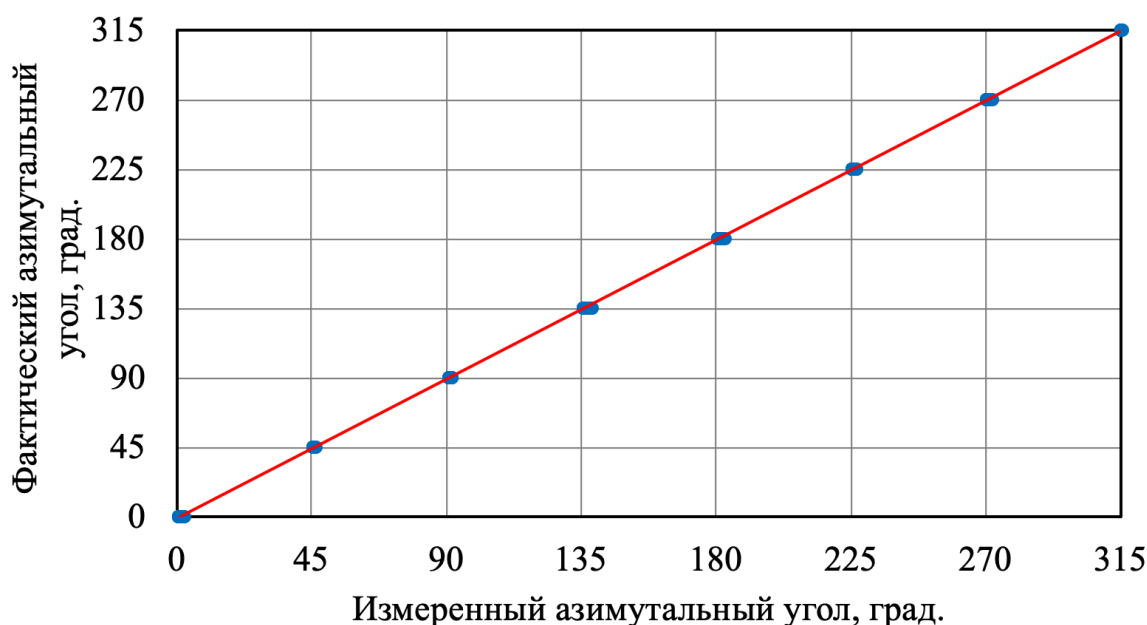


Рис. 4.8. Калибровочная функция (красная кривая), аппроксимирующая зависимость фактического азимутального угла  $\varphi$  от измеренного  $\varphi_{изм}$  (синие точки).

Среднеквадратичное отклонение измеренных значений от калибровочной функции азимутального угла составило  $0,59^\circ$ .

Для определения точности калибровки солнечного датчика необходимо сравнить измеренное направление на имитатор Солнца с фактическим, задаваемым на калибровочной установке направлением. Координаты вектора направления на Солнце в системе координат датчика (рис. 3.1а, 4.3а) определяются из следующей формулы:

$$\vec{n} = (\cos(\varphi)\sin(\theta), \sin(\varphi)\sin(\theta), \cos(\theta)). \quad (12)$$

Отклонение вектора  $\vec{n}'$ , полученного в измерениях с использованием калибровочных функций, от фактического направления  $\vec{n}$  рассчитывается как арккосинус их скалярного произведения

$$\Delta = \arccos(\vec{n} \cdot \vec{n}'). \quad (13)$$

На рисунке 4.9 представлен график зависимости  $\Delta$  от зенитного угла. Из графика видно, что отклонения не превысили  $1^\circ$ , что удовлетворяет требованию по точности солнечного датчика.

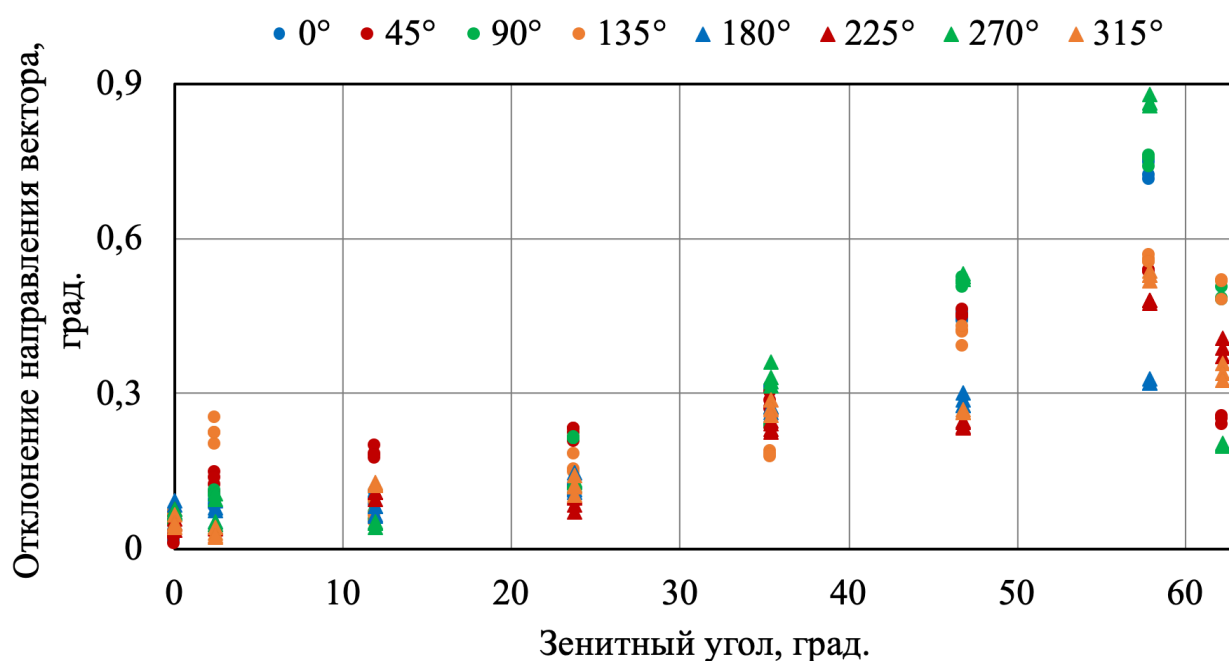


Рис. 4.9. Отклонения измеренных векторов направления на Солнце от фактических векторов направления.

