

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения»

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

на тему Учебно-демонстрационный стенд для управления пространственной ориентацией микроспутников в группе

выполнена Аристовым Андреем Алексеевичем
фамилия, имя, отчество студента в творительном падеже

по направлению подготовки/
специальности 12.03.01 Приборостроение
код наименование направления подготовки/ специальности

Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы
наименование направления подготовки/ специальности
направленности наименование направленности

КОМПЛЕКСЫ
наименование направленности

Студент группы № 1611 А. А. Аристов
подпись, дата инициалы, фамилия

Санкт-Петербург 2020

Содержание

Введение.....	4
1 Методы относительной навигации и технологии технического зрения	7
1.1 Определение космических аппаратов, классификация, тенденции развития.....	7
1.2 Методы управления относительной ориентацией и навигацией...	9
1.3 Примеры использования перечисленных выше методов	11
1.4 Определения и библиотеки технического зрения и машинного обучения.....	13
2 Описание стенда и методики проведения измерений.....	16
2.1 Обоснование применения ИК диодов в качестве характерных признаков «ведомого» спутника.....	16
2.2 Описание структуры стенда.....	17
2.3 Описание работы стенда	19
3 Описание используемой математической модели.....	21
3.1 Определение зависимости расстояния между объектом и камерой от размера объекта на изображении.....	21
3.2 Математическая модель определения координат ИК диодов в пространстве	24
3.3 Математическая модель измерения углов Эйлера	30
3.4 Оценка погрешностей измерений	31
3.4.1 Оценка требуемых точностных характеристик.....	31
3.4.2 Оценка погрешности измерения расстояния между камерой и макетом при фронтальном расположении макета	33
3.4.3 Оценка погрешности измерения угла поворота макета относительно одной из осей координат	34
3.4.4 Оценка погрешности определения углов Эйлера при измерении расстояния до макета с помощью дополнительного метода.....	35
3.5 Описание способа перехода между системами координат	37
4 Разработанные программы.....	39

4.1	Использованные библиотеки и рассмотренные элементы структурной схемы.....	39
4.2	Подпрограмма обработки изображений.....	40
4.3	Подпрограмма, определяющая положение макета в текущий момент времени.....	41
4.4	Программа управления макетом	42
5	Результаты проведения измерений	44
5.1	Результаты оценки погрешности измерения расстояния до макета при его фронтальном расположении.....	44
5.2	Оценка погрешности измерения угла поворота макета относительно одной оси	54
5.3	Оценка погрешности определения углов Эйлера при измерении расстояния до макета с помощью дополнительного метода	66
5.4	Результаты проведения натурального эксперимента	70
	Заключение	72
	Список использованных источников	74
	Приложения	76

Введение

С древних времён человечество влекут звёзды. Люди видели в скоплениях точек на небосводе фигуры людей и животных, отображения сущностей материальных и нематериальных. По звёздам ориентировались мореходы и путешественники, стремясь открыть другие земли, отыскать новые пути и изучить нашу планету.

Философы и учёные из разных эпох и стран стремились ответить на вопросы, как выглядит Земля и что находится за её пределами. Чем больше люди узнавали, тем больше новых вопросов возникало. Для ответа на них требовалось придумывать всё новые способы изучения планеты и космоса. Не так давно человечество получило возможность взглянуть на свой дом со стороны.

Запуск первого искусственного спутника Земли, состоявшийся 4 октября 1957 года, ознаменовал начало новой эры. Появилась возможность изучать ближайший космос не только с помощью телескопов. Возникли новые, немислимые ранее проблемы и цели. Люди начали свой путь к звёздам.

В настоящее время уже нельзя представить дальнейшее развитие человечества без космических технологий. Космические аппараты (КА) применяются для решения широкого спектра задач. В частности, спутники выполняют фотосъёмку земной поверхности, получают информацию о протекающих в атмосфере процессах, исследуют Солнечную Систему и дальний космос. Также спутники позволяют определять точное положение объекта на поверхности планеты, обеспечивать надёжную связь на огромных расстояниях (всемирная сеть «Интернет»).

Совершенствование космических аппаратов было бы невозможным без развития технологий. Разрабатываются более устойчивые к космической среде материалы, способные дольше переносить значительные перепады температур, космическое излучение и влияние безвоздушной среды. Улучшается устанавливаемое на спутники оборудование (миниатюризация,

уменьшение веса, увеличение срока службы и надёжности устройств). Развиваются средства связи и системы энергопитания КА. Немаловажным является изучение и совершенствование законов управления относительным движением спутников. Также развиваются технологии производства и, соответственно, технологические процессы.

Современные технологии позволяют открыть новые пути для решения возникающих задач. Возможным путём решения задач уменьшения массогабаритных характеристик космических аппаратов и повышения их надёжности является использование группы малых спутников вместо одного большого космического аппарата.

Существует несколько причин, по которым этот путь решения интересен и актуален:

1) Повышение показателей надёжности. При отказе одной из бортовых систем космический аппарат, как правило, теряет возможность продолжать выполнение поставленной задачи. Напротив, если использовать группу из нескольких малых спутников, то при выходе из строя одного из них группа в целом сможет продолжить функционировать.

2) Уменьшение затрат на разработку и, как следствие, уменьшение стоимости проектов. Это связано с необходимостью разработки нескольких универсальных и относительно простых конструкций малых спутников, которые возможно применять в большом количестве миссий, что является отличной альтернативой разработке отдельного крупного и сложного спутника для каждого проекта. Таким образом, в зависимости от поставленных задач можно изменять количество таких конструкций, а также состав используемого оборудования. Также появляется возможность выполнения параллельной сборки и проверки нескольких спутников, что позволит значительно сократить время подготовки миссии.

3) Возможность вывода на орбиту нескольких космических аппаратов. За один запуск может быть осуществлён вывод одной или нескольких групп малых КА. Также появляется возможность дополнить уже существующую

группу новыми спутниками для её расширения либо для замены выбывших спутников. При запуске крупного спутника он, как правило, работает один и не может быть восстановлен при возникновении неисправности.

Следует отметить, что вышеперечисленные причины влияют на отдельную отрасль космических технологий – разработку ракеты-носителя, затраты на проектирование которой существенно уменьшаются, так как при запуске небольшого числа малых КА она может быть уменьшена по массогабаритным характеристикам. Более того, применение последних достижений в этом направлении может позволить уменьшить себестоимость запуска группы микроспутников и количество вредных выбросов в окружающую сферу, так как малая ракета-носитель будет иметь топливные баки меньших размеров.

Одной из важных задач обеспечения качественной работы группы малых КА является обеспечение точной взаимной навигации между спутниками, особенно на малых расстояниях. Для решения этой задачи необходимо осуществить разработку алгоритмов управления и методов управления относительным положением малого спутника в пространстве.

