

Министерство образования и науки Российской Федерации
МОСКОВСКИЙ ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
(государственный университет)
ФАКУЛЬТЕТ УПРАВЛЕНИЯ И ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
КАФЕДРА ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
(Специализация «Управление динамическими системами»)

Лабораторное исследование
характеристик солнечного
датчика на основе полупроводникового
кристалла для системы определения
ориентации микроспутников

Выпускная бакалаврская квалификационная работа

Студента 072 группы

Григорова Петра Юрьевича

Научный руководитель

Иванов Д. С., к.ф.-м.н.

г. Москва

2014

Содержание

1	ВВЕДЕНИЕ.....	3
1.1	Оптические датчики	8
1.2	Типы солнечных датчиков	9
1.2.1	LEP датчики	10
1.2.2	CCD/CMOS датчики	10
1.2.3	QD датчики	11
1.3	QD датчик фирмы «Спутникс».....	13
2	МОДЕЛЬ ИЗМЕРЕНИЙ.....	14
2.1	Нахождение вектора направления на Солнце.....	15
2.2	Полиномиальная модель измерений	17
3	КАЛИБРОВОЧНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ	18
3.1	Методика нахождения калибровочных характеристик	18
3.2	Стенд для проведения калибровочных испытаний	19
3.2.1	Поворотный стол.....	20
3.2.2	Имитатор Солнца	20
3.3	Результаты калибровочных испытаний.....	21
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	26
	БЛАГОДАРНОСТИ	27
	ЛИТЕРАТУРА	28

1 ВВЕДЕНИЕ

Важнейшая роль в любой космической миссии отводится техническому оснащению. При этом большая роль в освоении космоса отводится малым спутникам, которые предъявляют высокие требования при серьезных массовых и энергетических ограничениях. Новые проекты более требовательны в техническом плане, важными критериями при этом являются экономическая эффективность развертывания и эксплуатации проекта, безопасность и круг решаемых задач. Основными подсистемами спутника являются «Система определения движения», «Система управления движением», «Система термоконтроля», механические системы, система связи, «Энергосистема» а также полезная нагрузка, представленные на рис. 1.1.

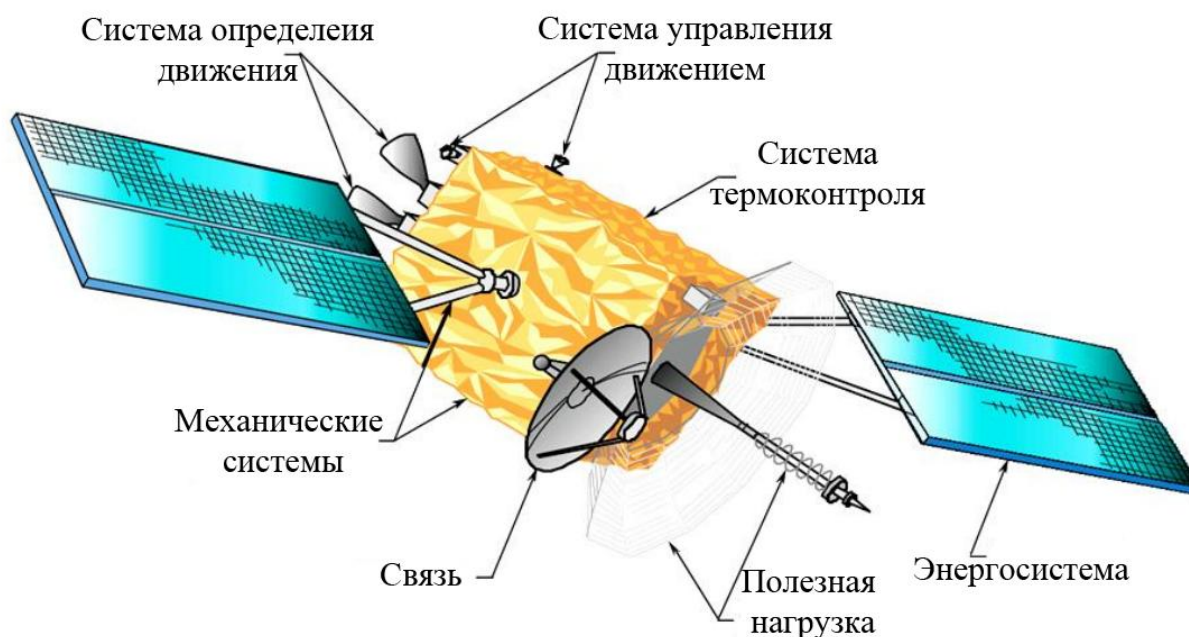


Рис. 1.1 Основные функциональные системы космического аппарата

Во множестве технических средств обеспечения космических программ следует в первую очередь выделить систему управления движением спутников. Система управления позволяет искусственным спутникам Земли (ИСЗ) двигаться по заданной траектории и с заданной ориентацией. Для выполнения многих целевых задач спутник, как правило, должен быть ориентирован заданным образом в пространстве, поэтому система ориентации является очень важной частью системы управления.. Для определения

углового движения используются, как правило, некоторые ориентиры, это могут быть небесные светила – Солнце и яркие звезды, Земля, – а также магнитное поле Земли и т.п. Ориентация условно разделяется на два типа: трехосную и одноосную (полную и частичную). В первом случае угловое положение тела определяется относительно всех трех осей системы координат, связанной со спутником. Определение ориентации одной из осей спутника относительно какого-либо ориентира называется одноосной.

Управление ориентацией спутников позволяет эффективно решать множество практических и фундаментальных задач. Как известно источником энергии для спутника служит аккумулятор, однако, из-за ограничений на массу спутника, емкость аккумулятора также значительно ограничена, поэтому для его зарядки необходимо использовать солнечные батареи.

Новейшие достижения в электронике, математике и механике позволили подняться навигационному оборудованию спутников на новый технологический уровень, что в свою очередь позволило расширить круг задач решаемых космической отраслью. Важно отметить, что современные навигационные приборы должны быть приспособлены к работе в условиях ограниченного электропитания, а также способствовать экономии топлива при совершении маневров, если аппараты оснащены двигателями малой тяги, расходующими массу.

Все навигационные устройства представляют собой средства сбора информации о угловом и поступательном движении спутника. Измерения навигационных датчиков обрабатываются с использованием навигационного комплекса для получения углового и поступательного движения спутника и выдаются в виде геометрических параметров, определяющих положение КА в заданной системе координат. Схема, поясняющая принцип работы системы ориентации, представлена на рис.1.2.

