



**Дегтярев А.А., Ткачев С.С.,
Мыльников Д.А.**

**Лабораторный стенд для
отработки макета звездного
датчика ориентации малых
спутников**

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Дегтярев А.А., Ткачев С.С., Мыльников Д.А. Лабораторный стенд для отработки макета звездного датчика ориентации малых спутников // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2010. № 67. 31 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-67>

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК
ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
им. М.В. Келдыша

А.А. Дегтярев, С.С. Ткачев, Д.А. Мыльников

**Лабораторный стенд для отработки макета
звездного датчика ориентации малых спутников**

Москва - 2010

А.А. Дегтярев, С.С. Ткачев, Д.А. Мыльников. **Лабораторный стенд для отработки макета звездного датчика ориентации малых спутников.** Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2010, 31 страница, 15 рисунков, библиография: 15 наименований.

Представлены результаты исследований по созданию и отработке учебного лабораторного стенда для полунатурного моделирования работы звездного датчика ориентации. Описана структура стенда и разработанная процедура его предварительной калибровки. Основное внимание в работе уделено разработке и исследованию алгоритмов распознавания и идентификации звезд и определения параметров движения с использованием стендового оборудования.

Работа поддержана грантом Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых - кандидатов наук (МК-2020.2010.1).

Ключевые слова: звездный датчик, лабораторный стенд, калибровка, идентификация звездных конфигураций, ориентация спутника

A.A. Degtyarev, S.S. Tkachev, D.A. Mylnikov. **Laboratory equipment for small satellite stars tracker prototype elaboration.** Preprint KIAM RAS, 2010, 31 Pages, 15 Figures, 15 References.

Results of developing and elaboration of the educational laboratory equipment for stars tracker simulations are presented. The architecture of the test bench and developed procedure of its preliminary calibration are described. The main attention is paid to the development and investigation of image processing, stars identification and attitude determination algorithms. The present work was supported by the grant of the President of the Russian Federation (МК-2020.2010.1).

Key words: star sensor, laboratory equipment, calibration, star pattern recognition, satellites orientation

1. Введение

Использование испытательного стендового оборудования является неотъемлемой частью процесса разработки систем различного назначения. Всесторонние проверки модулей и систем в целом, тестирование программно-аппаратного комплекса в различных условиях позволяют провести большое число необходимых испытаний и свести к минимуму вероятность сбоев при работе в реальных условиях.

В работе представлены результаты исследований по созданию лабораторного стенда, предназначенного для моделирования работы звездного датчика ориентации. Рассматриваются вопросы программно-аппаратного моделирования (имитации) звездного неба, наблюдаемого при относительном движении камеры, решается задача предварительной калибровки стенда, детально проработаны и программно реализованы различные алгоритмы обработки изображений, идентификации звездных конфигураций и определения вектора фазового состояния системы. Приводятся результаты испытаний стенда. Большое внимание уделяется вопросам точности и быстродействия разрабатываемых алгоритмов. Работа является продолжением исследований, начатых в [1].

Описанные работы проводятся в учебно-исследовательской Лаборатории «Управление и динамика сложных информационно-механических систем», созданной на базе кафедры теоретической механики МФТИ. Основная цель проекта – это разработка методического базиса, необходимого для обучения молодых специалистов, который позволит им детально разобраться во всех тонкостях и нюансах работы прибора. Все результаты исследований нашли отражение в разработанных и подготовленных учебно-методических работах, которые проводятся со студентами по данной тематике в рамках учебного курса «Динамика и управление механическими системами».

2. Устройство лабораторного стенда

В состав разработанного стенда входят два персональных компьютера. Первый компьютер используется в качестве имитатора звездного неба и на его мониторе отображается часть пространства, наблюдаемая при программно моделируемом движении сенсора. Второй компьютер, с подключенной к нему цифровой камерой, образует макет звездного датчика и осуществляет управление чувствительным элементом датчика, проводит анализ данных, решая задачи распознавания полученных изображений, идентификации звезд, определения ориентации и угловой скорости. Схема стенда представлена на рис. 1.

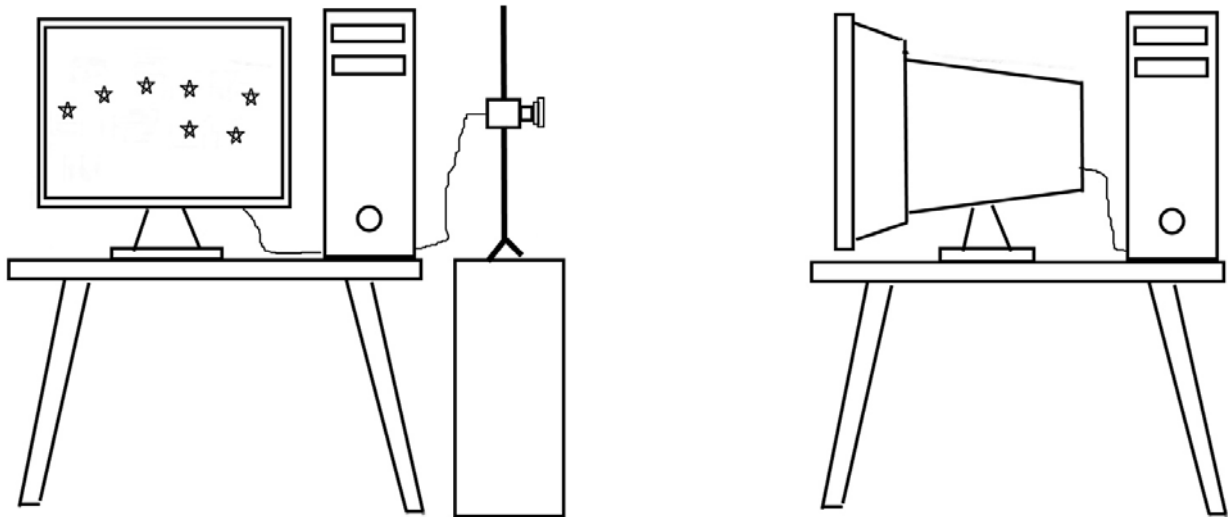


Рис. 1: Схема лабораторного стенда

Для имитации звездного неба авторами разработана компьютерная программа *SkyImitation*, которая использует данные звездного каталога [2], охватывающего всю небесную сферу. Каждая строка каталога содержит информацию об имени звезды, ее яркости и двух сферических координатах, которые задаются во второй экваториальной системе координат (рис. 2). В этой системе основной плоскостью является плоскость небесного экватора, совпадающая с плоскостью Земного экватора. Одной координатой звезды является склонение δ – угловое расстояние от плоскости небесного экватора до светила. Другой координатой является прямое восхождение α – угловая

мера дуги небесного экватора от точки весеннего равноденствия (точки пересечения небесного экватора и эклиптики, в которой Солнце в своем годовом движении переходит из южного полушария в северное) до круга склонения светила.

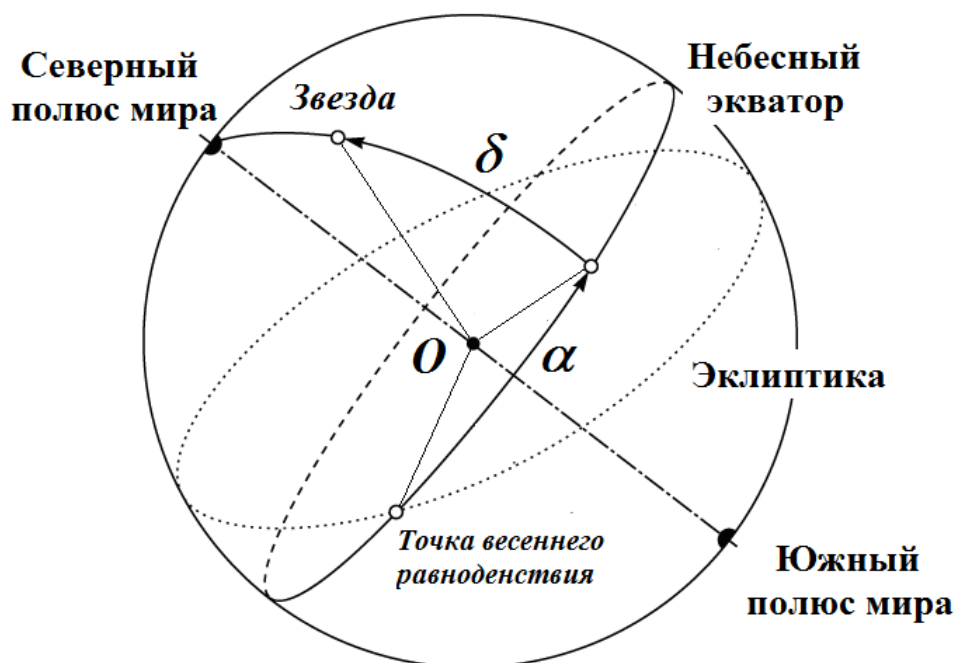


Рис. 2: Вторая экваториальная система координат

2.1. Моделирование движения датчика

Для моделирования движения звездного датчика вводятся две правые декартовы системы координат с началом O в центре небесной сферы.