Среднеквадратичное отклонение измеренного направления вектора от фактического составило  $0,32^\circ$ . Это означает, что точность определения направления на Солнце датчиком, откалиброванным на существующей экспериментальной установке по описанной выше методике, составляет  $\pm 0,64^\circ$  с достоверностью 95% во всем поле зрения датчика  $120^\circ \times 120^\circ$ .

Также из рис. 4.9 видно, что с ростом зенитного угла ошибка в определении направления на Солнце  $\Delta$  увеличивается. Также увеличивается разброс значений  $\Delta$ . Анализ возможных причин погрешностей измерений, приводящих к данным эффектам, и способов их устранения приводится в следующем разделе.

Калибровочные испытания были проведены для 6 датчиков, параметры точности которых можно видеть в таблице 4.1. Вышеприведенные результаты калибровочных испытаний относятся к датчику №4. Из таблицы видно, что среднеквадратичное отклонение вектора для всех 6 датчиков не превысило  $1^\circ$ .



Таблица 4.1. Параметры точности откалиброванных солнечных датчиков

№	СКО зенитного угла, град.	СКО азимутального угла, град.	СКО вектора направления на Солнце, град.
1	0,331	0,675	0,535
2	0,458	0,63	0,485
3	0,331	0,61	0,43
4	0,237	0,588	0,316
5	0,464	0,706	0,504
6	0,318	0,446	0,61

Датчик №6 имеет наибольшее стандартного отклонения вектора направления на Солнце  $0,61^\circ$ . Это связано с тем, что калибровочные испытания для этого датчика проводились по первой версии методики калибровки, измерения по которой выполнялись вдоль 4 направлений по азимутальному углу с неоптимизированным шагом по зенитному углу  $2^\circ$ . При этом отличался порядок вращения поворотных устройств: в первой версии при фиксированном азимутальном угле производились измерения при зенитных углах от  $0^\circ$  до  $60^\circ$ , в описанной методике в п. 4.2 при фиксированном зенитном угле проводились измерения при азимутальных углах от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ .

Таким образом, проведенные калибровочная испытания показывают, что достигнутая точность солнечного датчика не превосходит  $1^\circ$  и полностью удовлетворяет требованиям к базовой СОП. Также было замечено, что разброс отклонений измеренных зенитных углов от калибровочной функции в области больших зенитных углов зависит от азимутального угла, наиболее вероятной причиной чего является наклон плоскости регистрирующей матрицы относительно поверхности солнечного датчика. Результаты, полученные на данном этапе исследования, были опубликованы в статье [21].

#### 4.4. Анализ источников погрешности калибровки

В предыдущем разделе были представлены результаты калибровочных испытаний, в которых в области больших зенитных углов была обнаружена зависимость величины ошибки измерения зенитного угла от азимутального угла (рис. 4.7). Рассмотрим возможные причины данной погрешности.

Согласно методике, описанной в п. 4.2, нулевое положение датчика по зенитному углу определяется параллельностью плоскости корпуса датчика ДСГ. При этом считается, что системы координат КМОП-матрицы и датчика ДСГ совпадают, то есть светочувствительная поверхность матрицы и плоскость датчика параллельны и матрица не повернута относительно вертикальной оси.

В действительности матрица всегда устанавливается в посадочное место на печатной плате с конечной точностью, что приводит к тому, что матрица может быть повернута в плоскости датчика (рис. 4.10а) и плоскость матрицы может быть не параллельна плоскости датчика (рис. 4.10б,в).

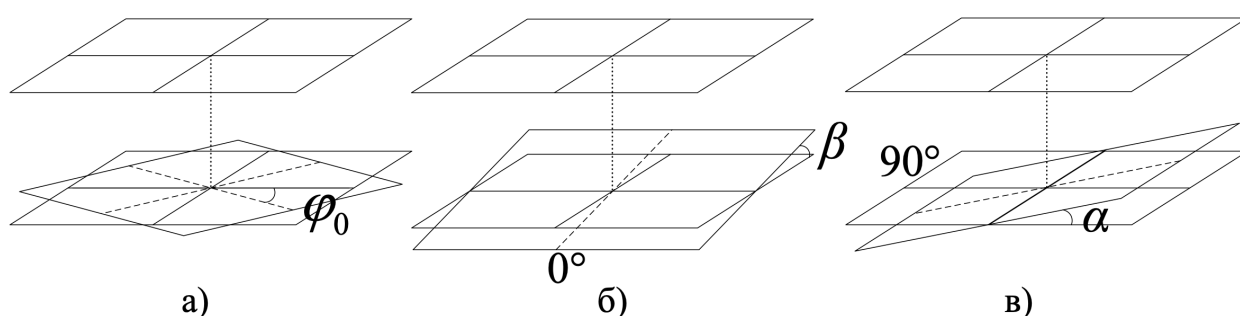


Рис. 4.10. Угловое смещение плоскости матрицы относительно плоскости датчика: а) поворот в плоскости датчика на угол  $\varphi_0$ ; б) поворот на угол  $\beta$  относительно оси  $90^\circ - 270^\circ$  по азимутальному углу; в) поворот на угол  $\alpha$  относительно оси  $0^\circ - 180^\circ$  по азимутальному углу.