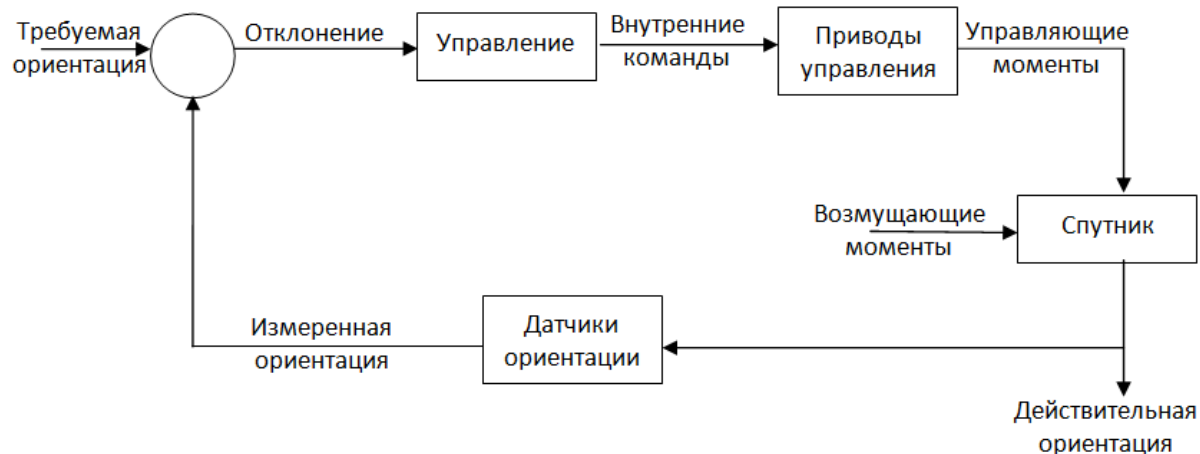


Рис. 1.2 Функциональная схема системы ориентации спутника

Стоит отметить, что ни один отдельно взятый навигационный прибор не может являться универсальным ни по объему решаемых задач ни по сфере его применения. По этой причине используется принцип независимой навигационной работы. Главная идея этого принципа заключается в совместном использовании независимых навигационных средств с целью достижения большей точности и повышения качества выполняемых операций путем компенсации недостатков одних элементов за счет преимуществ других.

Среди приборов определения углового движения можно условно выделить несколько типов: гироскопы, магнитометры и оптические датчики. К последним относятся датчик горизонта, солнечный и звездный датчики. В таблице 1.1 приведен сравнительный анализ датчиков определения углового движения и их основные особенности.

Таблица 1.1 Точность и особенности навигационных приборов[1]

Датчик	Точность	Особенности
Магнитометр	1.0°	С помощью магнитометра измеряется магнитное поле, по которому определяется направление одной оси. Неточности в описании магнитного поля в меньшей степени влияют на точность определения направления геомагнитного поля с ростом высоты, к примеру, на высоте 200 км ошибка составляет

		порядка одного градуса. На орбитах выше 6000 км использование магнитометра осложнено из-за значительно снижения интенсивности поля.
Датчик горизонта	0.1°	Датчик горизонта представляет собой фотодетектор, работающий в инфракрасном или видимом диапазоне. В первом случае измеряется направление на центр Земли, на основе теплового излучения. Во втором случае целью датчика является определение контрастных участков границ в направлении Земли.
Солнечный датчик	$0.02^\circ - 1^\circ$	Датчик Солнца представляет собой оптический сенсор, определяющий направление на центр солнечного диска.
Звездный датчик	$0.0005^\circ - 0.01^\circ$	Определение ориентации происходит путем сравнения наблюдаемого участка звездного неба с картой звездного неба, хранящейся в памяти бортового компьютера. Звездный датчик обладает хорошей точностью и имеет небольшой угол зрения.
Гироскоп	$0.001^\circ / \text{час}$	После продолжительной работы гироскоп склонен накапливать ошибку наклона, поэтому для поддержания высокой точности необходимо периодически корректировать начальное положение. По этой причине, системы определения ориентации, состоящие только из гироскопов, не применяются. В дополнение к классическим ротационным гироскопам в системах стабилизации используются гироскопы принцип работы, которых основан на различных физических явлениях, например вибрационные и оптические гироскопы. Гироскопы характеризуются небольшими размерами и хорошей точностью при использовании их в составе навигационных комплексов.

В общем случае все датчики ориентации, в зависимости от системы координат используемой для определения параметров, можно разделить на две категории.

Позиционные датчики позволяют определить направление в инерциальном пространстве. Для солнечных звездных датчиков бывают такие положения спутников, когда объекты находятся в затемнении и измерения не доступны.

Инерциальные датчики позволяют получать измерения в любое время, но их показаниями являются только *изменения* ориентации, например это касается гироскопа.

Система определения ориентации, как правило, снабжается датчиками обоих типов. К примеру, в некоторые промежутки времени, измерения солнечного датчика можно использовать для калибровки гироскопа, при этом последний будет «запоминать» требуемое направление до следующей калибровки. Такой подход позволяет определять ориентацию при прохождении спутника в тени Земли. При этом точность измерений будет постепенно ухудшаться к моменту следующей калибровки из-за дрейфа гироскопа, что показано на рис. 1.3.



Рис. 1.3 Колебания ошибки измерений для смешанной системы датчиков[2]

Очевидно, что требования к высокоточной системе определения ориентации включают в себя требование высокой точности для позиционных датчиков и малых флуктуаций для инерциальных датчиков. На практике для обработки измерений смешанных систем используется фильтр Калмана[2].

1.1 Оптические датчики

В данном разделе предлагается подробное рассмотрение общих принципов работы оптических датчиков и их устройство.

Для определения интенсивности света необходимо преобразовать падающие фотоны в сигнал, который может быть измерен. Для этих целей используются фотодетекторы. Существует несколько различных типов фотодетекторов, самые известные это фоторезисторы и фотодиоды. Фоторезистор состоит из материала, сопротивление которого меняется в зависимости от интенсивности падающего света. На основе измеренного изменения сопротивления получается численная характеристика для интенсивности света.

В отличие от фоторезистора фотодиод вырабатывает электрический ток под действием энергии светового излучения, преобразуя фотоны в электроны. Для того чтобы это было возможно, собственная энергия фотона должна быть как минимум равна величине запрещенной зоны полупроводника.