$OX_1X_2X_3$ – инерциальная система координат. Ось OX_1 лежит в плоскости небесного экватора и направлена в точку весеннего равноденствия; ось OX_3 направлена вдоль оси вращения земли; ось OX_2 дополняет систему до правой тройки.

$Ox_1x_2x_3$ – подвижная (связанная со спутником) система координат, оси которой являются главными осями инерции спутника, на котором установлен датчик. Предполагается, что оптическая ось датчика совпадает с осью Ox_1 , а плоскость фотодетектора (далее – модельная плоскость фотодетектора) параллельна плоскости Ox_2x_3 .

Определим ориентацию системы координат $Ox_1x_2x_3$ относительно инерциальной системы самолетными углами α, β, γ (рис. 3).

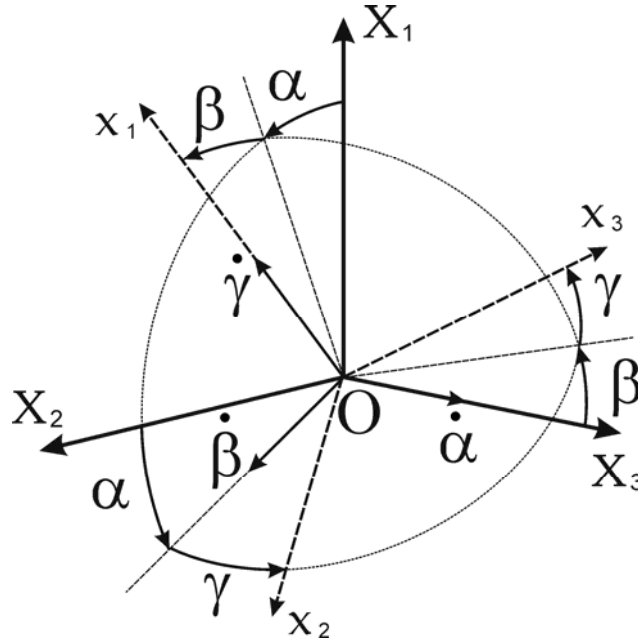


Рис. 3: Ориентация связанной системы координат относительно инерциальной

Ориентацию связанной системы координат относительно инерциальной удобно записать в матричной форме

$$\mathbf{X} = \mathbf{A}\mathbf{x} = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix} \mathbf{x}, \quad (1)$$

где \mathbf{A} – матрица направляющих косинусов, элементы которой $a_{ij} = \cos(X_i, x_j)$, задаются выражениями

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos \alpha \cos \beta, & a_{23} &= -\cos \beta \sin \gamma, \\ a_{12} &= \sin \alpha \sin \gamma - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma, & a_{31} &= -\sin \alpha \cos \beta, \\ a_{13} &= \sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma, & a_{32} &= \cos \alpha \sin \gamma + \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma, \\ a_{21} &= \sin \beta, & a_{33} &= \cos \alpha \cos \gamma - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma, \\ a_{22} &= \cos \beta \cos \gamma, \end{aligned}$$

Уравнения движения спутника имеют вид

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_O \quad (2)$$

Здесь \mathbf{J} – тензор инерции, вычисленный в главных центральных осях, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости, \mathbf{M}_O – вектор суммарного момента внешних сил. Динамические уравнения замыкаются посредством кинематических соотношений Пуассона вида

$$\dot{\boldsymbol{\tau}}_i = \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\tau}_i \quad (3)$$

где $\boldsymbol{\tau}_i$ – орт соответствующей оси связанной системы координат.

В простейшем случае при интегрировании уравнений движения (2), (3) используется нулевой момент и осесимметричный спутник, а вместе с ним и звездный датчик, совершают регулярную прецессию с известными параметрами. Такой режим работы имитатора достаточен для отработки основных алгоритмов макета звездного датчика. Однако разрабатываемый стенд в дальнейшем предполагается использовать для отработки алгоритмов управляемого движения спутника. С этой целью реализовано моделирование орбитального и относительного движения под действием возмущающих, восстанавливающих и управляющих моментов различной природы. Кратко приведем описание некоторых из них [3].

Гравитационный момент

$$\mathbf{M}_O^{gp} = \frac{3\mu_g}{r^3} \mathbf{E} \times \mathbf{J}\mathbf{E},$$

где μ_g – гравитационный параметр притягивающего центра; r – расстояние от притягивающего центра до центра масс спутника; \mathbf{E} – орт местной вертикали.

Магнитный момент

$$\mathbf{M}_O^{magh} = \mathbf{m} \times \mathbf{B},$$

где \mathbf{m} – вектор суммарного магнитного дипольного момента носителя, который может быть переменным (активное управление ориентацией посредством магнитных катушек) или постоянным (паразитные моменты или пассивное управление, например, с использованием постоянного магнита); \mathbf{B} – вектор индукции магнитного поля Земли, выбирается в зависимости от принятой

модели магнитного поля (простейшие реализации – постоянное поле \mathbf{B}_0 , модели прямого диполя и наклонного диполя).

Управляющий момент, создаваемый маховиками

$$\mathbf{M}_O^{max} = -\dot{\mathbf{H}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H},$$

где \mathbf{H} – вектор внутреннего кинетического момента, создаваемый маховиками. Может быть постоянным, стабилизируя, таким образом, положение аппарата или переменным, осуществляя активное управление угловым движением.

При численном интегрировании движения, векторное уравнение (2) проецируется на оси связанной системы координат. Вектора \mathbf{m} и \mathbf{H} естественным образом записывается в системе $Ox_1x_2x_3$, а векторы \mathbf{E} и \mathbf{B} требуют осуществления перехода к связанным осям. Приведем пример вычисления этих векторов с использованием элементов теории орбитального движения [4].

Введем в рассмотрение орбитальную систему координат $OY_1Y_2Y_3$ (рис. 4). Ось OY_1 направлена по радиусу вектору точки положения спутника на орбите, ось OY_2 лежит в плоскости орбиты, ортогональна OY_1 и направлена в сторону движения спутника, а ось OY_3 дополняет эту систему до правой ортогональной системы координат.

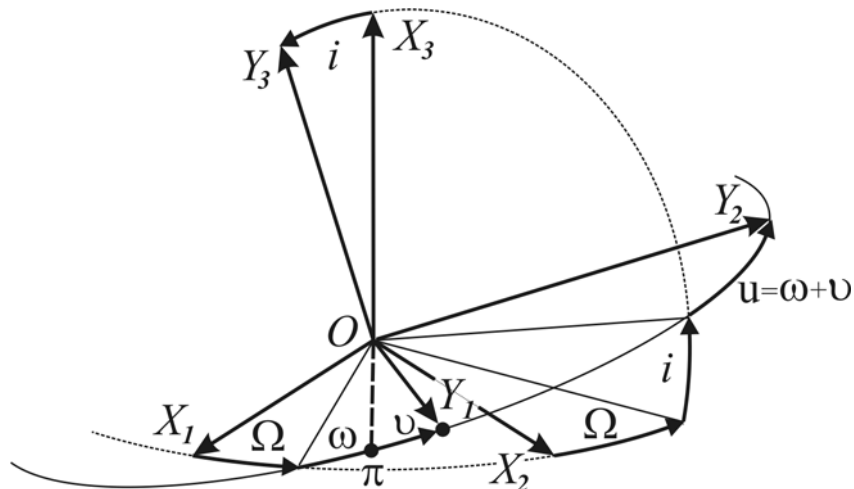


Рис. 4: Ориентация орбитальной системы координат относительно инерциальной

Два угла Ω (долгота восходящего узла) и i (наклонение) определяют положение плоскости орбиты. Эксцентриситет орбиты e определяет ее форму, а параметр орбиты p – ее размер. Угол ω – аргумент перицентра (угол между линией узлов и направлением на перицентр орбиты $O\pi$) задает положение орбиты в ее плоскости. Момент времени τ_π , когда спутник первый раз проходит через перицентр, считается известным.