Непараллельность плоскости матрицы и плоскости датчика удобно представить в виде разложения на поворот матрицы относительно двух перпендикулярных осей вдоль двух направлений по азимутальному углу  $0^\circ - 180^\circ$  и  $90^\circ - 270^\circ$ . Удобство данного представления связано с тем, что углы поворота матрицы вдоль выделенных перпендикулярных направлений возможно определить экспериментально.

По следующим формулам можно сложить два поворота и представить его как один поворот на угол  $\theta'$  вдоль  $\varphi'$ :

$$\tan(\varphi') = \frac{\tan(\beta)}{\tan(\alpha)}, \quad \tan^2(\theta') = \tan^2(\alpha) + \tan^2(\beta). \quad (14)$$

Из решения геометрической задачи находится выражение для нахождения угла поворота матрицы  $\theta^*$  вдоль произвольного направления по азимутальному углу  $\varphi$  (рис. 4.11):

$$\sin(\theta^*) = \sin(\theta') \cos(\varphi - \varphi'). \quad (15)$$

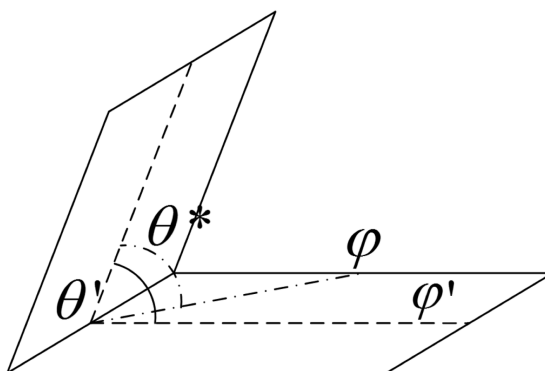


Рис. 4.11. К решению геометрической задачи о нахождении угла поворота матрицы  $\theta^*$  вдоль произвольного направления по азимутальному углу  $\varphi$ .

Для того чтобы минимизировать ошибку калибровки, связанную с неточностью установки матрицы в датчике, необходимо определить углы смещения матрицы относительно корпуса датчика. Для этого в методику калибровки, представленную в п. 4.2, было внесены следующие изменения. На первом этапе калибровки определяется центр системы координат солнечного датчика. На втором этапе калибровки определяются углы поворота матрицы вдоль двух перпендикулярных направлений. Угол поворота матрицы определяется как угол, поворот на который необходим для того, чтобы совместить координаты центра солнечного пятна с координатами центра системы координат датчика, определенными на первом этапе. Далее в соответствии с рис. 4.4 проводятся измерения вдоль 8 направлений по азимуту с шагом  $10^\circ$  по зенитному углу. При этом нулевым положением по зенитному углу считается повернутая плоскость датчика на угол поворота матрицы вдоль каждого выбранного направления по азимутальному углу. Обработка полученных данных производится согласно методике, представленной в п. 4.2-4.3, при этом к параметрам калибровки добавляются экспериментально определенные углы поворота матрицы  $\alpha$  и  $\beta$ , с помощью формул (14), (15)

производится расчет угла поворота матрицы вдоль произвольных направлений, которые прибавляются к зенитному углу, получаемому из калибровочной функции:

$$\theta_{\text{калиб}}(r) = \sum_{i=0}^{i=6} a_i r^i + \theta^*(\varphi). \quad (16)$$

Таким образом, внесенные изменения позволяют учесть неортогональность между зенитным углом и азимутальным углом.

#### 4.5. Результаты калибровочных испытаний с учетом проведенного анализа источников погрешности

Были проведены калибровочные испытания по измененной методике, учитывающей поворот плоскости матрицы относительно плоскости датчика. На первом этапе калибровки плоскость датчика была выставлена параллельно плоскости имитатора Солнца и был определен центр системы координат датчика как среднее значение координат точек, полученных при 8 азимутальных углах (синие точки на рис. 4.12).



Рис. 4.12. Положение солнечного изображения на КМОП-матрице при параллельности плоскостей датчика и имитатора Солнца (синие точки) и при компенсации поворотом непараллельности плоскости датчика и плоскости матрицы (красные точки).

Далее были определены углы поворота плоскости матрицы вдоль каждого из 8 направлений по азимутальному углу. Средний угол смещения

матрицы относительно плоскости датчика составил  $0,47^\circ$ , что можно связать с непараллельностью положения плоскости датчика и плоскости имитатора Солнца. После компенсации непараллельности плоскости датчика и плоскости имитатора Солнца повторно были сняты точки в 8 направлениях по азимутальному углу (красные точки), из рис. 4.12 видна асимметрия положения солнечного изображения в зависимости от азимутального угла, что характерно для углового смещения плоскости матрицы относительно плоскости датчика. Величина углов поворота матрицы вдоль выделенных направлений не превысила  $0,12^\circ$ . На следующих этапах калибровки измеренные углы поворота матрицы были скомпенсированы поворотом плоскости датчика.

На рис. 4.13 представлено отклонение фактического вектора направления на Солнце от вектора, измеренного с помощью датчика №6, откалиброванного по уточненной методике (синие точки). Среднеквадратичное отклонение составило  $0,24^\circ$ , таким образом точность улучшилась в 2,5 раза по сравнению с предыдущими результатами (Таблица 4.1, датчик №6).