Фотодиод представляет структуру, состоящую из областей с разными типами проводимости P и N типов, образующих область объемного заряда (P-N переход). Под действием светового излучения на одну из областей фотодиода происходит изменение его вольтамперной характеристики. Лавинный фотодиод обладает свойством усиления фототока за счет лавинообразного нарастания числа носителей заряда, образующихся вследствие ионизации.

Существует особый вид оптических датчиков, задачей которых является определение положения светового пятна. Их общее название – позиционно чувствительные датчики или PSD-датчики (Position Sensitive Detector). Оптические позиционно чувствительные датчики, редко изготавливают с использованием фоторезисторов в связи с трудностью обработки измерений[3].

Фотоприемные устройства (ФПУ), которыми являются оптические PSD-датчики ориентации, состоят из одного или множества фоточувствительных элементов,

преобразующих излучение в электрический сигнал и схемы предварительной обработки фотосигнала (например: схем коммутации, сопряжения, стабилизации). Эти компоненты соединены в едином корпусе и выполнены по гибридной или интегральной технологии. В зависимости от числа чувствительных элементов ФПУ делятся на одноэлементные и многоэлементные (например ПЗС-Матрицы), в зависимости от способа съема сигнала на ФПУ с разделенными каналами и ФПУ с внутренней коммутацией[4].

1.2 Типы солнечных датчиков

Солнечный датчик – оптический прибор позволяющий определить направление на центр солнечного диска. Выходные параметры солнечного датчика, как правило, выдаются в связанной со спутником системе координат. В первом приближении солнечные датчики можно разделить на 2 типа – позиционно чувствительные датчики (PSD –Position Sensitive Device) и датчики на солнечных панелях. Датчики первого типа различают по применяемому в них чувствительному элементу, в качестве которого может быть LEP (Lateral Effect Photodiode), QD-фотодиод (Quadrant Detector), CCD-матрица (Charge Coupled Device) или CMOS-матрица (Complementary metal–oxide–semiconductor). Последние два чувствительных элемента имеют незначительные в обзорном приближении различия, поэтому функционально будут считаться одним и тем же устройством. Общая схема описанных выше датчиков изображена на рис. 1.4.

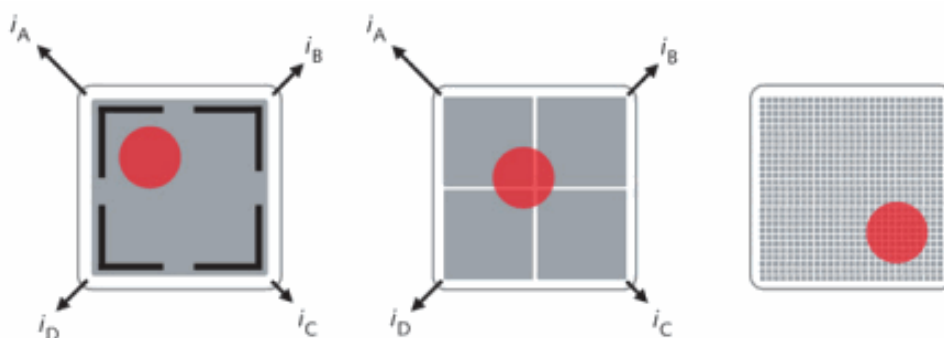


Рис 1.4 Функциональная схема LP, QD и CCD/CMOS чувствительных элементов

(Источник: www.laserfocusworld.com)

1.2.1 LEP датчики

LEP-фотодиод представляет собой особый фотодиод с большой чувствительной поверхностью - порядка 1 кв. сантиметра. Принцип работы такого чувствительного элемента принципиально ничем не отличается от работы обыкновенного фотодиода. При попадании пучка фотонов на поверхность полупроводниковой структуры генерируется заряд, пропорциональный интенсивности солнечного света. Фотоны, проникая внутрь структуры, приводят к появлению электронно-дырочных пар. Распределенный электрический заряд начинает перетекать в направлении к четырем выходным контактам фотодиода по резистивной подложке через центральный контакт. Во время протекания тока от светового пятна до выходных контактов его сила уменьшается пропорционально пройденному пути, и так как среда подложки изотропна, значения четырех выходных токов однозначно определяют центр светового пятна на поверхности фотодиода.

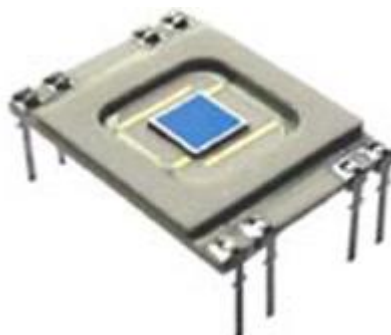


Рис 1.5 LEP фотодиод

(Источник: www.acalbfi.com)

1.2.2 CCD/CMOS датчики

Датчик с чувствительным элементом CCD/CMOS, представляет собой фотокамеру в значительно упрощенном виде. Главным элементом датчика является двумерный массив фотодиодов. Информация о векторе направления на Солнце может быть получена путем обработки интенсивностей каждого пикселя, и последующего определения координат светового пятна на поверхности матрицы[5]. Внешний вид CMOS матрицы представлен на рис. 1.6.



Рис 1.6 CMOS матрица фотокамеры

(Источник www.directindustry.com)

1.2.3 QD датчики

Позиционно-чувствительный детектор QD типа состоит из четырех независимых фотодиодов, расположенных симметрично относительно центра чувствительной поверхности рис. 1.7. Хорошей особенностью датчика этого типа является возможность измерять малейшие отклонения координат солнечного пятна от центра. QD-датчик может применяться в различных системах для центровки, прицеливания и контроля точности.



Рис 1.7 Внешний вид QD-фотодиода

(Источник Pacific Silicon Sensor, Inc., “Quadrant Series Data Sheet“)

Наиболее чувствительная область измерений находится в центре датчика, при условии, что световое пятно захватывает все четыре сектора. При этом точность датчика падает, когда световое пятно отклоняется от центра. Расчет положения пятна на поверхности QD получается из соотношений на выходные токи каждого из диодов рис. 1.8. На рис. 1.9 представлена электрическая схема обработки сигнала QD-фотодиода.