Исходя из вышеизложенного, целью настоящей работы является исследование метода, обеспечивающего определение параметров взаимной пространственной ориентации группы микроспутников с использованием оптической системы. Проведенное исследование позволит оценить практическую пользу использования группы малых спутников вместо классических КА, определить направление для дальнейшего изучения темы.

В настоящей работе используется учебно-демонстрационный стенд, разработанный автором настоящей работы под руководством доцента кафедры Аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов (№ 11) ФГАОУ ВО ГУАП В. В. Перлюка. Стенд предназначен для исследования метода определения взаимной пространственной ориентации и управления группы малых спутников и позволит в будущем наглядно продемонстрировать работу метода.

1 Методы относительной навигации и технологии технического зрения

1.1 Определение космических аппаратов, классификация, тенденции развития

Космический аппарат (КА) – это техническое устройство, используемое для выполнения разнообразных задач в космическом пространстве.

В настоящее время существует огромное количество космических аппаратов, выполняющих самые разнообразные задачи. Для унификации и упрощения разработки и производства космических аппаратов их необходимо классифицировать. Это позволяет решать однотипные задачи для различных КА.

Классификация космических аппаратов возможна по множеству параметров [1]:

- назначение;
- конструктивные признаки;
- тип исполнения;
- способ наблюдения;
- общая масса;
- аэродинамическая схема;
- тип двигательной установки;
- наличие экипажа;
- тип управления;
- вид связи с наземной базой;
- возможность возвращения на Землю;
- наличие систем ориентации.

В настоящий момент принята следующая классификация КА по массе [2]:

- малые КА верхнего массового диапазона (100-500 кг);

- микроспутник (10-100 кг);
- наноспутник (1-10 кг);
- пикоспутник (0.1-1 кг);
- фемтоспутник (10-100 г).

В настоящей работе рассматривается возможность применения малых космических аппаратов. Для уменьшения стоимости запуска желательно использовать спутники как можно меньшего размера и массы. Однако чрезмерное уменьшение массогабаритных характеристик одного космического аппарата недопустимо по следующим причинам:

- невозможность установки крупногабаритной радиоаппаратуры с направленной антенной, что приводит к уменьшению площади покрытия спутником земной поверхности и необходимости позиционирования направленной антенны с большой точностью;

- появление трудностей установки реактивных двигателей и топливных баков;

- необходимость использования средств связи между спутниками без направленных антенн (Wi-Fi, Bluetooth и др.), что накладывает ограничение на максимальное расстояние между спутниками.

Наилучшим решением является использование микроспутников и наноспутников, так как они имеют относительно небольшой вес, но при этом позволяют разместить необходимые бортовые системы.

Интерес к малым космическим аппаратам в последнее время увеличивается, и эта тенденция в будущем, скорее всего, сохранится. Для выполнения исследовательских миссий и государственных проектов используются крупные космические аппараты. Однако в связи с развитием технологий и производственных процессов появляется возможность создавать малые космические аппараты.

Уменьшение размеров спутника и, следовательно, стоимости его запуска, позволяет высшим учебным заведениям, колледжам, школам и даже

частным лицам реализовывать свои проекты. Например, оператор Spaceflight предлагает возможность вывести на низкую околоземную орбиту спутник весом 50 кг за 1,750 тыс. \$. Запуск наноспутника формата 3U обойдётся в 295 тыс. \$ [3].

1.2 Методы управления относительной ориентацией и навигацией

Существует несколько основных методов, применяемых для решения данной задачи: оптический, радиотехнический, лазерный, метод спутниковой навигации (GPS, ГЛОНАСС).

Радиотехнический метод. Этот метод позволяет определять параметры движения с помощью отражённых радиосигналов. Передатчик излучает зондирующий электромагнитный сигнал в заданном направлении, приёмник принимает сначала зондирующий сигнал, затем отражённый [4].

Преимущества использования данного метода:

- простота конструкции;
- низкая стоимость;
- обработка небольшого количества сигналов;
- автономность;
- быстрое действие.

Недостатки метода:

- значительно меньшая точность в сравнении с остальными методами;
- необходимость непрерывной калибровки;
- ограничения с точки зрения «перекрёстных следов» (этот эффект как правило вызван переотражением радиосигнала от других объектов).

Лазерный метод. Этот метод позволяет определить параметры движения с помощью отражённых лазерных лучей. Лазерный луч направляется на спутник, принимается отражённый сигнал [5].

Преимущества использования данного метода:

- автономность;

- быстроедействие;
- высокая точность определения расстояния и скорости движения объекта;
- простота.

Недостатки метода:

- необходимость установки отражателей на находящийся на большом расстоянии объект;
- трудность улавливания отражённого луча;
- трудность определения угловой ориентации объекта.

Метод спутниковой навигации. Он заключается в использовании спутников глобальной навигационной спутниковой системы для решения задач взаимной ориентации и навигации и в настоящее время является основным [6, 7].

Преимущества использования данного метода:

- высокая точность позиционирования;
- большое количество спутников на орбите;
- наличие наиболее развитых и перспективных, в сравнении с другими методами, технологий.

Недостатки метода:

- быстрая смена состава используемых навигационных спутников в связи с высокой скоростью движения МКА;
- ограничения СНС (бортовое оборудование данной системы в большинстве случаев настроено для использования на поверхности Земли и на малых высотах, поэтому не учтены высокая скорость движения спутника, влияние космического излучения и прочие факторы);
- требования Национального Космического Агентства, не позволяющие изменять программное обеспечение бортового оборудования GPS для адаптации его работы в условиях полёта на орбите.

Оптический метод. Метод заключается в фиксации характерных признаков на изображении, полученном с помощью камеры, и последующей их обработке с целью получения навигационной информации [8].

Преимущества использования данного метода:

- точность фиксации характерных признаков;
- соответствие естественному представлению человека о характерных признаках объектов или сцены;
- автономность;
- высокая точность измерений на малых расстояниях.

Недостатки метода:

- необходимость использования специальных алгоритмов обработки изображения;
- высокие требования к объёму памяти для хранения обрабатываемых изображений и полученных по характерным признакам описаний реальности;
- высокие требования к быстродействию вычислительного устройства для обработки изображений при движении с высокими линейными и угловыми скоростями;
- значительное уменьшение точности при увеличении расстояния.

1.3 Примеры использования перечисленных выше методов

В качестве примеров использования группы микроспутников можно привести миссии CanX 4,5 и 3CSat.

CanX-4 и CanX-5 (Canadian Advanced Nanospace eXperiments) – проект запуска пары одинаковых спутников весом по 15 кг каждый, который был реализован в 2008 году. В цели миссии входили демонстрация возможности совместного полёта малых спутников и поддержание совместной конфигурации пары. Для определения взаимного расположения использовался дифференциальный фазовый метод GPS [9].