Система координат $OY_1Y_2Y_3$ получается из $OX_1X_2X_3$ тремя последовательными поворотами. Первый осуществляется на угол Ω вокруг оси OX_3 , второй - на угол i вокруг нового положения оси OX'_1 и третий – на угол $u = \omega + \mathcal{G}$ (аргумент широты) вокруг новой оси OX'_3 (здесь \mathcal{G} - истинная аномалия). В матричной форме связь между системами координат можно записать в виде

$$\mathbf{X} = \mathbf{C}\mathbf{Y}, \quad (4)$$

где

$$\mathbf{C} = \begin{pmatrix} \cos\Omega \cos u - & -\cos\Omega \sin u - & \sin\Omega \sin i \\ -\sin\Omega \sin u \cos i & -\sin\Omega \cos u \cos i & \\ \sin\Omega \cos u + & -\sin\Omega \sin u + & -\cos\Omega \sin i \\ +\cos\Omega \sin u \cos i & +\cos\Omega \cos u \cos i & \\ \sin u \sin i & \cos u \sin i & \cos i \end{pmatrix}.$$

Положение тела на орбите (параметры r и u) могут быть найдены в ходе совместного решения следующих уравнений

$$t - \tau_\pi = \frac{a^{3/2}}{\mu^{1/2}} (E - e \sin E) \quad (5)$$

$$\operatorname{tg} \frac{\mathcal{G}}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2} \quad (6)$$

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \mathcal{G}}.$$

Здесь $a = p/(1 - e^2)$ – большая полуось орбиты, E - эксцентрическая аномалия. Уравнение (5) описывает связь между временем и положением тела на орбите, выраженным через эксцентрическую аномалию, а уравнение (6) – связь эксцентрической и истинной аномалий.

Воспользуемся уравнением (4) для записи векторов E и B в инерциальной системе координат. Вектор истинной вертикали в системе $OY_1Y_2Y_3$ имеет вид $E^{OY} = (1 \ 0 \ 0)^T$, а вектор индукции геомагнитного поля при использовании модели прямого диполя может быть записан как

$$B^{OY} = B_0 \begin{pmatrix} -2 \sin u \sin i \\ \cos u \sin i \\ \cos i \end{pmatrix}.$$

С учетом (4) вектор E в проекциях на оси $OX_1X_2X_3$ имеет вид

$$E^{OX} = \begin{pmatrix} \cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i \\ \sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i \\ \sin u \sin i \end{pmatrix}.$$

Далее для записи вектора в связанных осях используем (1). Аналогичным образом производится переход в связанную систему координат для вектора B .

2.2. Отображение модели звездного неба и захват изображения

Численное интегрирование уравнений движения (2), (3) с заданными начальными условиями, параметрами системы и элементами орбиты, позволяют определить матрицу направляющих косинусов (текущую ориентацию звездного датчика относительно инерциальной системы) в каждый момент времени. В соответствии с задаваемым пользователем полем зрения камеры, определяется «наблюдаемая» часть пространства. Сферические координаты звезд (α, δ) пересчитываются в декартовые координаты инерциальной системы $OX_1X_2X_3$, которые, в свою очередь, с помощью известной матрицы направляющих косинусов переводятся в связанную систему

$Ox_1x_2x_3$. Координаты звезд в связанной системе трансформируются в сферические координаты (φ, θ) , определяющие ориентацию вектора направления на звезду (рис. 5).

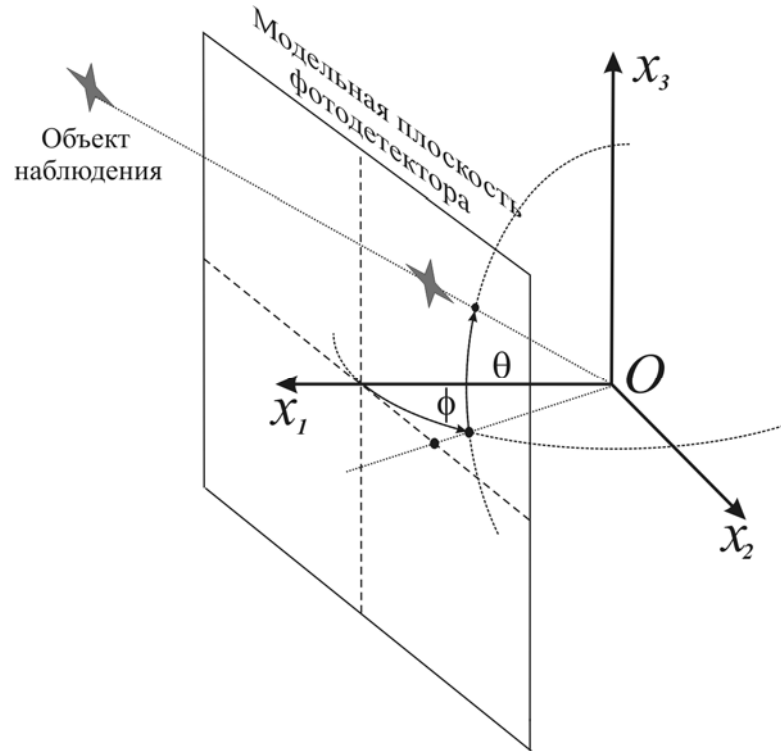


Рис. 5: Ориентация вектора направления на звезду в связанной системе координат

Для отображения звезд на мониторе имитатора используется графическая библиотека OpenGL. Посредством перспективной проекции наблюдаемые объекты (звезды) из сферической системы (φ, θ) пересчитываются в прямоугольную систему координат, связанную с модельной плоскостью фотодетектора (см. рис. 5) и отображаются на мониторе имитатора. Размер и яркость отображаемых объектов являются функциями звездной величины; количество отображаемых объектов является настраиваемым параметром.

В программе управления имитатором также реализована функция отображения фоновых (шумовых) объектов, а именно, засветка части наблюдаемого пространства, отображение объектов неподвижных относительно плоскости фотодетектора (моделирование дефектов матрицы) и подвижных объектов (моделирование наличия космического мусора).

В качестве чувствительного элемента макета звездного датчика используется веб-камера *Philips PCVC720K*. Технические характеристики чувствительного элемента используемой камеры приведены в табл. 1.

Таблица 1. Основные характеристики сенсора Philips PCVC720K

Сенсор	1/4" CMOS
Размер пикселя	8 мкм
Размер матрицы	5.08x3.81 мм
Разрешение	640 x 480 (стоп-кадр) 352 x 288 (видео)
Встроенный объектив	5.2mm f2.6 H40°
Максимальная частота кадров	30 кадров/сек
Интерфейс подключения	USB

Транслируемое имитатором изображение, “захватывается” камерой. Покадровый анализ полученных видеоизображений проводится в прямоугольной системе координат $O_1\xi\eta$, связанной с плоскостью фотодетектора (рис. 6).

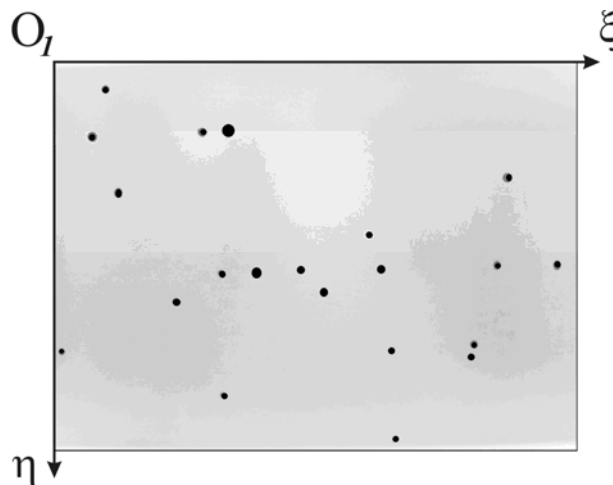


Рис. 6: Система координат связанная с плоскостью фотодетектора

3. Подготовка стенда к работе. Предварительная калибровка

Кардинальным отличием настоящего стенда от существующих промышленных аналогов [5] является отсутствие между монитором имитатора и камерой специального оптического коллиматора, который обеспечивает моделирование «бесконечной удаленности» объектов наблюдения и частично решает задачу сохранения реального углового расстояния между ними.

Для корректного решения задачи идентификации звезд по полученному изображению необходимо предварительно провести взаимную калибровку системы имитатор-камера. Другими словами, необходимо реализовать процедуру позволяющую проводить преобразования из прямоугольной координат системы $O_1\xi\eta$ в сферические координаты (φ, θ) , определяющие ориентацию вектора направления на звезду в связанной системе координат. При этом необходимо минимизировать ошибки между модельными (имитируемым) значениями углов и восстановленными значениями по всему полю зрения камеры.