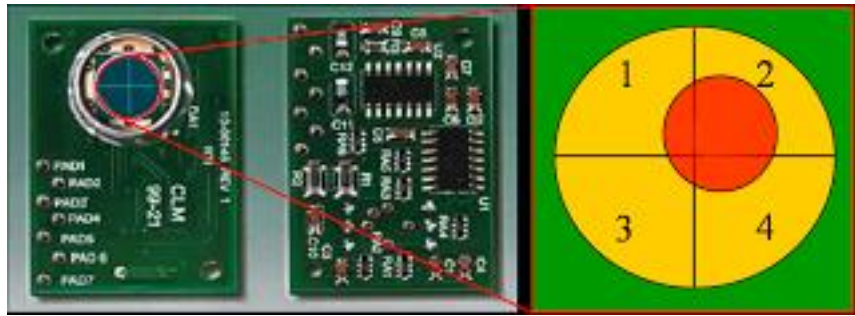


Рис. 1.8 Конструкция и принцип работы QD-фотодиода

(Источник: <http://biopt.ub.edu>)

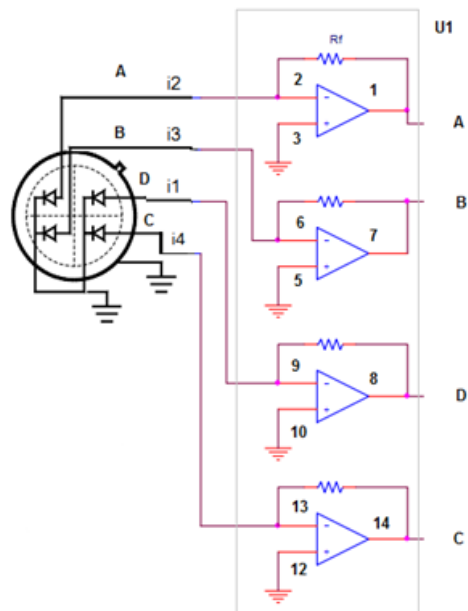


Рис. 1.9 Схема обработки сигналов QD[6]

1.3 QD датчик фирмы «Спутникс»

В настоящей работе рассматривается солнечный датчик фирмы «Спутникс». Разработка и создание солнечного датчика фирмы «Спутникс» велась в рамках подготовки к запуску первого российского частного спутника «ТаблетСат-Аврора» (рис 1.10).

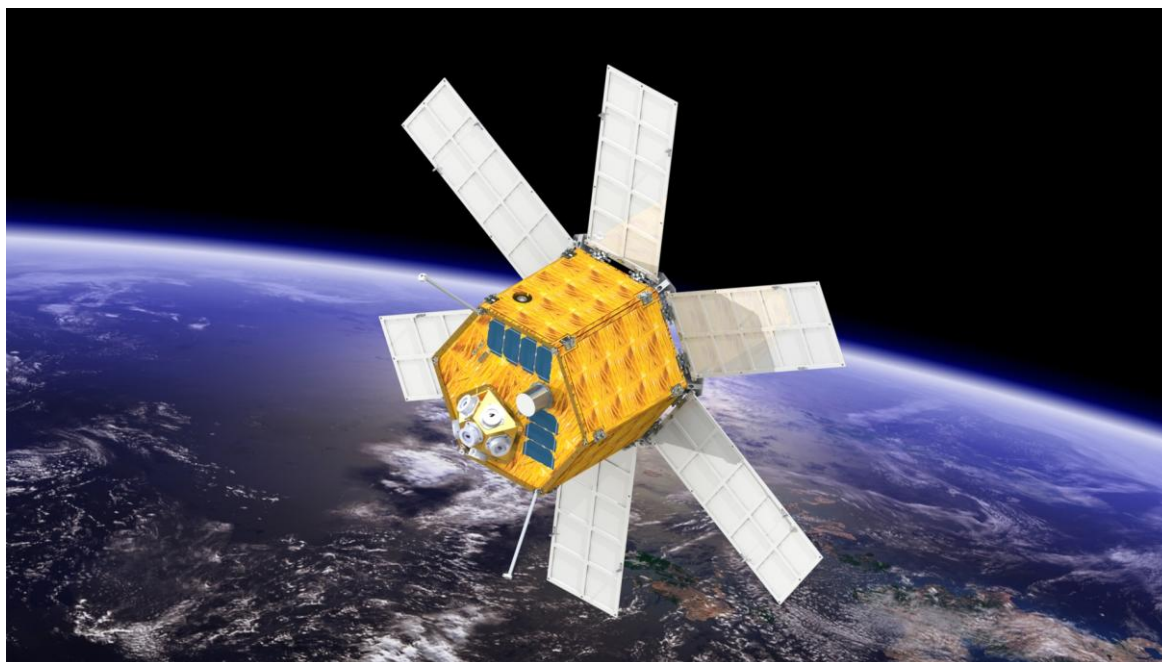


Рис 1.10 Микроспутник «ТаблетСат-Аврора» (Источник: www.sputnix.ru)

Запуск спутника состоялся 20 июня 2014г. Важнейшей задачей и особенностью проекта было создание космического аппарата на базе российских технологий с максимально возможным отсутствием зарубежных компонентов. Большинство систем пришлось проектировать и изготавливать самостоятельно, в том числе и новый солнечный датчик (рис 1.11).



Рис. 1.11 Фотография солнечного датчика

В корпусе солнечного датчика находится точечная диафрагма, роль которой – ограничивать размер солнечного пятна на поверхности диода для повышения точности измерений. Оптимальный диаметр диафрагмы около 20 мкм, допустимо использовать диафрагмы до 100 мкм. Помимо фотодиода внутри корпуса датчика находится аналого-цифровой преобразователь (АЦП), преобразующий силу тока в цифровой сигнал. Взаимодействие между датчиком и бортовым компьютером происходит при помощи набора команд посредством протокола связи.

Датчики этого типа не были широко использованы для определения ориентации спутников, поэтому исследование свойств и различных режимов работы данного прибора имеет особый интерес, с целью определения возможных перспектив их использования. Рассмотрим модель измерений QD датчика.

2 МОДЕЛЬ ИЗМЕРЕНИЙ

В настоящем разделе рассматривается устройство датчика и описывается модель его измерений.