3CSat (Three Corner Satellite) – проект, созданный студентами трёх университетов (Arizona State University (ASU), Colorado University (CU), New Mexico State University (NMSU)). Миссия включала в себя задачи стереоскопической фотосъёмки, полёта в формации. Масса каждого спутника – 15 кг. Спутники производили фотосъёмку и обменивались информацией с помощью виртуальной информационной сети, что позволяло отдельным аппаратам и формации в целом вносить поправки в своё положение [10].

LISA (Laser Interferometer Space Antenna) – совместный проект NASA и ESA, задача которого – регистрация гравитационных волн от удалённых объектов вроде чёрных дыр в центрах галактик. Предполагается скоординированный полёт группы из трёх спутников в виде равностороннего треугольника. Для сверхточного определения расстояний и скоростей спутников применяется метод лазерной интерферометрии. Лазерные лучи, выпущенные двумя аппаратами с одинаковой фазой, интерферируют друг с другом. Из-за влияния эффекта Доплера фаза принимаемого лазерного луча отличается от фазы испускаемого, что позволяет с большой точностью вычислять относительную скорость спутников [11].

Для решения задачи взаимной навигации обычно используются сразу несколько методов, так как они дополняют друг друга. Основным методом является использование спутниковых навигационных систем. При быстрых орбитальных манёврах и во избежание столкновений применяется радиотехнический метод. Для управления на малых расстояниях целесообразнее использовать оптический метод.

Исходя из вышеописанного, целью настоящей работы было выбрано исследование оптического метода для обеспечения точности определения параметров взаимной пространственной ориентации группы микроспутников с помощью учебно-демонстрационного стенда, так как данный метод отличается высокой точностью измерений на малом расстоянии и автономностью.

1.4 Определения и библиотеки технического зрения и машинного обучения

Для реализации рассматриваемой в настоящей работе оптической системы взаимной ориентации и навигации необходимо написать программное обеспечение для обработки потока изображений, получаемых с помощью камеры. На данном этапе ПО должно удовлетворять следующим требованиям: запускаться на операционной системе Windows 7 и выше, обеспечивать частоту обработки изображения не менее одного раза в секунду, иметь достаточно простой и интуитивно понятный интерфейс для упрощения процессов обучения и модернизации стенда.

В настоящее время существует большое количество готовых библиотек для обработки изображений. В их основе лежит использование двух технологий: технического зрения и машинного обучения.

Техническое зрение (компьютерное зрение) – теория и технология создания машин, которые могут производить обнаружение, отслеживание и классификацию объектов.

Машинное обучение – обширный подраздел искусственного интеллекта, изучающий методы построения алгоритмов, способных обучаться.

Для решения задачи обработки изображения в случае использования технического зрения необходимо задать характерные признаки искомого объекта (например, цвет, форма, размер). В случае использования машинного обучения необходимо обучить нейронную сеть распознавать требуемые объекты на примере большого количества изображений, при этом требуется некоторое количество времени на обучение и нельзя однозначно задать характерные признаки искомого объекта, однако нейронная сеть имеет возможность распознать этот объект в необычных или непредусмотренных условиях.

Наиболее популярными и развитыми на данный момент являются следующие продукты.

1) OpenCV – библиотека программного обеспечения для компьютерного зрения и машинного обучения с открытым исходным кодом. Содержит более 2,5 тысяч оптимизированных алгоритмов (как классических, так и современных). Поддерживает языки программирования MATLAB, C++, Python, Java. Поддерживает операционные системы Windows, Linux, Android, Mac OS.

2) Caffe – среда для глубокого обучения нейронных сетей. Поддерживает множество типов машинного обучения, предназначенных в первую очередь для обработки изображений. Позволяет использовать готовые промышленные конфигурации нейронных сетей, прошедшие испытания. Является открытым программным обеспечением, распространяемым под лицензией BSD license. Среда написана на языке C++, также поддерживает интерфейс на языке Python.

3) Scikit learn – библиотека программного обеспечения для машинного обучения. Поддерживает интерфейс языка программирования Python. Библиотека изначально была проектом компании Google, однако 1 февраля 2010 года стала проектом с открытым исходным кодом. С 2012 года являлась одной из самых популярных библиотек машинного обучения на платформе GitHub.

4) CatBoost – библиотека, реализующая алгоритм построения моделей машинного обучения на основе схемы градиентного бустинга. Разработана компанией Яндекс, является проектом с открытым исходным кодом и открытой лицензией Apache 2.0. Поддерживает интерфейсы языков программирования Python, R. Коммерчески используется в интернет-сервисах компании Яндекс, для решения задач промышленности (например, оптимизация расхода сырья).

5) TensorFlow – платформа для машинного обучения с открытым исходным кодом. Содержит большое количество инструментов, библиотек, имеет развитое сообщество пользователей. Разработана компанией Google для обработки изображений, в 2015 году была переведена в свободный

доступ с открытой лицензией Apache 2.0. Поддерживает языки программирования Python, R, C Sharp, C++, Haskell, Java, Go, Swift.

б) NI Vision Development – модуль, позволяющий создавать программное обеспечение для приложений машинного зрения и обработки изображений. Разработан компанией National Instruments. Включает в себя большое количество алгоритмов обработки изображений. Используется совместно с графической средой программирования NI LabVIEW, применяется в том числе для систем реального времени. Имеет программное обеспечение для работы с процессорами и ПЛИС. Способен использовать модели глубокого машинного обучения, разработанные в TensorFlow.

На основании представленной выше информации можно сделать вывод, что в настоящее время очень популярно использование нейронных сетей для обработки изображений. Это связано с развитием технологий машинного обучения, созданием и внедрением высокопроизводительных алгоритмов машинного обучения.

Для обработки изображений выбрана библиотека технического зрения OpenCV. Она достаточно проста в освоении, содержит большое количество алгоритмов, имеет открытый исходный код.

2 Описание стенда и методики проведения измерений

2.1 Обоснование применения ИК диодов в качестве характерных признаков «ведомого» спутника

Для исследования оптического метода взаимной навигации и ориентации малых космических аппаратов в группе используется учебно-демонстрационный стенд, разработанный автором настоящей работы совместно с руководителем, кандидатом технических наук, доцентом кафедры Аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов (№ 11) ФГАОУ ВО ГУАП В. В. Перлюком.

При использовании оптического метода для решения задачи относительной пространственной ориентации малых космических аппаратов осуществляется фотографирование «ведомого» спутника (космического аппарата, которым осуществляется управление). Выявляются характерные признаки, которыми обладает «ведомый» спутник, и рассчитывается его положение относительно камеры. Характерными признаками для распознавания спутника на орбите выбраны изображения инфракрасных диодов (ИК диодов), расположенных на грани куба около вершин.

Выбор инфракрасных диодов в качестве меток обусловлен следующими особенностями.