Задачу калибровки можно пытаться решить предварительной «настройкой» стенда, подбирая параметры отображения и расстояние между камерой и имитатором с учетом ее (камеры) оптических параметров. Но такой подход довольно трудоемок, а главное является причиной значительных ошибок и неточностей, полный учет которых невозможен. Кроме того, не стоит забывать о различных оптических эффектах приводящих как к искажению имитируемого, так и наблюдаемого изображения. Сильное искажение наблюдаемой картины происходит на этапе проецирования звезд из сферической системы координат на плоскость. Аберрации оптической системы камеры также значительно искажают изображение, а теоретический расчет дисторсии требует знания размеров и радиусов кривизны поверхностей всех линз. К тому же возникают погрешности из-за неидеальной установки элементов оптической системы (например, плоскости линз объектива, матрицы и монитора не перпендикулярны оптической оси).

В работе для калибровки стенда был выбран метод, разработанный в [6, 7]. В программе управления имитатором реализован специальный режим визуализации калибровочных изображений с программно задаваемыми параметрами. Калибровочное изображение представляет собой сетку, в узлах которой отображаются объекты в соответствии с известным угловым положением в сферической системе координат (φ, θ) . Кроме того, существует

возможность прорисовки дополнительных линий, являющихся границами модельного поля зрения и служащих ориентирами для начального позиционирования камеры относительно имитатора. Пример калибровочного изображения, отображаемого на мониторе имитатора, представлен на рис. 7 (цвета инвертированы).

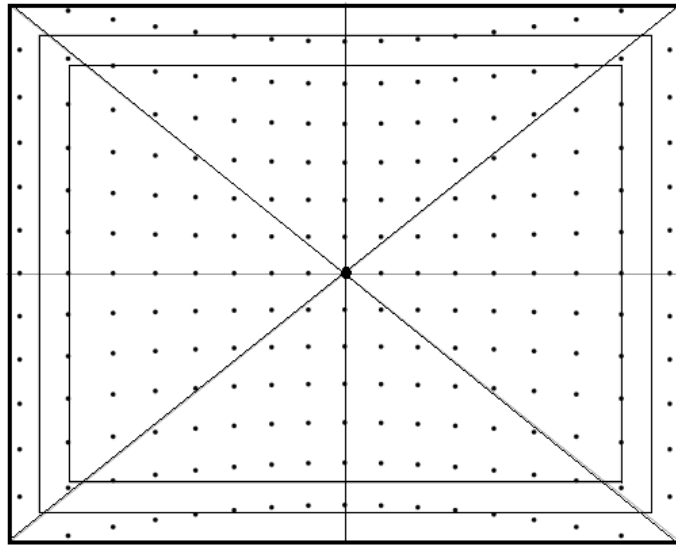


Рис. 7: Калибровочное изображение

Далее происходит “захват” калибровочного изображения, его распознавание и вычисление координат соответствующих узлов в прямоугольной системе. Таким образом, получается набор калибровочных данных соответствия между модельными угловыми координатами и реальными линейными координатами наблюдаемых объектов (рис. 8).

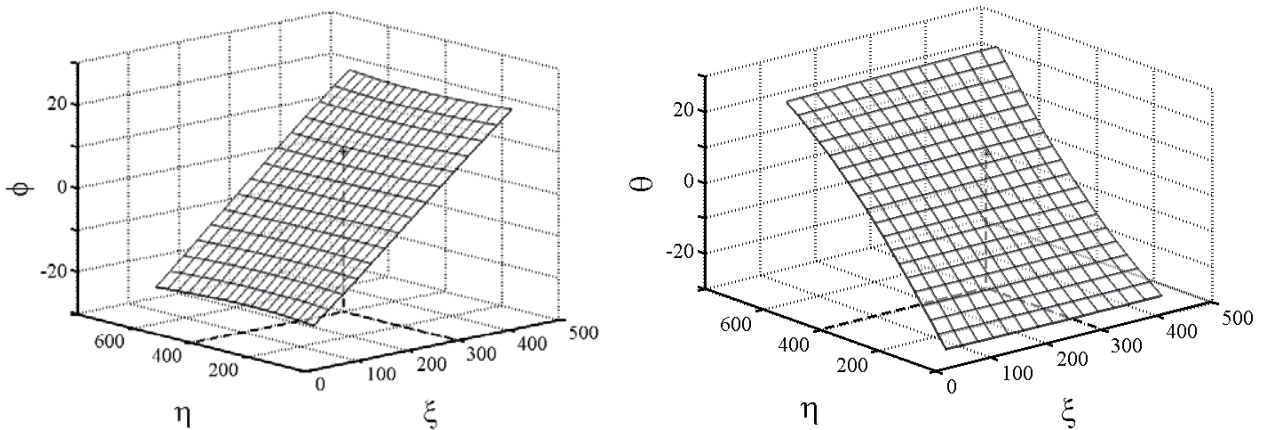


Рис. 8: Графическое представление калибровочных данных

Предлагаемые методы построения калибровочных функций не требуют никаких априорных знаний о структуре и природе компенсируемых ошибок. Наличие калибровочных данных (калибровочных таблиц) позволяет применять различные процедуры интерполяции значений между известными узлами. Недостатком подобного подхода является значительный объем вычислений.

Эти недостатки можно ликвидировать, построив прямую функциональную зависимость между углами направления на источник излучения в сферической системе координат и координатами

$$\varphi = f_1(\xi, \eta), \quad \theta = f_2(\xi, \eta)$$

центра масс изображения посредством полиномиальной аппроксимации калибровочных функций. Суть данного метода заключается в следующем. Функции $f_1(\xi, \eta)$, $f_2(\xi, \eta)$ могут быть представлены в виде полиномиального разложения Тейлора

$$f_1 = \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k b_{kl}^1 \xi^l \eta^{k-l} = b_{00}^1 + b_{10}^1 \eta + b_{11}^1 \xi + b_{20}^1 \eta^2 + b_{21}^1 \xi \eta + b_{22}^1 \xi^2 + \dots,$$
$$f_2 = \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k b_{kl}^2 \xi^l \eta^{k-l} = b_{00}^2 + b_{10}^2 \eta + b_{11}^2 \xi + b_{20}^2 \eta^2 + b_{21}^2 \xi \eta + b_{22}^2 \xi^2 + \dots,$$

где n – порядок аппроксимации. Рассматриваемую функциональную зависимость можно записать в векторном виде

$$\begin{pmatrix} \varphi \\ \theta \end{pmatrix} = \vec{f}(\xi, \eta) = \begin{pmatrix} b_{00}^1 & b_{10}^1 & b_{11}^1 & \dots \\ b_{00}^2 & b_{10}^2 & b_{11}^2 & \dots \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ \eta \\ \xi \\ \vdots \end{pmatrix} = \mathbf{B} \begin{pmatrix} 1 \\ \eta \\ \xi \\ \vdots \end{pmatrix}.$$

Для определения матрицы \mathbf{B} (матрицы коэффициентов полиномов) необходимо решить следующую оптимизационную задачу

$$\min \left[\sum_{\xi, \eta=1}^N \left\| \begin{pmatrix} \bar{\varphi} \\ \bar{\theta} \end{pmatrix}_{\xi, \eta} - \vec{f}(\bar{\xi}, \bar{\eta}) \right\|^2 \right] =$$

$$= \min_{\{b_{kl}^1\}, \{b_{kl}^2\}} \left\{ \sum_{\xi, \eta=1}^N \left[\left(\bar{\varphi}_{\xi\eta} - \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k b_{kl}^1 \bar{\xi}^l \bar{\eta}^{k-l} \right)^2 + \left(\bar{\theta}_{\xi\eta} - \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k b_{kl}^2 \bar{\xi}^l \bar{\eta}^{k-l} \right)^2 \right] \right\}.$$

Здесь верхнее подчеркивание означает принадлежность соответствующих параметров к калибровочным данным, N – число узлов калибровочной сетки.

Вычисление матрицы коэффициентов полиномов происходит один раз, далее она остается неизменной в процессе работы (если не меняются конструктивные параметры системы) и операция определения углового направления на источник сводится к матричному умножению.

В ходе проведенных экспериментов проводилась оценка точности предложенных калибровочных методов. Для этого собирались два независимых набора данных. Пример параметров соответствующих имитационных изображений приведен в табл. 2.

Таблица 2. Параметры калибровочных изображений при анализе точности калибровки стенда

	$\varphi, [^\circ]$			$\theta, [^\circ]$		
	мин.	макс.	шаг	мин.	макс.	шаг
1	-18	18	2.0	-12	12	2.0
2	-13.5	13.5	1.5	-7.5	7.5	1.5

Первый набор данных использовался для построения калибровочных функций (построения калибровочных таблиц и вычисления матрицы коэффициентов полинома). Второй набор данных использовался для контроля точности. Координаты центров масс изображений узлов подвергались преобразованию, полученные значения углов $(\bar{\varphi}, \bar{\theta})$ направления на источник сравнивались с реальными значениями (φ, θ) (со значениями, задаваемыми на имитаторе) и определялись ошибки по обоим углам.