2.1 Нахождение вектора направления на Солнце

На выходе QD-фотодиода имеется 4 тока, текущих в направлении центрального электрода: I_1, I_2, I_3, I_4 . Каждый из этих токов формируется как сумма двух составляющих - фототока и тока смещения. Появление светового пятна на поверхности полупроводниковой структуры приводит к возникновению $I_1^f, I_2^f, I_3^f, I_4^f$ - токов фотоэффекта, а за $I_1^d, I_2^d, I_3^d, I_4^d$ обозначим токи другой природы (темновые). Важно отметить, что темновые токи в силу явлений протекающих в полупроводнике зависят от температуры. Для учета температурных зависимостей, датчик снабжен электронным термометром, позволяющим оценить вклад темновых токов в общую сумму. С учетом описанного выше получаем:

$$I_i^f = I_i - I_i^d; \quad i = 1, 2, 3, 4.$$

Темновые токи в области рабочих температур (-50,+50) °С могут быть с хорошей степенью точности приближены линейной функцией, зависящей от температуры вида:

$$I_i^d = I_i^{d0} + \alpha_i^d t; \quad i = 1, 2, 3, 4$$

Для расчета центра светового пятна на поверхности чувствительного элемента сегменты датчика условно объединяются попарно. Расчет координат светового пятна на поверхности происходит исходя из геометрических соотношений:

$$x_c = \frac{L}{2} \cdot \frac{(I_2^f - I_1^f) + (I_3^f - I_4^f)}{I_1^f + I_2^f + I_3^f + I_4^f} \quad y_c = \frac{L}{2} \cdot \frac{(I_2^f - I_1^f) + (I_4^f - I_3^f)}{I_1^f + I_2^f + I_3^f + I_4^f} \quad (2.1)$$

где L – размер поверхности фотодиода (Рис. 2.2)

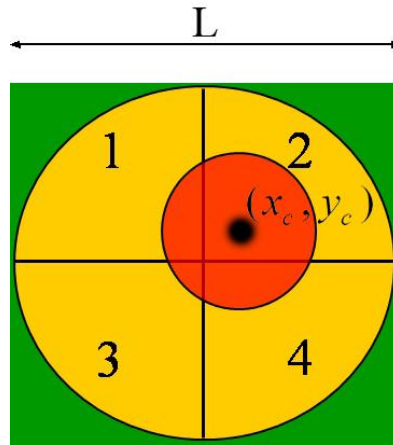


Рис. 2.1 Схема чувствительного элемента датчика

Для нахождения углов направления на Солнце в связанной (Рис.2.3) с КА системой координат, используются следующие формулы

$$\alpha = \arctg\left(\frac{x_c^0 - \tilde{x}_c}{d}\right) + \alpha^0, \quad \beta = \arctg\left(\frac{y_c^0 - \tilde{y}_c}{d}\right) + \beta^0 \quad (2.2)$$

$$\begin{pmatrix} \tilde{x}_c \\ \tilde{y}_c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi \\ \sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_c \\ y_c \end{pmatrix}$$

где d – расстояние от поверхности QD-диода до диафрагмы. (x_c^0, y_c^0) – смещение диафрагмы относительно центра QD-диода. $(\alpha^0, \beta^0, \varphi^0)$ – угловое смещение QD-диода относительно корпуса датчика (Рис. 2.4).

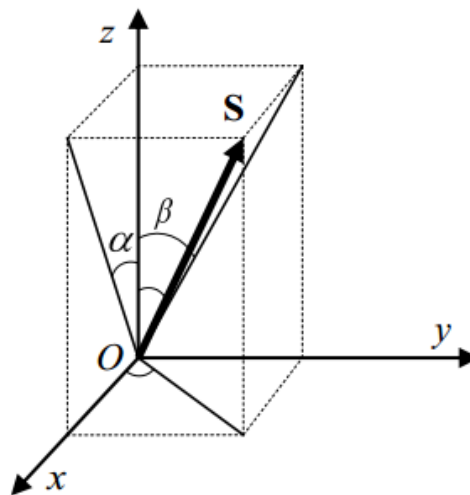


Рис. 2.2 Связанная со спутником система координат

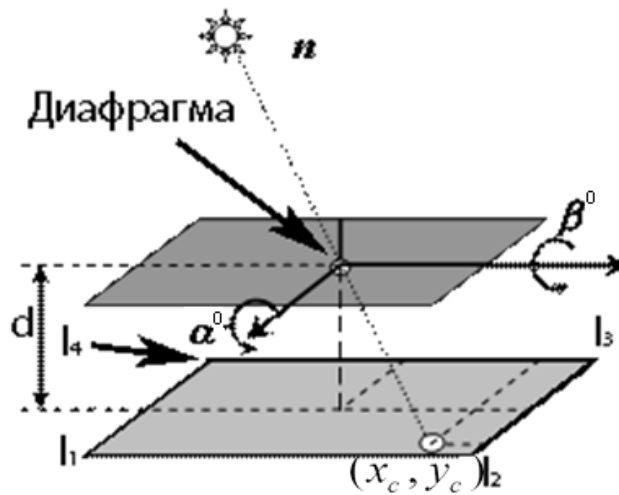


Рис. 2.3 Параметры, связанные с определением ориентации

2.2 Полиномиальная модель измерений

Также в дополнение к описанной модели калибровки, на основе опыта решения аналогичных задач была предложена альтернативная модель измерений, основанная на полиномиальной функции для нахождения зависимостей углов ориентации от координат светового пятна. В качестве полиномиальной функции был выбран многочлен четвертой степени следующего вида:

$$\alpha = \sum_{i,j=0,1,2,3,4} K_{\alpha}(i,j)x_c^i y_c^j \quad \beta = \sum_{i,j=0,1,2,3,4} K_{\beta}(i,j)x_c^i y_c^j \quad (2.3)$$

3 КАЛИБРОВОЧНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ

В рамках данной работы были проведены калибровочные испытания солнечного датчика фирмы «Спутникс». Для этого был создан стенд для проведения испытаний, разработан план калибровочных испытаний и проведен ряд экспериментов.

3.1 Методика нахождения калибровочных характеристик

Целью настоящей работы является разработка методики определения калибровочных характеристик солнечного датчика на лабораторном стенде и применение этой методики для испытаний солнечного датчика компании "Спутникс". Для достижения этой цели были выбраны и обоснованы модели измерений датчика, разработан стенд для испытаний с использованием поворотного стола и имитатора солнечного излучения.

При изготовлении солнечного датчика некоторые параметры его конструкции имеют случайный характер, зависящий от метода сборки датчика и ряда других аспектов. Для минимизации статистических ошибок в результатах измерений и исключения возможных неполадок, каждый солнечный датчик должен пройти процедуру калибровки и тестовых испытаний. Калибровка представляет собой последовательность действий, конечным результатом которых является определение всех требуемых параметров модели измерений, на основе которых можно вычислить вектор направления на Солнце в связанной со спутником системе координат. В данном случае этими параметрами являются:

- (x_c^0, y_c^0) - координаты смещения центра чувствительного элемента относительно диафрагмы;
- $(\alpha^0, \beta^0, \varphi^0)$ - угловое смещение чувствительного элемента относительно корпуса датчика;
- d расстояние от диафрагмы до поверхности QD-диода.