1) В качестве идентификации изображения можно использовать метки в виде двух горизонтальных и двух вертикальных прямых, составленных светодиодами и являющихся крайними на грани макета спутника [12]. На основе полученных данных определяется положение макета в пространстве. Таким образом была достигнута высокая точность определения расстояния (погрешность около 10 мм на расстоянии до 15 м), однако точность определения углов пространственной ориентации оказалась низкой. Также на большом расстоянии светодиоды на изображении сливались в одно пятно. Для решения данных проблемы предлагается использовать одиночные светодиоды.

2) Излучение ИК диодов находится за пределами видимой части спектра, что упрощает их выделение на изображении. Также в инфракрасной части спектра ухудшается видимость красных звёзд, значительно ухудшается видимость голубых и жёлтых звёзд. Благодаря этому уменьшается количество помех, облегчается обработка изображения. Однако в то же время увеличивается прозрачность межзвёздной среды, из-за чего становятся видны новые объекты, такие как далёкие звёзды, пылевые скопления [14]. Отображения этих объектов на полученном изображении являются помехами, которые нуждаются в фильтрации. Также необходимо учитывать влияние Солнца как мощного источника ИК излучения.

2.2 Описание структуры стенда

Учебно-демонстрационный стенд для управления пространственной ориентацией микроспутников в группе включает в себя следующие элементы:

- камера;
- макет спутника формата Cubesat (Cubesat - тип миниатюрных спутников, имеющий форму куба и размеры 10*10*10 см), состоящий из следующих элементов:

- 1) бортовая вычислительная машина с установленной программой (микроконтроллер Arduino Uno), обеспечивающая управление элементами макета;

- 2) сервомашинки, позволяющие изменять положение макета в пространстве;

- 3) датчик начального положения макета (часть программы, содержащая управляющие сигналы, позволяющие выставить сервомашинки в заданное начальное положение);

- 4) ИК диоды, расположенные на каждой боковой грани макета группами по 4 единицы (находятся около вершин куба на двух

противоположных гранях и около середин рёбер на двух других гранях).

– Компьютер с установленным программным обеспечением, включающим в себя следующие подпрограммы:

1) подпрограмма обработки изображения, получаемого с помощью камеры (фильтрация помех, определение координат положения ИК диодов на изображении);

2) подпрограмма, определяющая положение макета спутника относительно камеры в данный момент времени;

3) блок задачи требуемых параметров;

4) подпрограмма, вычисляющая параметры движения (линейные и угловые скорости, отклонения от заданного положения и др.).

Структурная схема стенда, на которой отображены основные элементы и передаваемые между ними данные, приведена на рисунке 1.

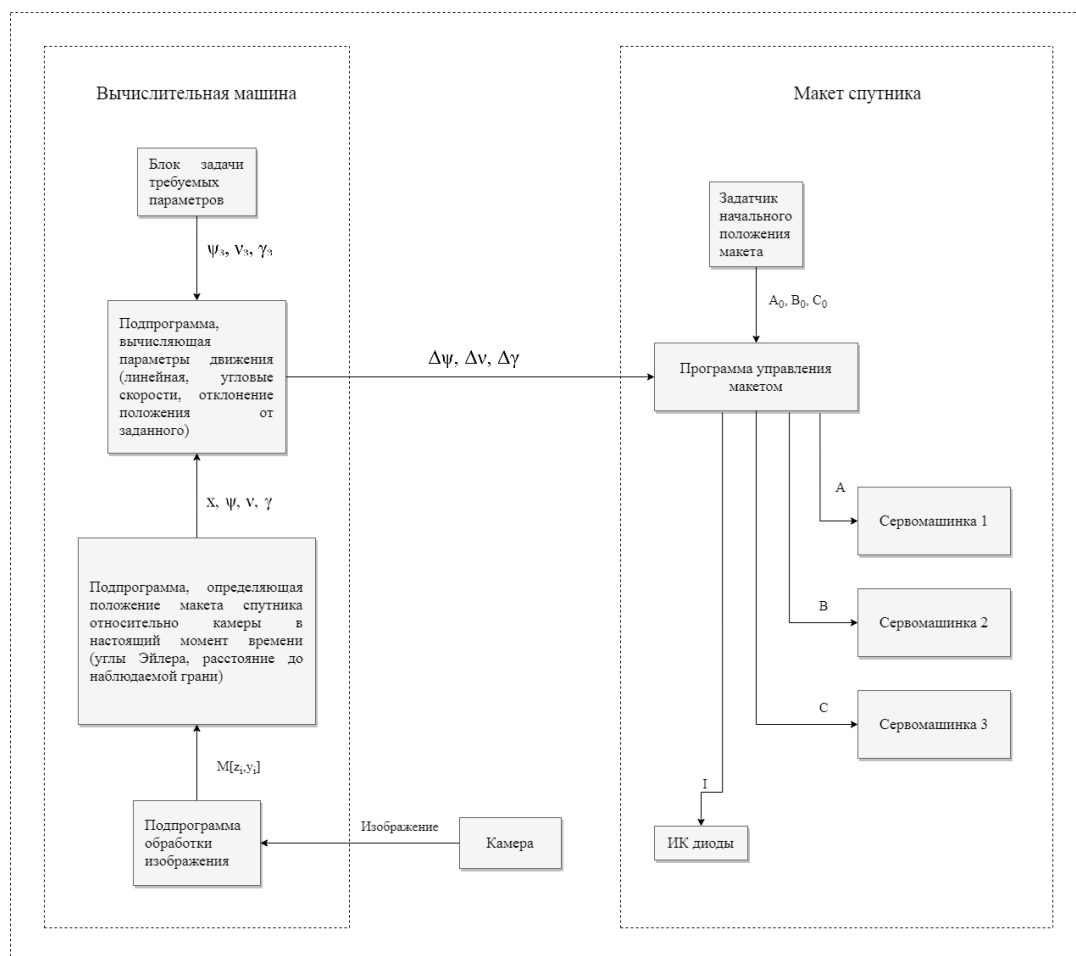


Рисунок 1 – Структурная схема стенда для проведения исследований

Основные связующие элементы в структурной схеме имеют следующие обозначения:

- массив, содержащий координаты положения изображений ИК диодов на изображении $M[x_i, y_i]$;
- расстояние до макета спутника x ;
- углы Эйлера ψ, ν, γ ;
- заданные значения углов Эйлера ψ_3, ν_3, γ_3 ;
- отклонения реальных значений углов Эйлера от заданных $\Delta\psi, \Delta\nu, \Delta\gamma$;
- сигналы, управляющие сервомашинками A, B, C ;
- заданные начальные положения сервомашинки A_0, B_0, C_0 ;
- сигнал, управляющий ИК диодами (вкл/выкл) I .

2.3 Описание работы стенда

Функционирование стенда осуществляется следующим образом.