В табл. 3 представлены результаты тестирования четырех калибровочных методов в терминах среднего μ и максимального M значения ошибки по всему полю зрения прибора.

Таблица 3. Значения ошибки определения направления на объект

	$\mu, 10^{-3} [^\circ]$		$M, 10^{-3} [^\circ]$		$M, [\text{пиксели матрицы}]$	
	φ	θ	φ	θ	φ	θ
Линейная интерполяция	3.0	3.3	13.3	10.6	0.12	0.09
Кубическая интерполяция	2.8	3.2	13.4	10.9	0.12	0.10
Бикубическая сплайновая интерполяция	2.8	3.3	13.4	11.3	0.12	0.10
Полиномиальная аппроксимация 3 степени	9.3	8.1	23.0	28.8	0.20	0.25

Следует отметить, что предварительная калибровка звездной камеры является одной из основных задач при подготовке устройства к миссии. Наряду с быстродействием, одним из основных показателей, характеризующих качество оптического датчика, является точность определения ориентации, на которую качество калибровки прибора оказывает значительное влияние. С использованием предложенного в работе метода могут быть достигнуты прецизионные точности приборов, о чем свидетельствуют результаты работ [6, 7], где подобный метод применялся при калибровке прототипа солнечного датчика.

4. Работа макета звездного датчика

Основная цель, преследуемая при разработке стенда, это создание удобного и многофункционального средства, позволяющего проводить тестирование и сравнение различных алгоритмов, лежащих в основе функционирования звездного датчика ориентации.

Вторая часть работы посвящена проблеме разработки и оптимизации алгоритмов распознавания изображений, идентификации звездных конфигураций, определения текущей ориентации и угловой скорости движения. Основное внимание уделяется точности и быстродействию программно-алгоритмического комплекса в целом.

4.1. Распознавание изображений

Задача распознавания звезд (или звездноподобных объектов) решается в идеализированной постановке. На имитируемых изображениях отсутствуют объекты сложной конфигурации. В частности, не отображаются треки, природой которых является большое время экспозиции при значительных угловых скоростях движения камеры и шумы, вызванные прохождением протонов через фотоприемную матрицу под большим углом к ее оптической оси. Как уже отмечалось ранее, на изображениях, передаваемых на камеру, присутствуют только точечные объекты (звезды и помехи) и шумы, имитирующие стороннюю неоднородную засветку.

Распознавание изображение проводится в несколько этапов. Осуществляется фильтрация шумовых засветок путем разбиения всего изображения на подобласти и вычитания из текущей интенсивности каждого пикселя среднего значения интенсивности по соответствующей области. Данное разбиение необходимо для борьбы с неоднородными засветками. Далее проводится сканирование фильтрованного изображения, и определяются локальные максимумы сигнала. Интегральная интенсивность сигнала в окрестности обнаруженных максимумов (размер области локализации объекта считается известным) согласно заданному критерию обнаружения сравнивается с текущим шумовым порогом. При выполнении условий критерия объект считался обнаруженным, и проводится вычисление его центра масс в системе координат, связанной с плоскостью фотодетектора

$$\xi_c = \frac{\sum \xi_i I_i}{\sum I_i}, \quad \eta_c = \frac{\sum \eta_i I_i}{\sum I_i},$$

где (ξ_i, η_i) - координаты пикселей изображения, попадающие в область локализации точечного сигнала, а I_i - соответствующие интенсивности (рис. 1). Одновременно вычисляется интегральная интенсивность обнаруженных объектов, проводится сортировка по интенсивности и список самых ярких объектов передается для последующего анализа. Длина списка является настраиваемым параметром.

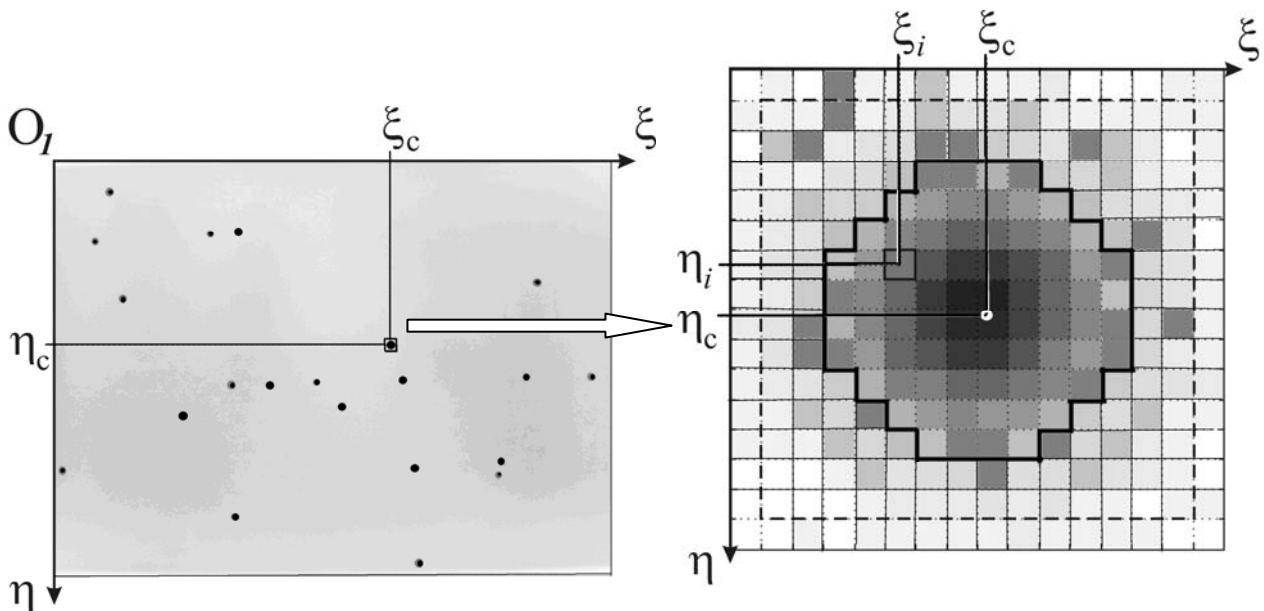


Рис. 9: Локализация объекта на изображении и вычисление центра масс

Процедура распознавание узлов калибровочных сеток несколько отличается от распознавания имитируемых изображений неба. В данном случае требуется найти большое число объектов (от 100 до 400), не пропустив ни один. При этом необходимо установить положение всех объектов относительно центральной точки сетки, для того, чтобы в дальнейшем установить однозначное соответствие между имитируемыми и распознанными объектами.

Процедура распознавания начинается с центральной точки, размеры которой несколько отличаются от остальных объектов и служат хорошим признаком для ее идентификации. Далее используется априорная информация о структуре сетки, которая позволяет прогнозировать положение изображений

соседних узлов по ранее обнаруженным. Предложенный метод упрощает поиск и обнаружение объектов, сводя его к алгоритму прогноз-подтверждение-коррекция, а также позволяет автоматически получить желаемое соответствие между имитируемыми и обнаруженными объектами.

Необходимо обратить внимание на задачу «локализации» точечного объекта – выделение области изображения (группы пикселей), которые учитываются при вычислении центра масс. В настоящей работе использовалась прямоугольная область, в которую вписано изображение источника (рис. 9, пунктирная граница). Все пиксели изображения, попавшие в эту область, учитывались при вычислении его координат. Очевидно, что такой подход имеет значительные недостатки, так как не учитывает реальную форму изображения. Увеличение точности при определении координат центра масс может быть достигнуто в ходе решения задачи нахождения контура изображения (рис. 9, сплошная граница). Следующий уровень точности может быть получен при использовании (анализе) функций распределения наблюдаемого сигнала точечного источника. Другими словами «локализованный» сигнал интерполируется на аналитической функции (рис. 10), оценки параметров распределения которой проводятся на этапе калибровки прибора при различных углах ориентации источника относительно оптической оси (в различных точках плоскости $O_1\xi\eta$).