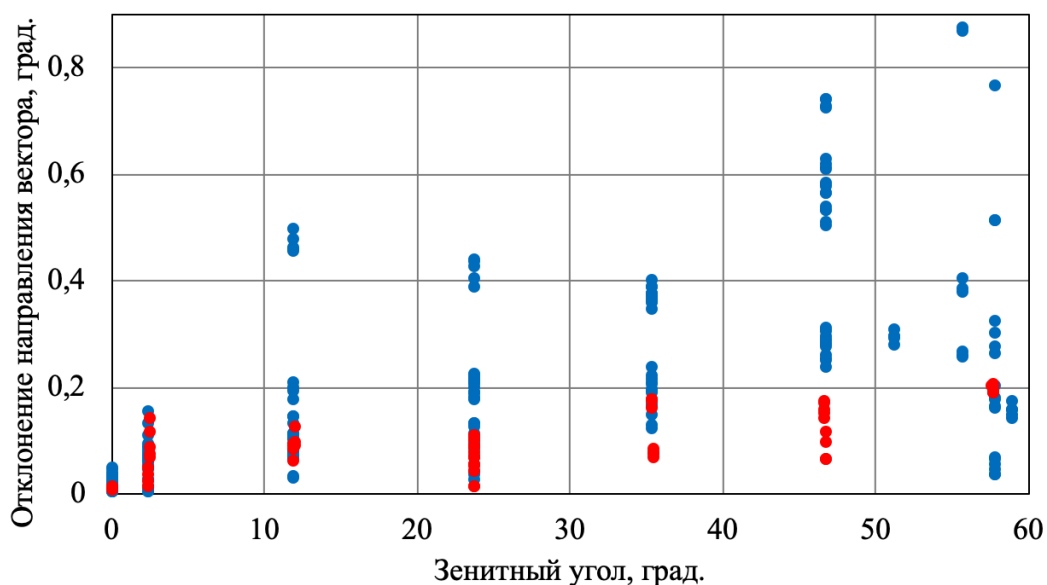


Рис. 4.13. Отклонение фактического направления на имитатор Солнца от измеренного датчиком №6, откалиброванного по уточненной методике: измерения для различных азимутальных углов, полученные с использованием единой калибровочной функции (синие точки) и измерения для сектора  $45^\circ$ , полученные с использованием калибровочной функции для этого сектора (красные точки).

Из рис.4.13 видно, что асимметрия по азимутальному углу сохранилась, несмотря на учет смещения матрицы, об этом свидетельствует разброс при фиксированном зенитном угле, наиболее ярко проявляющийся при больших зенитных углах. Данный эффект можно связать с неидеальностью формы отверстия в маске. Неидеальность формы приводит к тому, что вдоль различных направлений по азимутальному углу отверстие имеет различный радиус, что, в свою очередь, приводит к различным искажениям формы солнечного пятна при больших зенитных углах из-за зависимости чувствительности пикселей матрицы к углу падения света.

Для того, чтобы уменьшить влияние асимметрии на точностные характеристики по зенитному углу, было предложено определять калибровочные полиномы отдельно для каждого из 8 секторов по  $45^\circ$  по измерениям в двух направлениях, ограничивающих сектор. На рис. 4.13 представлен для примера разброс отклонений измеренного направления вектора от фактического для сектора  $45^\circ - 90^\circ$ , полученный таким образом (красные точки). Как видно из графика, разброс отклонений не превысил  $0,2^\circ$ , что в 4 раза лучше, чем при единой калибровочной функции для всех азимутальных углов. Среднеквадратичное отклонение вектора направления на Солнце во всей области видимости солнечного датчика при таком методе построения калибровочных функций составило  $0,18^\circ$ . Это значение приближается к точности лучших известных в настоящее время солнечных датчиков, предназначенных для использования на сверхмалых космических аппаратах класса CubeSat [2-8]. Для повышения точности датчика до  $0,1^\circ$  требуется усовершенствование технологии изготовления микроотверстия в экране оптической системы датчика.

## 5. Натурные испытания солнечного датчика

При калибровке солнечных датчиков на оптическом стенде в лаборатории источником света является светодиодный имитатор Солнца. Имитатор обеспечивает угловой размер источника света равный  $0,5^\circ$  в месте расположения датчика, что соответствует угловому размеру Солнца при наблюдении с орбиты Земли. Однако для простоты в составе стенда используется имитатор с яркостью существенно меньшей яркости Солнца. Проблема меньшей яркости имитатора решается в лаборатории соответствующим увеличением выдержки КМОП-матрицы солнечного датчика. В связи с этим для окончательного заключения о работоспособности солнечного датчика и подтверждения его метрологических характеристик в естественных условиях необходимо проведение натурных испытаний с Солнцем в качестве источника света.

Для решения поставленной задачи 29 сентября 2019 г. с 10:58:17 до 16:24:45 местного времени был проведен натурный эксперимент. Для этого датчик ДСГ был установлен на крыше лабораторного корпуса НГУ, что обеспечило видимость Солнца на протяжении всего эксперимента. Максимальный подъем Солнца относительно вертикали к плоскости Земли, то есть минимальный зенитный угол направления на Солнце, составил во время эксперимента  $54,021^\circ$ . В эксперименте использовалось следующее оборудование и устройства:

- солнечный датчик в составе ДСГ;
- металлическая оснастка для крепления датчика;
- стол установки;
- устройство выставления уровня относительно силы тяжести, перпендикулярной к поверхности Земли;
- ПК с ПО для записи измеренных данных о положении Солнца в реальном времени.

Перед экспериментом была определена оптимальная для регистрации Солнца выдержка КМОП-матрицы датчика, которая составила 3,92 мс. При

фотографировании Солнца с такой выдержкой обеспечивается максимальная интенсивность пикселей изображения Солнца на матрице, и матрица при этом работает в линейном режиме.

Закрепленный на оснастке датчик ДСГ был направлен вертикально вверх. Для этого плоскость оснастки была выставлена параллельно плоскости поверхности Земли с помощью прецизионного уровня. Таким образом, солнечный датчик был сориентирован в зенит с точностью примерно  $0,03^\circ$ . Ориентация датчика по азимутальному углу была выставлена достаточно грубо – по расположенному рядом с датчиком бытовому компасу.

Результаты измерений датчиком зенитного угла Солнца представлены на рисунке 5.1 (синие точки). Вертикальными красными точечными линиями отмечены моменты времени, когда зенитный угол Солнца становится больше  $60^\circ$ , то есть, когда Солнце оказывается вне расчётного поля зрения датчика.