1) Задаются начальные значения сервомашинки и требуемые значения углов Эйлера, при этом ИК диоды включаются на выбранной грани макета спутника.

2) С помощью камеры производится фотографирование макета.

3) Полученное с помощью камеры изображение обрабатывается путем фильтрации помех и определения координат ИК диодов на изображении.

4) Вычисляется положение макета спутника относительно камеры в текущий момент времени, определяются углы Эйлера и расстояние до макета.

5) Рассчитываются параметры движения макета: угловые и линейные скорости, отклонение реальных значений углов Эйлера от заданных.

6) На основании полученных данных об отклонении углов Эйлера бортовая вычислительная машина формирует сигналы, управляющие сервомашинками для изменения положения макета в пространстве.

7) Повторение пунктов 2)-6) осуществляется до тех пор, пока макет не займёт требуемое положение.

8) Положение макета измеряется с помощью инструментов высокой точности (угломер, линейка), определяются ошибки измерений с помощью системы технического зрения.

3 Описание используемой математической модели

3.1 Определение зависимости расстояния между объектом и камерой от размера объекта на изображении

Для определения положения макета относительно камеры используется связанная со спутником система координат. При проведении измерения с помощью системы технического зрения определяются координаты диодов y , z . Эти координаты выражены в пикселях и соответствуют положению центра соответствующего светодиода. Так как изображение двумерное, то определить третью координату с помощью камеры напрямую не представляется возможным. Направление осей координат представлено на рисунке 2.

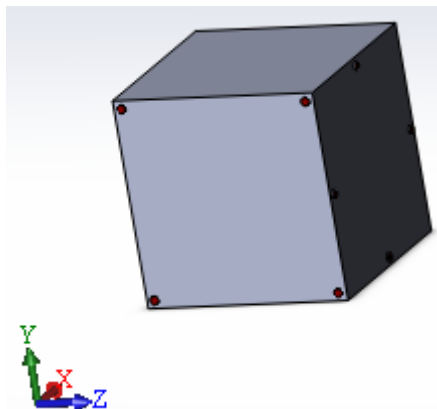


Рисунок 2 – Направление координатных осей при наблюдении грани макета

Принцип определения расстояния от камеры до объекта с помощью системы технического зрения включает в себя следующие элементы.

1) Определение линейных размеров используемого объекта. Принимается упрощение, что объект может изменять лишь расстояние до камеры, сохраняя ориентацию относительно связанной с камерой системы координат. Это позволяет на данном этапе не учитывать угловые движения объекта.

2) Расположение объекта на заданном расстоянии от камеры. В дальнейшем это расстояние будет называться калибровочным. Определение размера объекта на изображении, выраженного в пикселях. Этот размер

функционально зависит от расстояния между объектом и камерой (чем дальше расположен объект, тем меньше его изображение).

3) Расчёт коэффициентов пропорциональности по формулам, представленным ниже.

4) Объект располагается на произвольном расстоянии от камеры. Таким образом, изменяется его размер на изображении, выраженный в пикселях. Так как это изменение размера пропорционально изменению расстояния от объекта до камеры, коэффициенты пропорциональности определены в пункте 2, то возможно рассчитать расстояние от камеры до объекта в момент проведения измерения.

Принцип определения расстояния до объекта с помощью системы технического зрения [14] приведён на примере рисунка 3.

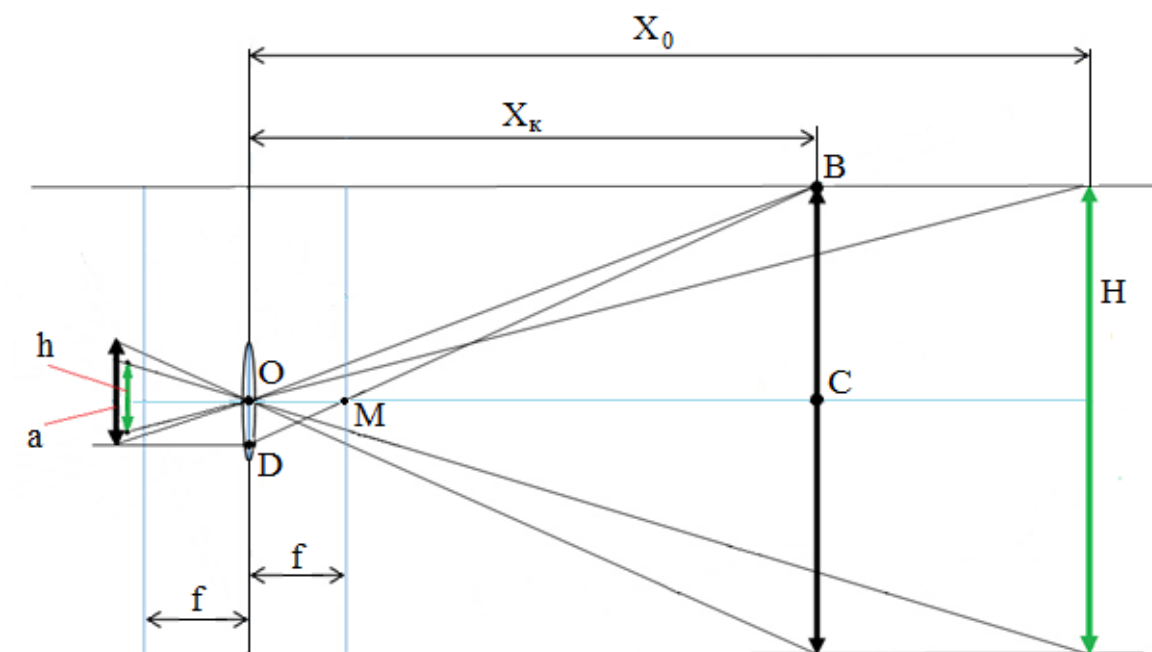


Рисунок 3 – Описание принципа проведения измерения

Условные обозначения, применённые на рисунке 3:

- фокусное расстояние линзы объектива f ;
- известное значение параметра отслеживаемого спутника (расстояние между диодами, находящимися вблизи вершин куба около одного ребра) H ;
- значение расстояния между двумя ИК диодами на изображении спутника при калибровке a (измеряется в пикселях);

- значение расстояния между двумя ИК диодами на изображении спутника при измерении h (измеряется в пикселях);
- установленное значение расстояния до объекта, на котором проводится калибровка X_k ;
- значение расстояния до объекта при измерении X_0 ;
- точки M, D, O, C, B .

Для применения рассматриваемого метода требуется калибровка. Макет устанавливается перед камерой перпендикулярно плоскости OX на заданном расстоянии калибровки. Линейные размеры макета пропорциональны его размерам на изображении, выраженным в пикселях. Известно также значение величины H .