Процедура калибровки заключается в последовательном измерении выходных сигналов датчика при заранее известных углах отклонения датчика.

Для проведения калибровочных испытаний был создан стенд, состоящий из поворотного стола с двумя степенями свободы и имитатора солнечного излучения. Поворотный стол с установленным на него солнечным датчиком с высокой точностью совершает повороты, при этом с датчика снимаются измерения. По формулам (2.1) вычисляются координаты светового пятна на кристалле, а по формулам (2.2) вычисляются углы направления на Солнце (α_i^s, β_i^s) при некотором приближении калибровочных характеристик $\mathbf{f}_0 = [x_{c0}^0, y_{c0}^0, \alpha_0^0, \beta_0^0, \varphi_0^0, d_0]$. Далее с помощью метода наименьших квадратов [7] находится такой вектор калибровочных характеристик \mathbf{f} , который доставляет минимум функционалу:

$$\Phi = \sum_i \left[(\alpha_i - \alpha_i^s)^2 + (\beta_i - \beta_i^s)^2 \right],$$

где (α_i, β_i) – известные углы поворотов поворотного стола.

3.2 Стенд для проведения калибровочных испытаний

Специально для проведения калибровочных испытаний солнечного датчика была создан стенд, включающий в себя имитатор Солнца, поворотный стол с программным управлением, а также программный модуль, управляющий движением поворотного стола и обрабатывающий результаты измерений.



Рис 3.1 Установка для проведения калибровки

3.2.1 Поворотный стол

Система поворотного механизма для проведения испытаний была заимствована от телескопа фирмы MEDADE. Поворотный стол данного типа отлично подходил для решения поставленных задач, поскольку обладал точностью поворота в одну минуту и имел цифровое программное управление через интерфейс RS-232, с собственной системой команд. Полноценная система команд предоставила возможность провести эксперименты в автоматизированном режиме, без необходимости разработки собственного протокола управления.

3.2.2 Имитатор Солнца

Имитатор солнечного света является источником излучения, повторяющего спектр и интенсивность Солнца на околоземной орбите (рис. 3.2). В основе имитатора Солнца лежит газоразрядная ксеноновая лампа. С помощью системы зеркал, размещенных внутри корпуса солнечного имитатора, удается собрать и направить на выход имитатора значительную часть света. Выход солнечного имитатора оснащен системой линз из кварцевого стекла оптически прозрачного во всем необходимом диапазоне частот.

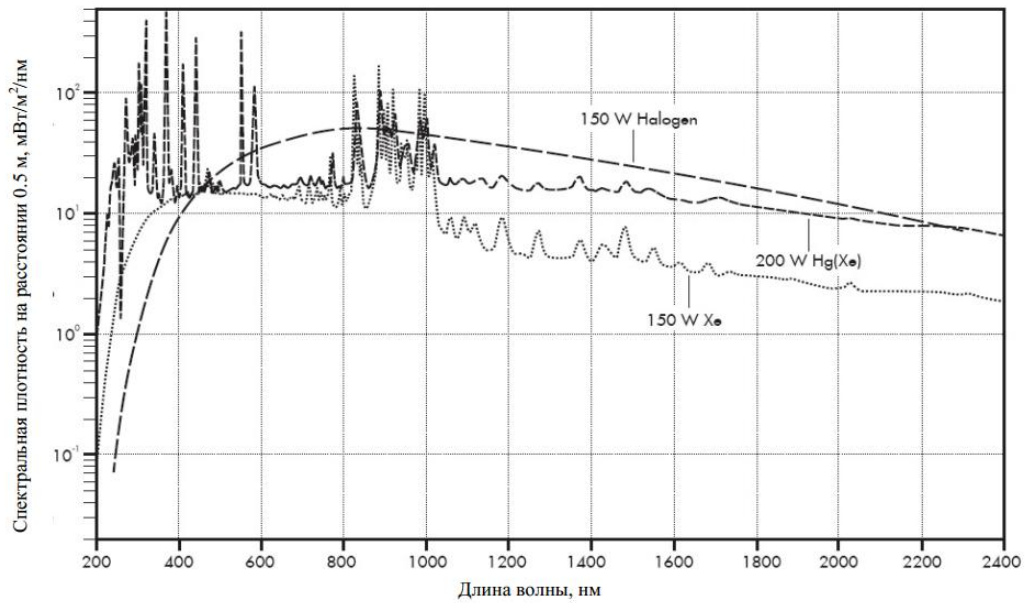


Рис 3.2 Спектральная плотность галогеновой лампы имитатора Солнца[7]

3.3 Результаты калибровочных испытаний

В результате проведения калибровочных испытаний были найдены температурные зависимости темновых токов (рис. 3.3), которые впоследствии использовались при проведении расчетов.