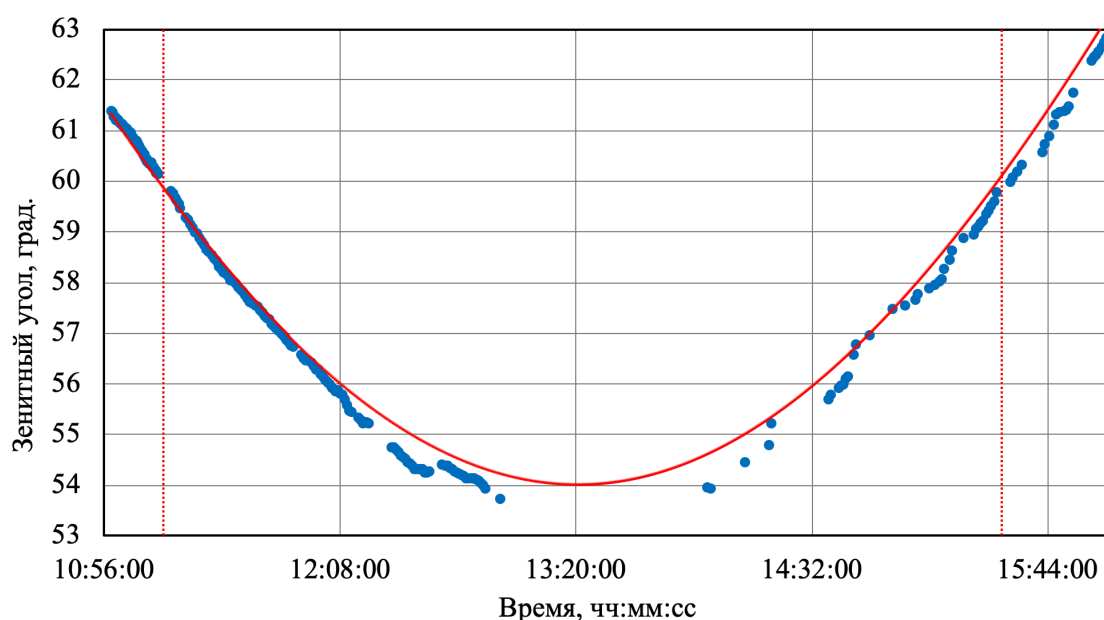


Рис. 5.1. Измеренный датчиком (синие точки) и фактический (красная кривая) зенитный угол Солнце в зависимости от времени.

Фактическое положение Солнца (красная кривая) получено из расчетной модели [22, 23], позволяющей рассчитывать зенитные и азимутальные углы Солнца в период от  $-2000$  года до  $6000$  года с неопределенностью  $\pm 0,0003^\circ$ . Входными параметрами модели являются географические широта, долгота, высота над уровнем моря точки наблюдения, а также дата и время



наблюдения. Координаты точки наблюдения определялись с помощью ГЛОНАСС/GPS приемника.

В начале эксперимента погода была ясной, облака не наблюдались. После приблизительно 12:00 на небе появились облака. Между примерно 13:00 и 14:00 Солнце было полностью закрыто сплошной облачностью. Затем небо относительно прояснилось, но оставшиеся облака практически непрерывно частично или полностью закрывали Солнце.

На рисунке 5.2 показано отклонение измеренного зенитного угла Солнца от фактического. Из рисунков 5.1 и 5.2 отчетливо видна разница между данными, полученными при ясном небе (от начала эксперимента до приблизительно 12:00) и при наличии облачности. При ясном небе точность измерений значительно лучше. По всей видимости, уменьшение точности определения направления на Солнце при наличии облачности связано с искажениями формы солнечного пятна на КМОП-матрице датчика, вызванными частичной экранировкой Солнца облаками. Если ограничиться измерениями при ясном небе, то среднеквадратичное отклонение измеренного зенитного угла Солнца от истинного составляет  $0,12^\circ$ .

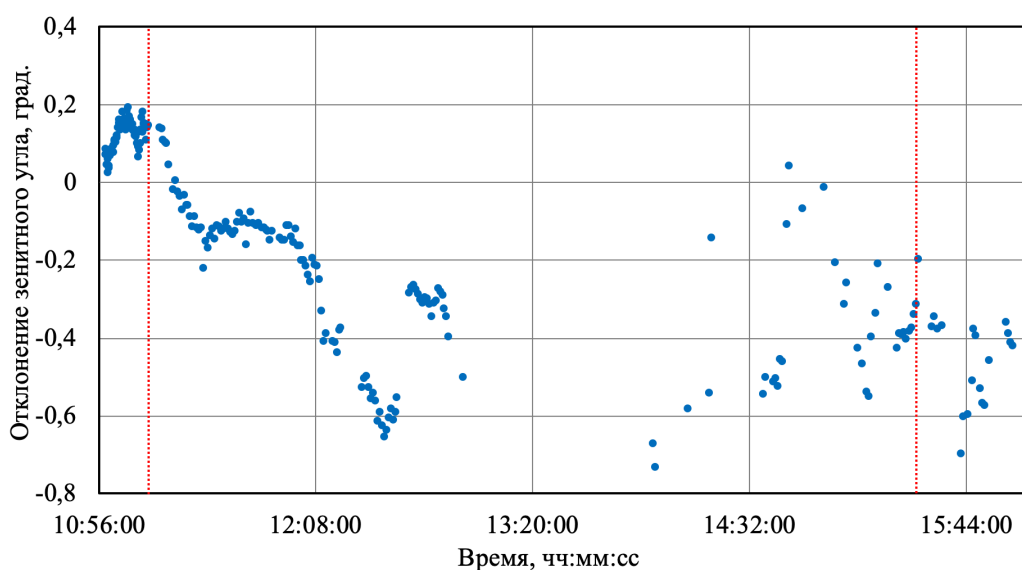


Рисунок 5.2. Отклонение измеренного датчиком зенитного угла Солнца от фактического в зависимости от времени.