Треугольник MOD подобен треугольнику MCB по двум углам. Тогда используется соотношение (1):

$$\frac{H}{k \cdot a} = \frac{X_k - f}{f}, \quad (1)$$

где k – коэффициент пропорциональности, имеющий размерность м/пиксель.

Из уравнения (1) коэффициент k определяется выражением (2):

$$k = \frac{f \cdot H}{(X_k - f) a}. \quad (2)$$

Расстояние от камеры до макета X_0 определяется по формуле (3):

$$X_0 = \frac{f}{k} \cdot \frac{H}{h}. \quad (3)$$

После упрощения выражения (3) с учётом выражения (2) получается выражение (4):

$$X_0 = (X_k - f) \cdot \frac{a}{h}. \quad (4)$$

Так как $X_0 \gg f$, то используется упрощённая формула (5):

$$X_0 = X_k \cdot \frac{a}{h}. \quad (5)$$

3.2 Математическая модель определения координат ИК диодов в пространстве

При проведении измерений макет спутника находится в произвольном положении. Размер соединяющего два ИК диода и имеющего заданную длину H отрезка на изображении зависит не только от расстояния между камерой и макетом, но и от углов ориентации макета. По этой причине для определения расстояния между камерой и макетом необходимо использовать координаты минимум трёх точек, так как именно такое их количество является минимально необходимым для определения уравнения плоскости, в которой лежит рассматриваемая грань. В дальнейшем это позволит определить углы ориентации.

При изменении ориентации макета спутника относительно камеры на изображении возникают нелинейные искажения. Отрезки, расположенные дальше от объектива, имеют на изображении меньшую длину. Также искажаются углы. Наиболее острый угол четырёхугольника на изображении будет соответствовать прямому углу наблюдаемой грани около наиболее удалённого ИК диода. Однако так как изменение расстояния от камеры до любой пары ИК диодов при вращении макета намного меньше расстояния от макета до камеры, то эти искажения практически незаметны, поэтому не учитываются. С одной стороны, это упрощает математическую модель и вычисления. С другой стороны, таким образом теряется возможность определить направление угла поворота макета (по направлению движения часовой стрелки или против относительно соответствующей оси).

Для описания последующих вычислений вводятся следующие условные обозначения:

- выраженные в пикселях координаты i -й точки на изображении x_i, y_i, z_i ;
- выраженные в метрах координаты i -й точки относительно камеры X_i, Y_i, Z_i .

Каждый ИК диод и центр грани имеют на изображении свои координаты, которые легко определить. Так как получаемое с помощью камеры изображение двумерное, то координаты x_i принимаются равными нулю. Схематичное изображение рассматриваемой грани макета, находящегося на калибровочном расстоянии, приведено на рисунке 4.

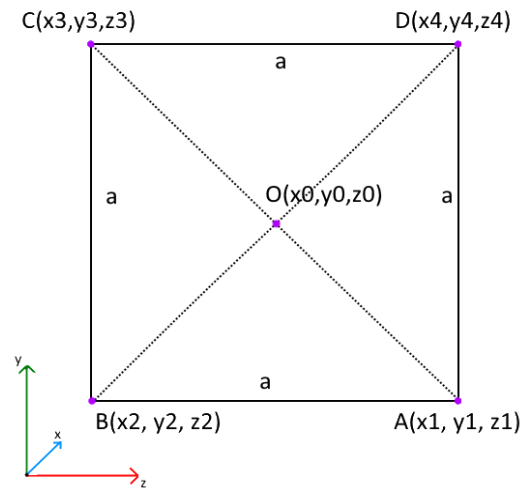


Рисунок 4 – Схема изображения грани макета.

Для проведения расчетов используются координаты трёх точек: А, В, О. Так как выполняется пространственная теорема Пифагора, то длины отрезков ОА, ОВ, АВ определяются системой уравнений (6):

$$\begin{cases} OA^2 = (X_0 - X_1)^2 + (Y_0 - Y_1)^2 + (Z_0 - Z_1)^2 \\ OB^2 = (X_0 - X_2)^2 + (Y_0 - Y_2)^2 + (Z_0 - Z_2)^2 \\ AB^2 = (X_2 - X_1)^2 + (Y_2 - Y_1)^2 + (Z_2 - Z_1)^2 \end{cases} \quad (6)$$

В то же время длины отрезков ОА, ОВ, АВ зависят от положения ИК диодов на боковой грани и имеют заданные значения (7).

$$\begin{cases} OA = H \frac{\sqrt{2}}{2} \\ OB = H \frac{\sqrt{2}}{2} \\ AB = H \end{cases} \quad (7)$$

Размеры объектов на изображении пропорциональны реальным размерам. Коэффициент пропорциональности k_m имеет единицы измерения м/пиксель. С учётом формул (5), (6) и (7) составляется система уравнений (8):

$$\begin{cases} \left(\frac{a}{h}X_k - X_1\right)^2 + ([y_0 - y_1]k_m)^2 + ([z_0 - z_1]k_m)^2 = \frac{H^2}{2} \\ \left(\frac{a}{h}X_k - X_2\right)^2 + ([y_0 - y_2]k_m)^2 + ([z_0 - z_2]k_m)^2 = \frac{H^2}{2} \\ (X_2 - X_1)^2 + ([y_2 - y_1]k_m)^2 + ([z_2 - z_1]k_m)^2 = H^2 \end{cases} \quad (8)$$

Так как при изменении углов ориентации спутника отношение линейного перемещения ИК диодов к расстоянию между камерой и макетом пренебрежимо мало, то коэффициент пропорциональности k_m одинаков для соединяющего любые две точки отрезка на изображении. Однако он изменяется при приближении либо удалении макета (при увеличении расстояния изображение объекта уменьшается, однако его линейные размеры остаются неизменными).

Коэффициент пропорциональности определяется по формуле (9):

$$k_m = \frac{H}{h}. \quad (9)$$

Для упрощения записей вводятся условные обозначения, описываемые выражениями (10), (11), (12):

$$\Delta_1 = (y_0 - y_1)^2 + (z_0 - z_1)^2. \quad (10)$$

$$\Delta_2 = (y_0 - y_2)^2 + (z_0 - z_2)^2. \quad (11)$$

$$\Delta_3 = (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2. \quad (12)$$

С учётом выражений (9)-(12) система уравнений (8) имеет вид (13):

$$\left\{ \begin{array}{l} X_1 = \frac{a}{h} X_k \pm H \sqrt{\frac{h^2 - 2\Delta_1}{2h^2}} \\ X_2 = \frac{a}{h} X_k \pm H \sqrt{\frac{h^2 - 2\Delta_2}{2h^2}} \\ (X_1 - X_2)^2 = H^2 \left(1 - \frac{\Delta_3}{h^2}\right) \end{array} \right. \quad (13)$$