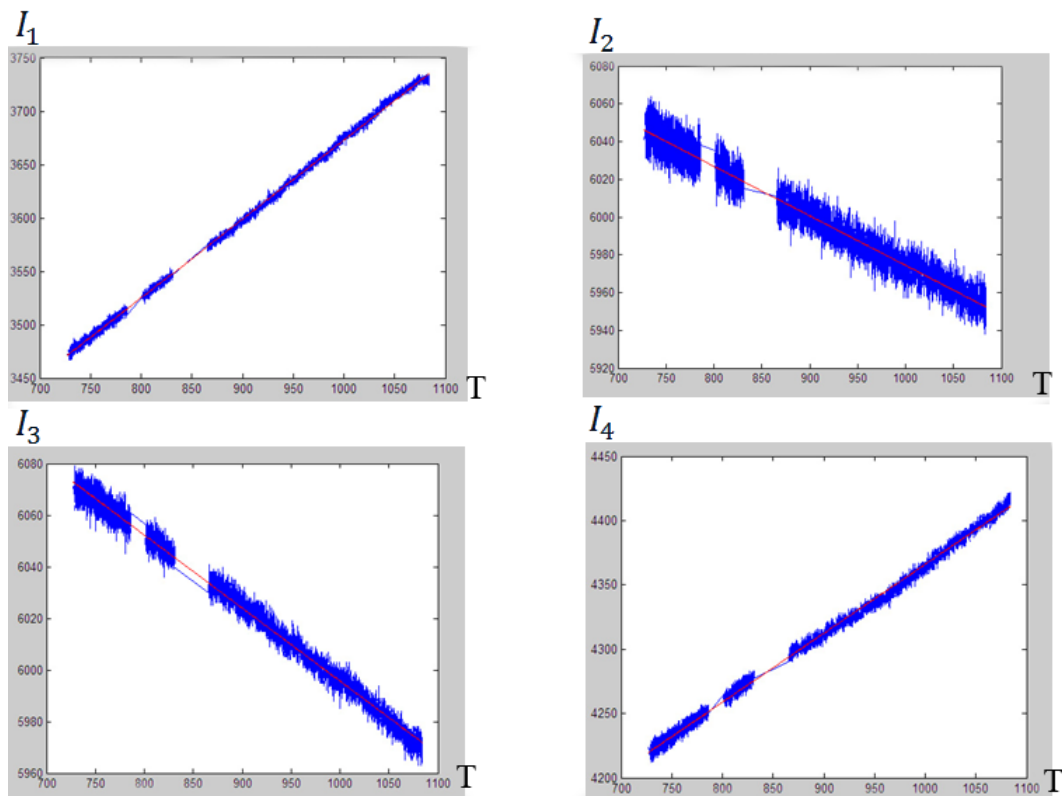


Рис. 3.3 Температурная зависимость темновых токов (в условных единицах температуры)

После проведения калибровочных испытаний были получены следующие результаты: при использовании основной методики калибровки, максимальное отклонение измеренных значений углов ориентации составило 2,5 градуса при угле зрения (-40,+40) градусов. Стоит отметить что, для данной методики характерна меньшая ошибка в окрестности нулевого приближения, чем на границе угла зрения. Максимальные значения отклонений измеряемых углов наблюдаются только на границе угла зрения, в связи с тем, что математическая модель плохо подходит для измерений при значительных отклонениях углов (рис. 3.4). А также это возможно связано с конструктивными особенностями датчика. Предположительно ухудшение показателей модели на границе угла зрения связано с нежелательными переотражениями от внутренних частей корпуса датчика.

Найденные калибровочные характеристики (основная модель):

$$x^0 = -5,17e - 05 \text{ м,}$$

$$y^0 = 5,20e - 04 \text{ м,}$$

$$\alpha^0 = 8,60e - 03^\circ,$$

$$\beta^0 = -0,15^\circ$$

$$d = 8,17e - 04 \text{ м,}$$

$$\varphi^0 = 5,14e - 04^\circ$$

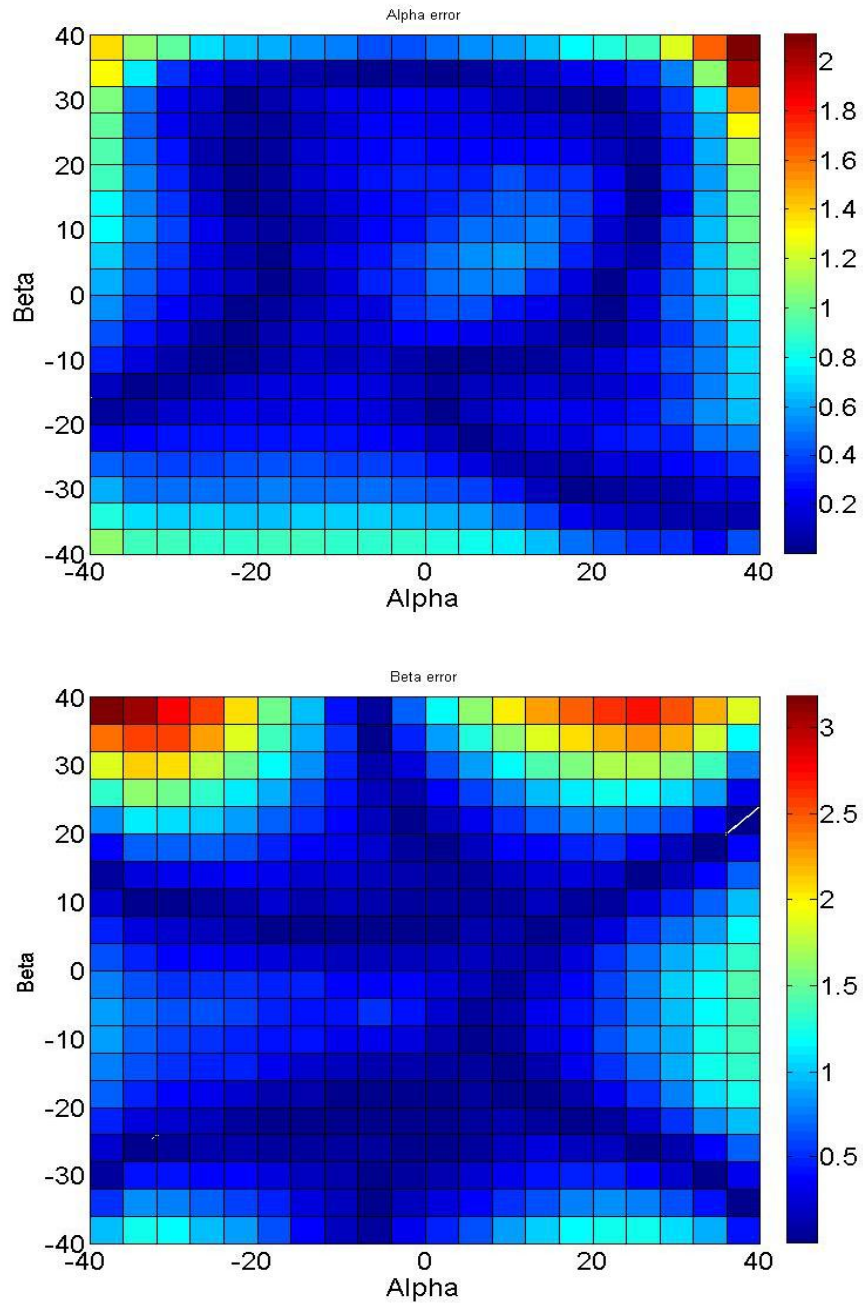


Рис.3.4 Ошибки определяемых значений углов (основная модель)

При использовании альтернативной математической модели калибровки (2.3), максимальное отклонение измеренных значений углов ориентации составила 0.7 градуса при угле зрения (-40,+40) градусов (рис. 3.5). В целом наблюдается улучшение точности, но стоит иметь в виду, что в точках между узлами полинома ошибка может превышать переведенную точность.