На рисунке 5.3 представлены результаты измерений датчиком азимутального угла Солнца. Так как у нас не было возможности достаточно точно сориентировать датчик по азимуту при проведении эксперимента, то в полученных исходных данных наблюдается постоянное отклонение измеренного азимутально угла Солнца от фактического. В связи с этим данные измерений были скорректированы таким образом, чтобы они в среднем совпадали с истинными значениями на интервале времени между началом эксперимента и 12:00, то есть при ясном небе, когда наиболее точно измерялся зенитный угол (рис. 5.1 и 5.2). На рисунке 5.3 показаны скорректированные данные. По этой причине результаты проведенного натурального эксперимента не могут быть использованы для оценки абсолютной погрешности измерений датчиком азимутального угла Солнца. По ним можно судить только об относительной погрешности.

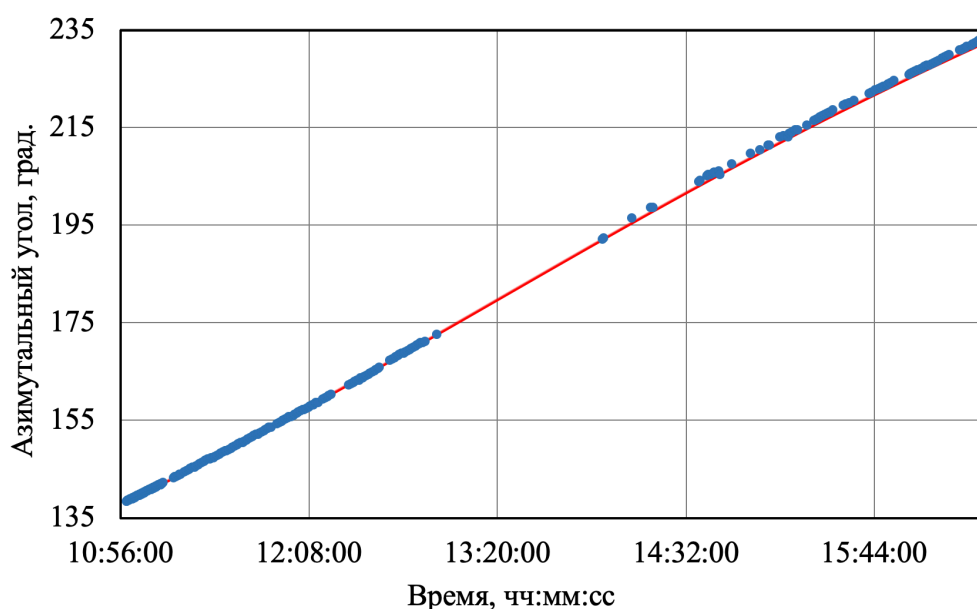


Рис. 5.3. Скорректированный измеренный датчиком азимутальный угол Солнца (синие точки) и фактический угол (красная кривая) в зависимости от времени.

На рисунке 5.4 показано отклонение измеренного азимутального угла Солнца от фактического. Аналогично результатам, полученным при измерении зенитного угла Солнца (рис. 5.1 и 5.2), здесь также отчетливо видна разница между данными, полученными при ясном небе (от начала

эксперимента до приблизительно 12:00) и при наличии облачности. При ясном небе точность измерений азимутального угла Солнца также значительно лучше.

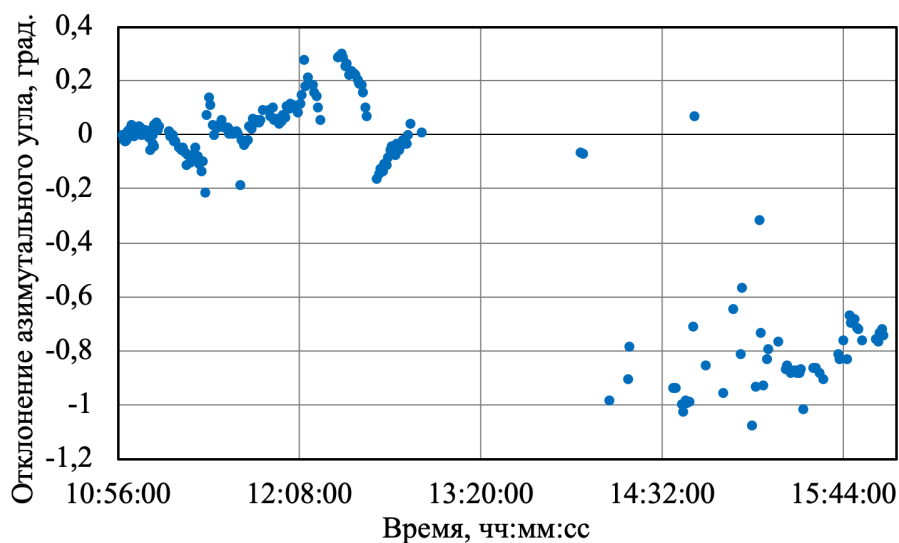


Рис. 5.4. Отклонение измеренного датчиком зенитного угла Солнца от фактического в зависимости от времени.

На рисунке 5.5 представлено отклонение измеренного датчиком вектора направления на Солнце относительно фактического. При ясном небе стандартное отклонение измеренного вектора направления на Солнце от истинного направления составляет  $0,13^\circ$ . Даже при наличии облачности ошибка в определении направления на Солнца составляет меньше  $1^\circ$ .