Выбор знака обусловлен тем, находится данный ИК диод дальше от камеры, чем центр наблюдаемой грани макета, или ближе. Это зависит от знаков углов ориентации. Как было указано в п. 3.2, определить знаки углов ориентации с помощью одной камеры крайне затруднительно. При решении системы уравнений (13) относительно параметра h получается выражение (14):

$$h = \frac{\sqrt{\Delta_1 + \Delta_2 + \sqrt{2\Delta_1^2 - 2\Delta_1\Delta_3 + 2\Delta_2^2 - 2\Delta_2\Delta_3 + \Delta_3^2}} + \sqrt{\Delta_1 + \Delta_2 - \sqrt{2\Delta_1^2 - 2\Delta_1\Delta_3 + 2\Delta_2^2 - 2\Delta_2\Delta_3 + \Delta_3^2}}}{-\sqrt{\Delta_1 + \Delta_2 + \sqrt{2\Delta_1^2 - 2\Delta_1\Delta_3 + 2\Delta_2^2 - 2\Delta_2\Delta_3 + \Delta_3^2}} - \sqrt{\Delta_1 + \Delta_2 - \sqrt{2\Delta_1^2 - 2\Delta_1\Delta_3 + 2\Delta_2^2 - 2\Delta_2\Delta_3 + \Delta_3^2}}}. \quad (14)$$

Так как параметр h – измеряемое в пикселях значение расстояния между двумя ИК диодами на изображении расположенного фронтально спутника, то этот параметр не может быть отрицательной величиной. Также параметр h не может быть меньше расстояния между любыми двумя ИК диодами. На основании этих утверждений делается вывод, что данный параметр определяется формулой (15):

$$h = \sqrt{\Delta_1 + \Delta_2 + \sqrt{2\Delta_1^2 - 2\Delta_1\Delta_3 + 2\Delta_2^2 - 2\Delta_2\Delta_3 + \Delta_3^2}}. \quad (15)$$

Таким образом, с учётом указанных выше допущений координаты ИК диодов в связанной с камерой системе координат можно определить с помощью системы уравнений (16):

$$\left\{ \begin{array}{l} h = \sqrt{\Delta_1 + \Delta_2 + \sqrt{2\Delta_1^2 - 2\Delta_1\Delta_3 + 2\Delta_2^2 - 2\Delta_2\Delta_3 + \Delta_3^2}} \\ X_0 = \frac{a}{h} X_k \\ X_1 = \frac{a}{h} X_k \pm H \sqrt{\frac{h^2 - 2\Delta_1}{2h^2}} \\ X_2 = \frac{a}{h} X_k \pm H \sqrt{\frac{h^2 - 2\Delta_2}{2h^2}} \\ X_3 = -X_1 \\ X_4 = -X_2 \\ Y_i = y_i \frac{H}{h} \\ Z_i = z_i \frac{H}{h} \end{array} \right. \quad (16)$$

На основании анализа выражения (16) и учёта описанных в пункте 3.2 факторов и принятых допущений сделаны выводы о достоинствах и недостатках рассмотренной математической модели.

Достоинства математической модели.

1) Простота и малое количество вычислений. Это позволяет понизить требования к вычислительной машине, проводить вычисления с большей частотой.

2) Возможность однозначного определения модулей значений углов ориентации.

3) Возможность определения положения объекта наблюдения в трёхмерном пространстве на основе данных, полученных по двумерному изображению.

Недостатки математической модели.

1) Сложность определения знаков углов ориентации. Это вызвано малой заметностью нелинейных искажений изображения при вращении макета. Причина данного явления была рассмотрена в п. 3.2. Указанный недостаток может быть устранён при помощи использования двух камер. Однако при этом усложнится математическая модель и увеличится сложность вычислений, что приведёт к повышению требований к ЭВМ и увеличению стоимости системы.

2) Параметр h определяется как максимальное значение расстояния между инфракрасными диодами, расположенными вдоль одного ребра. Это позволяет достаточно точно определять пространственное положение макета, если рассматриваемая грань расположена перпендикулярно оси OX или повернута в один момент времени относительно только одной из осей OY , OZ . Однако при повороте одновременно относительно двух этих осей возникает неопределённость следующего рода: становится невозможным определить с помощью одной камеры, как именно расположен макет - на большем расстоянии при малых значениях углов Эйлера или наоборот, на меньшем расстоянии при больших значениях углов Эйлера. Этот недостаток может быть компенсирован при помощи использования двух камер (последствия применения этого решения рассмотрены в предыдущем пункте). Также возможно применение дополнительного метода для определения расстояния от камеры до макета (например, радиотехнического или лазерного). Этот вариант проще реализуется, однако качество работы системы в значительной мере зависит от точности определения расстояния от камеры до макета.

3.3 Математическая модель измерения углов Эйлера

В качестве параметров угловой ориентации макета используются углы между вектором, нормальным к плоскости рассматриваемой грани макета, и соответствующими осями координат. Таким образом, для определения параметров угловой ориентации необходимо найти координаты этого вектора. С помощью этих координат также задаётся уравнение плоскости, в которой находится рассматриваемая грань макета. Это уравнение определяется по выражению (17):

$$\begin{pmatrix} X_0 & Y_0 & Z_0 \\ X_1 & Y_1 & Z_1 \\ X_2 & Y_2 & Z_2 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix}, \quad (17)$$

где l, m, n – координаты вектора, перпендикулярного плоскости грани.

Этот вектор обозначен как вектор V и имеет следующий вид (18).

$$V = \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix}. \quad (18)$$

Координаты вектора V определяются по формуле (19).

$$V = \begin{pmatrix} X_0 & Y_0 & Z_0 \\ X_1 & Y_1 & Z_1 \\ X_2 & Y_2 & Z_2 \end{pmatrix}^{-1} \times \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix}, \quad (19)$$

Для удобства и упрощения вычислений вектор V можно нормировать (привести к виду единичного вектора) согласно формуле (20).

$$V_{\text{norm}} = \begin{pmatrix} \frac{l}{\sqrt{l^2+m^2+n^2}} \\ \frac{m}{\sqrt{l^2+m^2+n^2}} \\ \frac{n}{\sqrt{l^2+m^2+n^2}} \end{pmatrix}, \quad (20)$$

где V_{norm} – единичный вектор, перпендикулярный плоскости рассматриваемой грани.

В этом случае углы Эйлера определяются согласно выражению (21).

$$\begin{cases} \psi = \arcsin\left(\frac{m}{\sqrt{m^2+n^2}}\right) \\ \vartheta = \arcsin\left(\frac{m}{\sqrt{l^2+m^2}}\right) \\ \gamma = \arcsin\left(\frac{n}{\sqrt{l^2+n^2}}\right) \end{cases} \quad (21)$$

Координаты центра макета определяются согласно формуле (22):

$$\begin{cases} X_5 = X_0 + \frac{H}{2} V_{norm}[0] \\ Y_5 = Y_0 + \frac{H}{2} V_{norm}[1] \\ Z_5 = Z_0 + \frac{H}{2} V_{norm}[2] \end{cases} \quad (22)$$

3.4 Оценка погрешностей измерений

3.4.1 Оценка требуемых точностных характеристик

Перед тем, как оценить требуемые точностные характеристики, необходимо изучить условия, в которых функционируют малые космические аппараты.