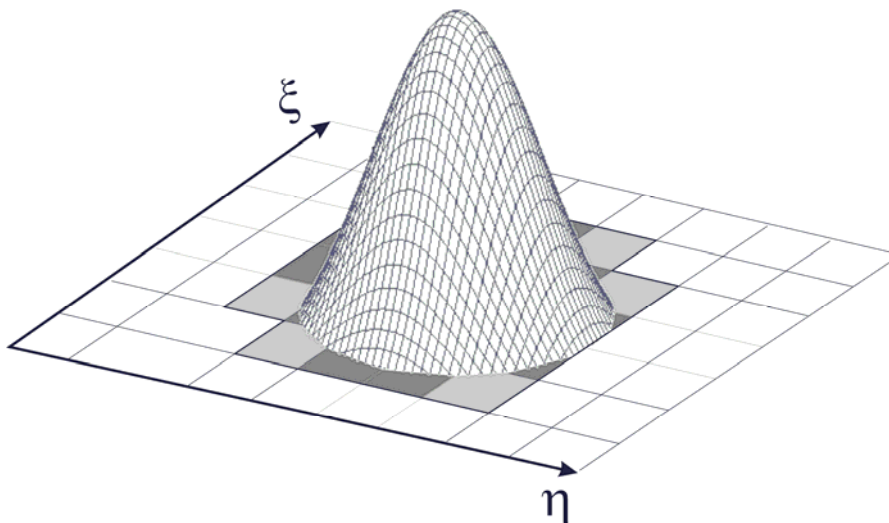


Рис. 10: Функция распределения наблюдаемого сигнала

В этом случае могут быть учтены различные оптические эффекты, например искажение изображений на краях поля зрения и, как следствие, повышена точность прибора в целом.

Эффективность высокоточных алгоритмов определения центра масс изображения подтверждена результатами компьютерного моделирования, однако в ходе проведения натуральных экспериментов значительного улучшения точности по сравнению с использованием прямоугольной области локализации не получено, что связано с низким качеством камеры, используемой в качестве макета звездного датчика (как в части оптической системы, так и в части фоточувствительного элемента).

4.2. Идентификация звездных конфигураций

После проведения распознавания объектов и определения «реальных» угловых расстояний между ними с использованием подготовленных ранее калибровочных функций производится их идентификация путем сравнения полученных конфигураций с конфигурациями, представленными в звездном каталоге.

Проблема идентификации звезд наряду с задачей распознавания является основным фактором, определяющим качество работы прибора в целом. Это самая ресурсоемкая операция и, если корректное решение задачи распознавания в целом определяет точность, то от методов решения задачи идентификации напрямую зависит быстродействие системы.

В работе проведен анализ существующих подходов и разработанных алгоритмов решения задачи идентификации в различных ее постановках.

Одна из основных идей, являющаяся базовой при реализации многих алгоритмов идентификации, состоит в том, что звезды из каталога представляется в виде вершин ненаправленного графа G_1 , вес ребер которого равен угловому расстоянию, между звездами. Объекты, найденные после анализа захваченного изображения, также представляются в виде

ненаправленного графа G_2 . Основная задача состоит в реализации «быстрых» методов поиска подграфа от G , изоморфного G_2 . Простейшие алгоритмы данного класса описаны в работах [8, 9]. Алгоритм «*k-vector search*», предложенный в работе [10], реализует оптимизацию скорости поиска. Модификация этого подхода (*Pyramid algorithm*), описанная в [11], делает процесс поиска устойчивым при наличии большого числа «ложных» объектов в поле зрения камеры.

К другой группе алгоритмов идентификации относятся так называемые алгоритмы сеток (или алгоритмы шаблонов) [12, 13], основная идея которых заключается в том, что с каждой звездой ассоциируется битовая матрица (или шаблон). Значение поля матрицы равно 1, если в него попадает звезда, соседняя к выбранной. В противном случае значение поля равно 0. Для идентификации звездных конфигураций используется побитовое сравнение матриц, построенных для анализируемого изображения с соответствующими шаблонами из каталога.

Все вышеперечисленные алгоритмы относятся к типу LIS (Lost In Space) и характеризуются тем, что для их реализации не нужна никакая априорная информация о текущей ориентации и угловой скорости камеры.

При наличии априорных данных о движении сенсора, полученных от сторонних устройств либо предварительно вычисленных посредством LIS алгоритмов, положение звезд в системе фотодетектора может быть спрогнозировано с высокой точностью. В этом случае задачи распознавания и идентификации сводятся к задаче сопровождения выполняемой по схеме прогноз-коррекция [14], что существенно увеличивает быстродействие системы в целом.

Развернутое описание и классификация основных алгоритмов идентификации звездных конфигураций представлена в [13, 15].

В нашей работе реализованы три алгоритма идентификации. На первом этапе использовался метод многоугольников [8]. Очевидными недостатками

данного метода являются низкое быстродействие (неоптимальность по времени поиска) и неустойчивость при наличии «ложных» объектов.

Авторами был разработан алгоритм, оптимизированный по скорости поиска. Размер каталога ограничивается N самыми яркими звездами. Каждой звезде присваивается уникальный номер. Создается таблица размером $N \times N$, в ячейках которой находятся значения угловых расстояний δ_{ij} между звездами с соответствующими номерами (рис. 11). С помощью построенной таблицы осуществляется «быстрый» доступ к расстоянию по номерам звезд.

The diagram shows a square grid representing an $N \times N$ matrix. The columns are labeled at the top with indices $1, 2, \dots, m, \dots, N$. The rows are labeled on the left with indices $1, 2, \dots, n, \dots, N$. A solid diagonal line runs from the top-left corner to the bottom-right corner. The cell at the intersection of row 1 and column 2 contains the label δ_{12} . The cell at the intersection of row n and column m contains the label δ_{nm} . The grid is formed by solid lines for the outer boundary and dashed lines for the internal divisions.

Рис. 11: Таблица угловых расстояний

Кроме того, создается список (рис. 12), каждая строка которого содержит информацию о номерах звезд и соответствующем угловом расстоянии между ними. Список ограничен в соответствии с полем зрения используемого датчика и упорядочен по возрастанию расстояний.

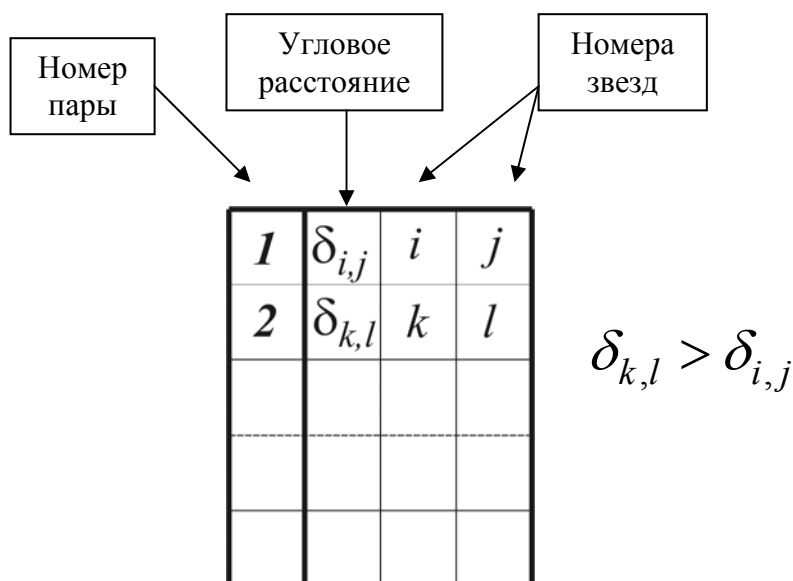


Рис. 12: Список взаимных расстояний между звездами каталога

Как было отмечено, например в [11], между номером пары n в таком списке и угловым расстоянием δ между соответствующими звездами имеется определенная зависимость, представляющая собой интегральное распределение расстояний. В предположении, что звезды распределены по небу равномерно, нетрудно получить

$$n = \frac{N(N-1)}{4} (1 - \cos \delta),$$

что достаточно хорошо согласуется с практикой. Однако мы получили еще большую точность, аппроксимировав зависимость $n(\delta)$ полиномом 3-й степени (рис. 13).

В результате при размере каталога в 300 звезд, что соответствует 30000 парам, среднее отклонение составляет $\Delta n \approx 30$. При поиске нужной пары вычисляется $n(\delta)$, а затем точное значение n находится линейным поиском, при котором достаточно проанализировать не более тридцати элементов списка.