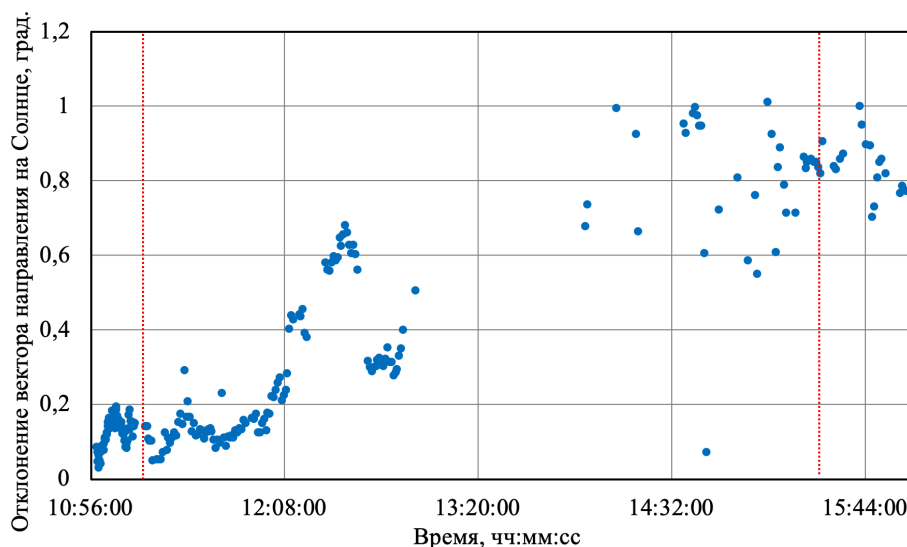


Рис. 5.5. Отклонение измеренного датчиком вектора направления на Солнце от фактического направления в зависимости от времени.

Таким образом, проведенный натурный эксперимент полностью подтвердил метрологические характеристики солнечного датчика, определенные в лабораторных исследованиях. В отсутствии внешних помех при ясном небе стандартное отклонение измеренного вектора направления на Солнце от истинного направления составило  $0,13^\circ$ . Таким образом точностные характеристики солнечного датчика полностью удовлетворяют требованиям.

## 6. Подготовка солнечных датчиков к летным испытаниям

Согласно с методикой калибровки, описанной в п.4.2-4.3, была проведена калибровка комплекта из 10 солнечных датчиков, предназначенного для летных испытаний в составе СмКА «Норби». Точностные характеристики представлены в таблице 6.1. Угол обзора каждого датчика составил  $120^\circ$ .

Таблица 6.1. Параметры точности откалиброванных солнечных датчиков.

№	СКО зенитного угла, град.	СКО азимутального угла, град.	СКО вектора направления на Солнце, град.
1	0,118	0,314	0,214
2	0,049	0,411	0,21
3	0,151	0,339	0,252
4	0,11	0,285	0,199
5	0,119	0,449	0,25
6	0,113	0,431	0,257
7	0,131	0,385	0,231
8	0,223	0,412	0,299
9	0,197	0,345	0,272
10	0,076	0,41	0,225

Точность системы солнечных датчиков также составила менее  $1^\circ$ , что соответствует требованию к точности базовой СОП. Алгоритм определения направления на Солнце был реализован в микроконтроллере датчика ДСГ, с учетом полученных параметров калибровки. Проведены испытания системы солнечных датчиков, интегрированных с СОП, подтверждающие работоспособность и достоверность получаемых данных об ориентации СмКА относительно Солнца. Таким образом, система солнечных датчиков была подготовлена к летным испытаниям в составе СмКА «Норби» на орбите Земли.

## 7. Заключение

Целью данной работы являлась разработка высокоточного солнечного датчика для сверхмалых космических аппаратов класса CubeSat, включающая выбор метода и разработку алгоритма определения направления на Солнце, а также проведение лабораторных исследований солнечного датчика.

Результатами работы является следующее:

1) На основании проведенного обзора известных решений выбран метод определения направления на Солнце, основанный на регистрации изображения Солнца, формируемого отверстием в передней маске на светочувствительной поверхности КМОП-матрицы. Для увеличения поля зрения датчика предложено использовать отверстие в маске конической формы. Выбранный метод позволил разработать солнечный датчик, включенный в состав миниатюрного модуля ориентации для сверхмалых космических аппаратов, включающий также датчик горизонта Земли, магнитометр, гироскоп, акселерометр и датчик температуры.

2) Разработан алгоритм определения направления на Солнце, в основе которого лежит обработка каждого пикселя изображения, получаемого с КМОП-матрицы, включающая фильтрацию, которая предотвращает ложные срабатывания.

3) Разработана базовая методика калибровки солнечных датчиков, обеспечивающая точность определения направления на Солнце не хуже  $1^\circ$  во всем поле зрения датчика  $120^\circ$ .

4) Проведен анализ источников погрешности разработанного солнечного датчика, показавший, что основными источниками ошибок являются непараллельность плоскости датчика и светочувствительной поверхности КМОП-матрицы, а также неидеальность формы входного отверстия оптической системы датчика.

5) Исследованы возможные пути повышения точности определения направления на Солнце. Проведенные лабораторные эксперименты показали, что компенсация при калибровке датчика эффектов непараллельности КМОП-

матрицы и поверхности датчика и неидеальности формы отверстия оптической системы уменьшает среднеквадратичное отклонение вектора направления на Солнце до  $0,18^\circ$ , что близко к точности лучших известных в настоящее время солнечных датчиков, предназначенных для использования на сверхмалых космических аппаратах класса CubeSat. Для повышения точности до  $0,1^\circ$  требуется усовершенствование технологии изготовления микроотверстия в экране оптической системы датчика.

6) Проведены натурные испытания солнечного датчика. В отсутствии внешних помех при ясном небе стандартное отклонение измеренного вектора направления на Солнце от истинного направления составило  $0,13^\circ$ . Таким образом, результаты натурных испытаний полностью подтвердили точностные характеристики солнечного датчика, определенные в лабораторных исследованиях.