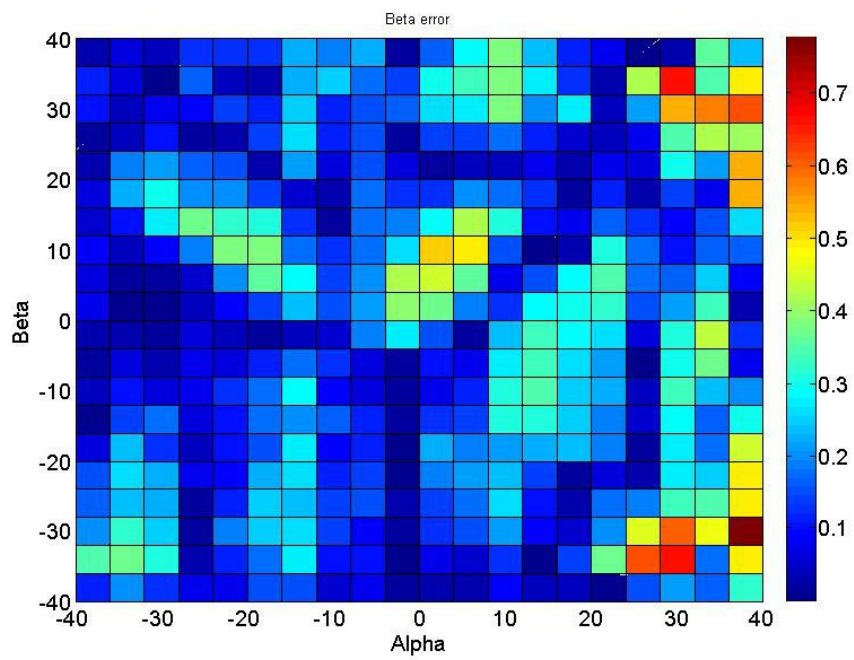
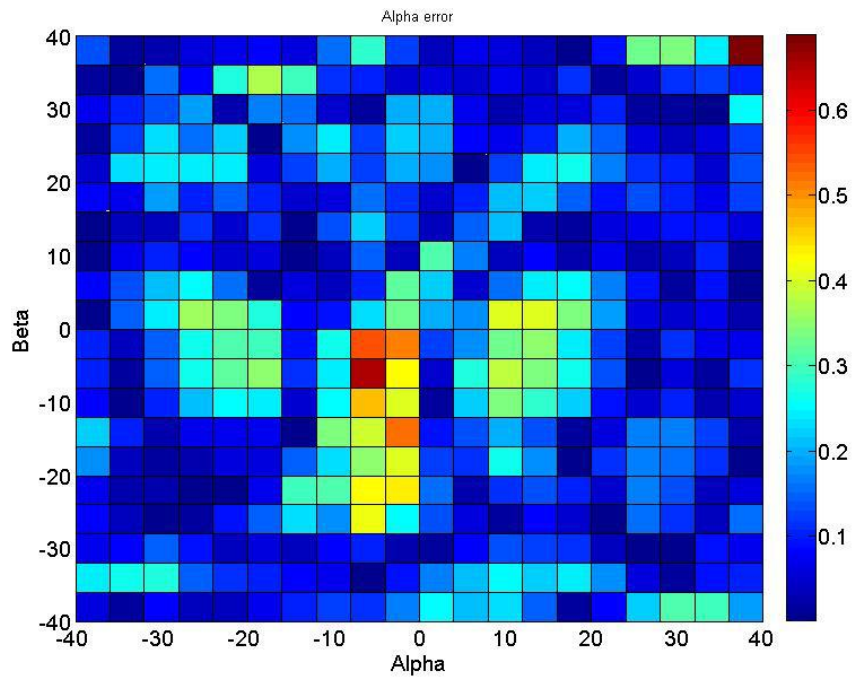


Рис. 3.5 Ошибка определяемых значений углов (альтернативная модель)

Найденные калибровочной характеристики (альтернативная модель)

p00 = 24.64
p10 = 454.8
p01 = -5.514e+04
p20 = -1.405e+07
p11 = -2.668e+06
p02 = -2.568e+07
p30 = -7.778e+08
p21 = 3.412e+10
p12 = 6.618e+08
p03 = 4.027e+09
p40 = 4.024e+12
p31 = 3.016e+12
p22 = 1.92e+13
p13 = -1.608e+12
p04 = 1.869e+13
p41 = -2.736e+16
p32 = 2.181e+14
p23 = -1.182e+16
p14 = 1.147e+14

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результатом настоящей работы является комплексное исследование солнечного датчика на основе QD-фотодиода изготовленного фирмой «Спутникс» для проекта «ТаблетСат-Аврора» – первого частного российского спутника дистанционного зондирования Земли. Для этого исследования был создан стенд для проведения калибровочных испытаний, в состав которого входят поворотный стол и имитатор Солнца, а также разработано программное обеспечения для проведения экспериментов в автоматическом режиме. Выбраны две модели измерений датчика на основе геометрических соотношений и на основе полиномиальной зависимости направления на Солнце от координат солнечного пятна на кристалле. Получены калибровочные параметры для каждой модели. Показано, что полиномиальная модель лучше подходит для описания измерений при больших углах падения солнечного света.

Все поставленные перед автором цели были полностью достигнуты – разработанная методика была успешно, применена к рассматриваемому датчику. Точность датчика составляет менее 1 градуса. Угол зрения датчика составляет 80 градусов.

БЛАГОДАРНОСТИ

Автор работы выражает благодарность компании «Спутникс» и лично Ивлеву Н.А. за предоставленный датчик и полезные консультации.

А также своему научному руководителю Иванову Д.С. за внимание к работе и помощь в процессе подготовки дипломной работы. С момента выбора темы диплома и до окончательного завершения работы, он всегда давал мне чуткое руководство, поддержку и конструктивные советы.

ЛИТЕРАТУРА

1. C. D. Hall, Spacecraft attitude dynamics and control, Lecture notes, Department of Aerospace and Ocean Engineering,
2. P. Fortescue, J. Stark, G. Swinerd, Spacecraft Systems Engineering, Wiley, 2003
3. H. Andersson, Position Sensitive Detectors - Device Technology and Applications in Spectroscopy , 2008
4. Аксененко М.Д., Бараночников М.Л., Приемники оптического излучения, 1987.
5. G. Rufino and M. Grassi, Multi-Aperture CMOS Sun Sensor for Microsatellite Attitude Determination, 2009.
6. D. Marett, A four quadrant photo detector for measuring laser pointing stability.
7. Иванов Д.С. и др. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2010. № 28. С. 32.