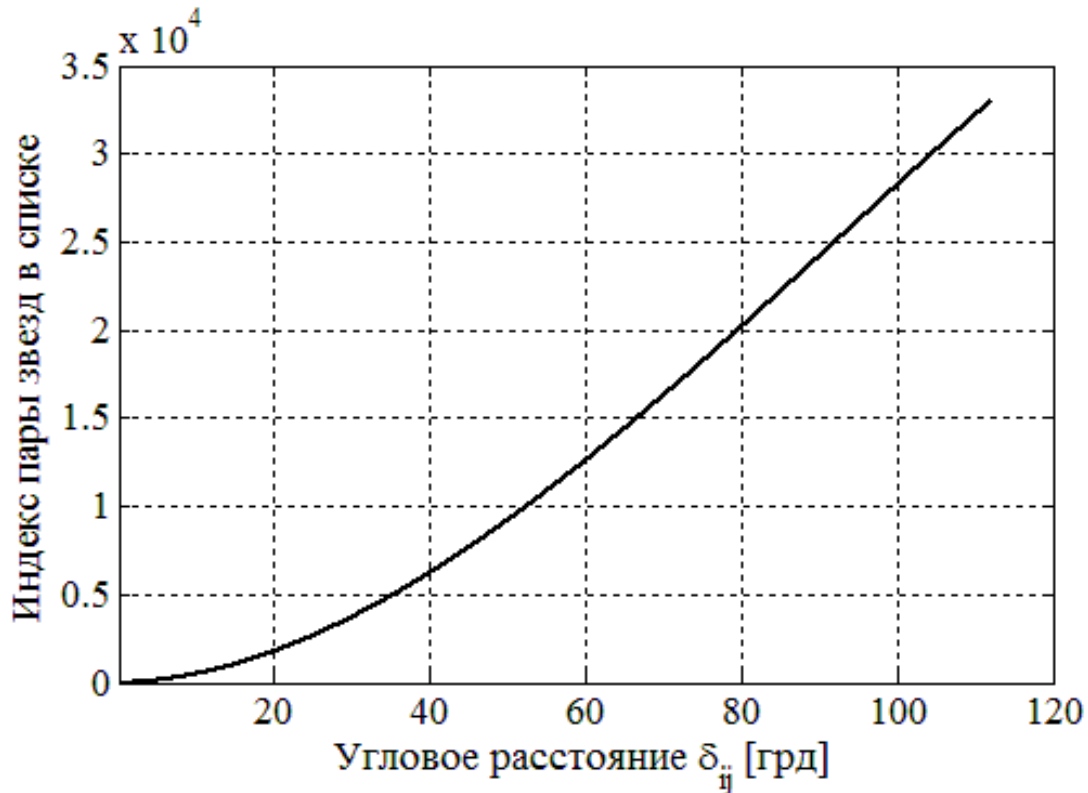


Рис. 13: Аппроксимация интегрального распределения угловых расстояний

Разработанный алгоритм идентификации наблюдаемых звезд используются 5 самых ярких объектов изображения. Выбирается один объект, вычисляются угловые расстояния δ_{ji} ($i = 2 \dots 5$) до оставшихся четырех, для каждого из которых по списку расстояний находятся подходящие пары. Далее формируется список пятерок звезд, для которых расстояние от первой до остальных четырех находится в диапазоне $\delta_{ji} \pm \varepsilon$, где ε – точность датчика по определению углового расстояния. Для каждой записи списка определяются все расстояния между звездами (используется таблица расстояний), и проверяется их соответствие расстояниям на изображении. Если хоть одно расстояние не совпадает, рассматриваем следующую запись. Схема алгоритма идентификации представлена на рис. 14.

Если среди пяти выбранных объектов на изображении присутствуют «фантомы» (объекты, которые не присутствуют в каталоге), то в списке не будет ни одной корректной конфигурации. В этом случае процедура идентификации звезд повторяется с другим набором объектов.

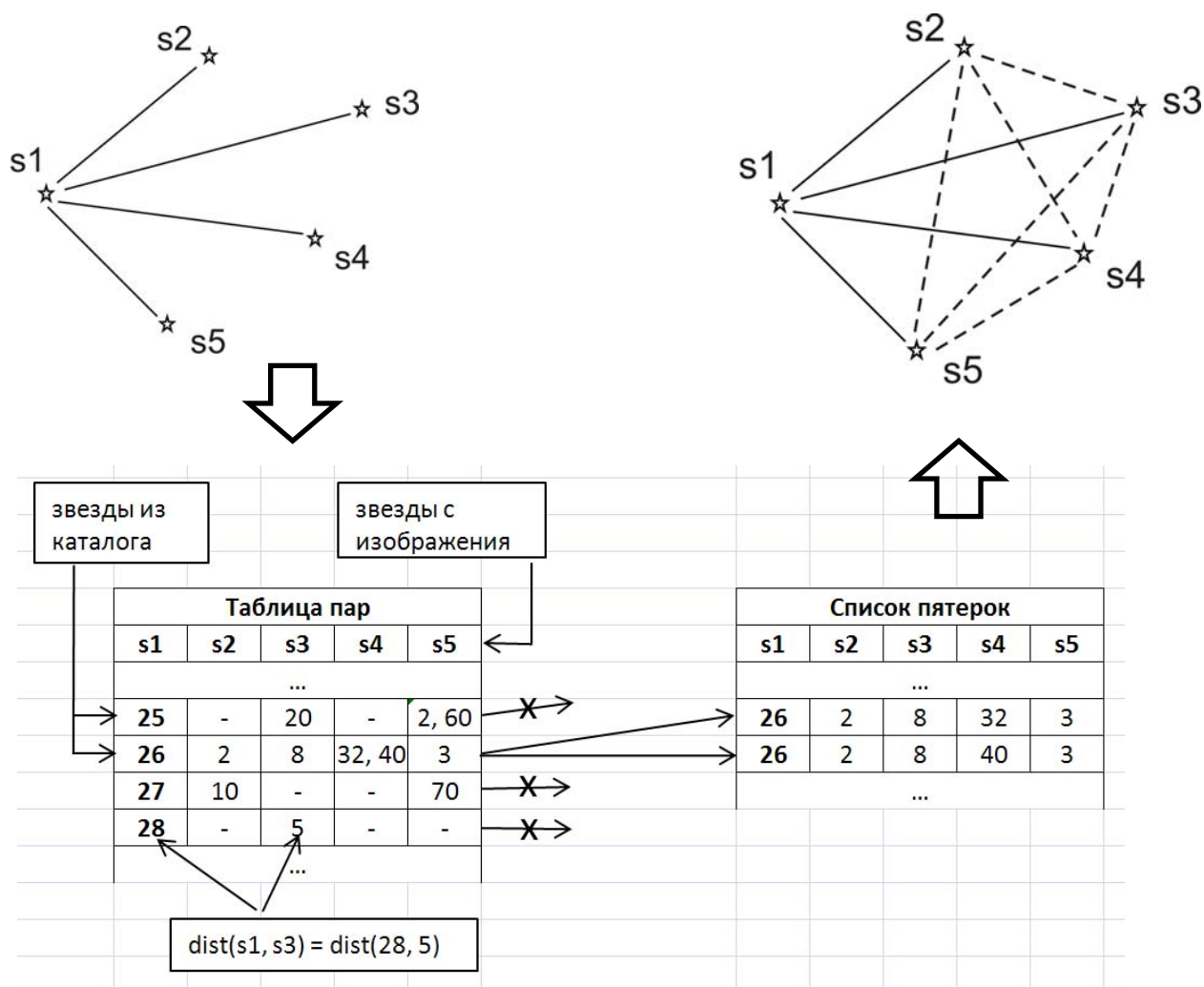


Рис. 14: Схема алгоритма идентификации звезд

С использованием описанного алгоритма осуществлялась идентификация, при отображении 1500 объектов, в то время как информация присутствовала только о 300, т.е. предложенный метод успешно обходит проблему присутствия на изображениях «слабых» звезд и «фантомных» объектов.

Проблема оптимизации скорости идентификации при наличии «фантомных» объектов, а также задачи детального анализа предложенного алгоритма в сравнении с существующими подходами являются предметом будущих исследований

В работе также был реализован алгоритм сопровождения объектов. В этом случае априорная информация о текущей ориентации камеры и ее угловой скорости передавалась от имитатора в модуль обработки изображения,

прогнозировалось положение соответствующих звезд в системе координат фотодетектора, проводилось распознавание выделенных областей изображения, подтверждалось их наличие, проводилась корректировка положений центров масс изображений и выполнялась процедура сравнения обнаруженной конфигурации с прогнозной. Подобный подход существенно повысил быстродействие системы в целом.

На рис. 15 представлен пример распознанного изображения и идентифицированных объектов. Среди всех обнаруженных точечных объектов выделены девять самых ярких (двойная граница). Идентификация проведена по пяти объектам.