7) Проведена калибровка и подготовлен комплект датчиков для летных испытаний в составе сверхмалого космического аппарата «Норби» на орбите Земли.

Работа выполнена в рамках проекта ФЦП «Разработка платформы сверхмалых космических аппаратов для создания группировки спутников с поддержкой оптических каналов связи и распределенным наземным сегментом управления». Результаты исследований докладывались на конференциях МНСК и II International Scientific Conference on Advanced Technologies in Aerospace, Mechanical and Automation Engineering – MIST: Aerospace – 2019 и опубликованы в статье [21]. На разработанный датчик направления на Солнце получено два патента [15, 17].

Особую благодарность выражаю научному руководителю Задорожному А.М. за ценные замечания и постоянное внимание к моей работе, а также Пелемешко А.В. за помощь на всех этапах выполнения дипломной работы.

## Список литературы

1. D. Selva and D. Krejci, *A survey and assessment of the capabilities of cubesats for earth observation*. – Acta Astronaut., 2012, vol. 74, p. 50-68.
2. F. Davoli, C. Kourogiorgas, M. Marchese, A. Panagopoulos, and F. Patrone, *Small satellites and cubesats: Survey of structures, architectures, and protocols*. – Int. J. Satell. Commun. Netw., 2019, vol. 37, no. 4, pp. 343–359.
3. M. Buonocore, M. Grassi, and G. Rufino, *Aps-based miniature sun sensor for earth observation nanosatellites*. – Acta Astronaut., 2005, vol. 56, p. 139-145.
4. J. Enrighta, D. Sinclair, and C. Li, *Embedded algorithms for the SS-411 digital sun sensor*, – Acta Astronaut., 2009, vol. 64, p. 906 – 924.
5. P. Ortega, G. López-Rodríguez, J. Ricart, M. Domínguez, L. M. Castañer, J. M. Quero, C. L. Tarrida, J. García, M. Reina, A. Gras, and M. Angulo, *A miniaturized two axis sun sensor for attitude control of nano-satellites*. – IEEE Sensors J., 2010, vol. 10, No. 10, p. 1623 – 1632.
6. N. Xie and A. J. P. Theuwissen, *Low-power high-accuracy micro-digital sun sensor by means of a CMOS image sensor*. – J. Electron. Imaging, 2013, vol. 22, No. 3, paper 033030, p. 1 – 11.
7. A. Antonello, L. Olivieri, and A. Francesconi, *Development of a low-cost sun sensor for nanosatellites*, – Acta Astronaut., 2018, vol. 144, p. 429 – 436.
8. B. M. de Boer and M. Durkut, *A low-power and high-precision miniaturized digital sun sensor*. – Proc. SPIE, 2013, vol. 8876, Art. no. 88760F, p. 1 – 9.
9. В. Н. Васильев, *Системы ориентации космических аппаратов*. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009, 309 с.
10. П. Ю. Григоров, *Лабораторное исследование характеристик солнечного датчика на основе полупроводникового кристалла для системы определения ориентации микроспутников. Выпускная бакалаврская квалификационная работа*. – М.: МФТИ, 2014, 28 с.
11. Solar MEMS Technologies, *NanoSSOC-D60 Sun Sensor for Nano-Satellites. Technical Specification, Interfaces & Operation, Version 1.08, 2016, 23 p.*

- <https://www.cubesatshop.com/wp-content/uploads/2016/06/nanoSSOC-D60-Technical-Specifications.pdf>
12. GomSpace A/S, NanoSense Fine Sun Sensor Datasheet  
<https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanosense-fss-22.pdf>
  13. NewSpace Systems, CubeSat Sun Sensor, Performance  
<http://www.newspacesystems.com/wp-content/uploads/2016/05/NewSpace-DS-Cubesat-Sun-Sensor-1.pdf>
  14. CubeSpace, Cubesense, Specifications  
<https://www.cubespace.co.za/products/adcs-components/cubesense/>
  15. А. В. Мелков, А. М. Задорожный, А. В. Пелемешко, В. Ю. Прокопьев, А. Ю. Колесникова, С. С. Баканов, *Модуль ориентации для сверхмалого космического аппарата*. – Патент на полезную модель № 193079, 2019.
  16. В. Сурдин, М. Карташев, *Камера-обскура*. – Квант, 1999, № 2, с.12 – 15.
  17. А. В. Пелемешко, А. М. Задорожный, А. В. Мелков, В. В. Часовских, А. Ю. Колесникова, С. С. Баканов, *Малогобаритный датчик угловых координат Солнца*. – Патент на полезную модель № 192954, 2019.
  18. Semiconductor Components Industries, *NOIL1SM0300A. LUPA300 CMOS Image Sensor*, Rev. 11, 2016, 29 p.  
<https://www.onsemi.com/pub/Collateral/NOIL1SM0300A-D.PDF>
  19. А. Л. Приоров, И. В. Апальков, В. В. Хрящев, *Цифровая обработка изображения. Учебное пособие*. – Ярославль: Яросл. гос. ун-т, 2007.
  20. Д. С. Иванов, С. С. Ткачев, С. О. Карпенко, М. Ю. Овчинников, *Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата*. – Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2010, № 28, 30 с.
  21. А. Pelemeshko, А. Kolesnikova, А. Melkov, V. Prokopyev, and А. Zadorozhny, *High-precision CubeSat sun sensor coupled with infrared Earth horizon detector*. – Journal of Physics: Conference Series, 2020, Vol. 734, Article Number 012012, p. 1 – 7.



22. I. Reda and A. Andreas, *Solar position algorithm for solar radiation applications*. – Solar Energy, 2004, vol. 76, p. 577 – 589.
23. I. Reda and A. Andreas, *Solar position algorithm for solar radiation applications*. – National Renewable Energy Laboratory, Revised January 2008, 40 p.