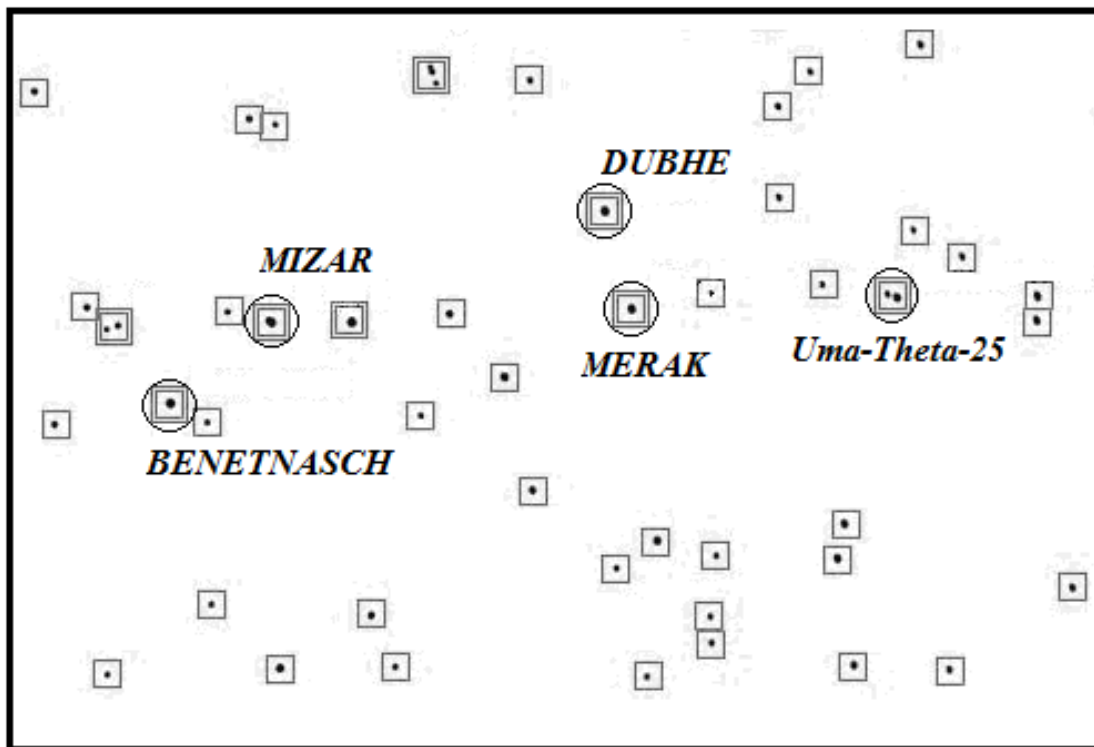


Рис. 15: Идентифицированные изображения звезд

4.3. Определение ориентации и угловой скорости

Определение текущей ориентации аппарата сводится к решению оптимизационной задачи вида

$$\min_{\{a_{jk}\}} \sum_{i=1}^n \|X_i - Ax_i\|,$$

где n – список идентифицированных звезд, X_i – координаты i -ой звезды в инерциальной системе координат, x_i – соответствующие координаты в системе координат, связанной с камерой. При этом элементы матрицы направляющих косинусов a_{jk} должны удовлетворять условиям ортогональности.

В работе был предложен другой (быстрый) метод определения текущей матрицы направляющих косинусов, суть которого заключается в следующем.

Пусть s_{ji} – координаты трех звезд в системе координат камеры ($j = 1 \dots 3$ – индекс соответствующей точки, $i = 1 \dots 3$ – координата в проекции на соответствующую ось), а S_{ji} – соответствующие координаты в инерциальной системе. Элементы матрицы направляющих косинусов определим в ходе решения уравнений вида

$$\begin{pmatrix} S_{j1} \\ S_{j2} \\ S_{j3} \end{pmatrix} = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix} \begin{pmatrix} s_{j1} \\ s_{j2} \\ s_{j3} \end{pmatrix}.$$

Очевидны следующие соотношения

$$S_{ji} = \sum_{k=1}^3 a_{jk} s_{jk},$$

которые после введения в рассмотрение вспомогательной матрицы

$$\mathbf{D} = \begin{vmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} \\ s_{31} & s_{32} & s_{33} \end{vmatrix}$$

могут быть сгруппированы в следующие три алгебраические системы

$$\begin{pmatrix} S_{1i} \\ S_{2i} \\ S_{3i} \end{pmatrix} = \mathbf{D} \begin{pmatrix} a_{i1} \\ a_{i2} \\ a_{i3} \end{pmatrix}.$$

Откуда следует

$$\begin{pmatrix} a_{i1} \\ a_{i2} \\ a_{i3} \end{pmatrix} = \mathbf{D}^{-1} \begin{pmatrix} S_{1i} \\ S_{2i} \\ S_{3i} \end{pmatrix}.$$

Далее проводим несколько вычислений (для разных троек), усредняем результат и выполняем процедуру ортогонализации матрицы направляющих косинусов.

По двум известным ориентациям камеры \mathbf{A}_k и \mathbf{A}_{k+1} , разделенным промежутком времени Δt , можно найти угловую скорость вращения посредством решения уравнения Пуассона в форме

$$\frac{d\mathbf{A}}{dt} = \mathbf{\Omega}\mathbf{A}, \quad \mathbf{\Omega} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{pmatrix},$$

где ω_i – проекция абсолютной угловой скорости на соответствующие оси инерциальной системы координат. В этом случае

$$\mathbf{\Omega} = \frac{d\mathbf{A}}{dt} \mathbf{A}^{-1} \approx \frac{\mathbf{A}_{k+1} - \mathbf{A}_k}{\Delta t} \left(\frac{\mathbf{A}_{k+1} + \mathbf{A}_k}{2} \right)^{-1}.$$

5. Заключение

В работе представлены основные результаты исследований по созданию учебного лабораторного стенда предназначенного для моделирования работы звездного датчика ориентации.

Разработано многофункциональное программное обеспечение, позволяющее проводить динамическое моделирование картины звездного неба, наблюдаемого при относительном движении камеры.

Решена задача предварительной калибровки стенда. Предложенная методика обеспечивает простоту работы с оборудованием и позволяет достичь высоких точностей определения относительного углового расстояния между наблюдаемыми объектами.

Детально проработаны и программно реализованы различные алгоритмы обработки изображений, идентификации звездных конфигураций и определения вектора фазового состояния системы, обеспечивающие высокие точности и быстродействие.

Литература

1. *Овчинников М.Ю., Середницкий А.С., Овчинников А.М.* Лабораторный стенд для отработки алгоритмов определения движения по снимкам звездного неба: Препринт. № 43. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2006. 32 с.
2. Звездный каталог, <ftp://cfa-ftp.harvard.edu/pub/gsc/Catalogs/SAO.sparc>.
3. *Раушенбах Б.В., Овчинников М.Ю.* Лекции по динамике космического полета: Учебное пособие/ МФТИ. М., 1997. 188 с.
4. *Мирер С.А.* Механика космического полета. Орбитальное движение: Учебное пособие. – М.: Резолит, 2007. – 270 с.
5. *Аванесов Г.А., Воронков С.В., Дунаев Б.С., Красиков В.А., Шамис В.А., Фори А.А.* Имитаторы звездного неба для наземной отработки датчиков звездной ориентации. Сб. трудов Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов» / Россия, Таруса, 2008, М.: ИКИ РАН, С. 371-376.
6. *Грасси М., Дегтярев А.А., Овчинников М.Ю., Перротта А.* Тестирование и калибровка прототипа миниатюрного солнечного датчика, разработанного на основе APS-технологии: Препринт. № 94. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2005. 30 с.
7. *Rufino G., Grassi M., Degtyarev A.* Development and validation of a modern CMOS digital sun sensor at UNINA. Digest of the 5th international symposium of the international academy of astronautics, Berlin, April 4-8. 2005. IAA-B5-1203. P. 437-441.

8. *Kosik J.Cl.* Star pattern identification aboard an inertially stabilized spacecraft. *Journal of guidance, control, and dynamics*. 1991. Vol. 14. № 2. P. 230-235.
9. *Liebe C.* Pattern recognition of star constellations for spacecraft applications. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. 1993. Vol. 7. № 6. P. 34–41.
10. *Mortari D.* K-vector range searching techniques. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2000. Vol. 105. P. 449–464.
11. *Mortari D., Samaan M. A., Bruccoleri C.* The pyramid star identification technique. *Navigation*. 2004. Vol. 51. P. 171–183.
12. *Kim H. Y., Junkins J. L., Juang J. N.* An efficient and robust singular value method for star pattern recognition and attitude determination. NASA, Tech. Rep. TM-2003-212142, 2003.
13. *Padgett C., Kreuz-Delgado K., Udomkesmalee S.* Evaluation of star identification techniques. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. 1997. Vol. 20. № 2. P. 259–267.
14. *Samaan M. A., Mortari D., Junkins J. L.* Non-dimensional star identification for uncalibrated star cameras. Department of Aerospace Engineering, Texas A&M University, College Station, Tech. Rep. AAS 03-131, 2003.
15. *Spratling B. B., Mortari D.* A Survey on Star Identification Algorithms, *Algorithms*. 2009. Vol. 2. P. 93-107. Doi:10.3390/a2010093.