Из-за малых размеров и веса, а также ограничений на мощность излучения узконаправленной антенны, наиболее вероятно применение таких космических аппаратов на высотах 300-500 км. Первая космическая скорость для этих высот составляет 7,6-7,7 км/с. Однако спутники будут двигаться на орбите в составе единой группы, поэтому их скорость относительно друг друга будет составлять единицы и десятки метров в секунду.

При движении спутников в составе единой формации необходимо обеспечить высокую точность определения углов Эйлера «ведомых» космических аппаратов. Это связано с необходимостью точно позиционировать узконаправленную антенну и научные измерительные приборы. Также необходимо обеспечить высокую точность измерения скоростных параметров и дистанции между спутниками для избегания столкновений КА и обеспечения оптимальных условий функционирования измерительных приборов.

Требуемый уровень точности определения параметров движения зависит от множества факторов и ограничений, связанных с возможностями и требованиями установленного оборудования (измерительного, коммуникационного, двигательных установок, системы энергоснабжения и другого). В общем случае параметры движения спутников оцениваются следующими значениями:

- дистанция между спутниками – до 30 метров (ограничивается дальностью стабильной и надёжной связи, обеспечиваемой с помощью передатчиков с всенаправленной антенной);

- скорость спутников относительно друг друга – 0-15 м/с (ограничивается малыми размерами спутников и необходимостью использовать маломощные двигательные установки с малым запасом топлива);

- угловая скорость – 0-1 рад/с (ограничивается характеристиками применяемых на аппаратах маховиков, такими как максимальная угловая скорость вращения инертной массы маховика, мощность электродвигателя).

При представленных выше значениях параметров движения космических аппаратов требуемые точностные характеристики оцениваются следующим образом:

- точность определения дистанции $\sigma_{x_0} = 0,1$ м;

- точность определения скорости $\sigma_v = 0,3$ м/с при дистанции 0-10 м, $\sigma_v = 3$ м/с при дистанции 10-100 м;
- точность определения угловой ориентации $\sigma_\alpha = 1,5^\circ$.

3.4.2 Оценка погрешности измерения расстояния между камерой и макетом при фронтальном расположении макета

Для определения эффективности рассматриваемого в настоящей работе метода необходимо провести оценку возможных погрешностей. Это особенно важно для достижения поставленной цели работы.

Так как при проведении измерений определяются координаты точек на изображении, то ошибка определения координат для каждой точки является дискретной величиной и составляет ± 1 пиксель по каждой из координат.

В частном случае, когда макет расположен фронтально камере (наблюдаемая грань макета находится строго перпендикулярно оси ОХ), погрешность определения расстояния между камерой и макетом зависит от следующих величин:

- погрешность определения параметра h (зависит от суммы погрешностей измерения координат ИК диодов, расположенных около одного ребра, ошибка $\Delta h = \pm 1$ пиксель).
- погрешность определения при калибровке параметра a (появляется по тем же причинам, ошибка $\Delta a = \pm 1$ пиксель).
- ошибка установки калибровочного расстояния ΔX_k (возникает из-за отклонения величины реального калибровочного расстояния от заданного значения при проведении калибровки).

Погрешность определения расстояния между макетом и камерой с учётом указанных выше факторов определяется формулой (23):

$$\Delta X_0 = \left| X_k \frac{a}{b} - (X_k + \Delta X_k) \frac{a + \Delta a}{b + \Delta b} \right|. \quad (23)$$

3.4.3 Оценка погрешности измерения угла поворота макета относительно одной из осей координат

Ошибка измерения угла зависит от ошибки измерения координат ИК диодов на изображении, которая составляет ± 1 пиксель по каждой из координат.

Для рассматриваемого в настоящей работе стенда максимальный угол поворота макета относительно каждой из осей составляет 45 градусов. Это обусловлено той причиной, что макет имеет форму куба. При его повороте относительно одной из осей на угол более 45 градусов проявляется свойство симметрии куба. Либо большую часть изображения занимает соседняя грань (при повороте относительно осей OY , OZ), либо поворот на этот угол эквивалентен повороту на угол, меньший на 90 градусов (при повороте относительно оси OX).

Рассматривается случай поворота макета относительно оси OZ на угол φ . При повороте относительно других осей координат вычисления эквивалентны. Координаты центра рассматриваемой грани макета имеют значение $O[X_0, 0, 0]$.

Причины возникновения ошибки определения угла поворота макета следующие:

- погрешность определения координат (для i -го ИК диода $\Delta y_i = \pm 1$ пиксель, $\Delta z_i = \pm 1$ пиксель);
- погрешность определения при калибровочном измерении параметра a ($\Delta a = \pm 1$ пиксель);
- ошибка установки расстояния калибровки ΔX_k (возникает из-за отклонения величины реального калибровочного расстояния от заданного значения при проведении калибровки).

Для определения ошибки оценки угла необходимо решить матричное уравнение (21) с учётом влияния рассмотренных выше ошибок и

выражения (23). Полученный вектор обозначен как V_v и определяется из выражения (24):

$$V_g = \begin{pmatrix} X_0 + \Delta X_0 & Y_0 & Z_0 \\ X_1 + \Delta X_1 & (y_1 + \Delta y_1) \frac{H}{h} & (z_1 + \Delta z_1) \frac{H}{h} \\ X_2 + \Delta X_2 & (y_2 + \Delta y_2) \frac{H}{h} & (z_2 + \Delta z_2) \frac{H}{h} \end{pmatrix}^{-1} \times \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix}. \quad (24)$$

Вектор V_v имеет вид (25):

$$V_g = \begin{pmatrix} l_g \\ m_g \\ n_g \end{pmatrix}. \quad (25)$$

Погрешность оценки угла ψ с учётом выражений (18), (21), (25) определяется по формуле:

$$\Delta \vartheta = \arcsin \left(\frac{m}{\sqrt{l^2 + m^2}} \right) - \arcsin \left(\frac{m_g}{\sqrt{l_g^2 + m_g^2}} \right). \quad (26)$$

3.4.4 Оценка погрешности определения углов Эйлера при измерении расстояния до макета с помощью дополнительного метода

При повороте макета одновременно относительно осей OY и OZ возникает неопределённость: становится невозможным определить с помощью одной камеры, как именно расположен макет - на большем расстоянии при малых значениях углов Эйлера или на меньшем расстоянии при больших значениях углов Эйлера. Этот недостаток может быть компенсирован путём применения дополнительного метода для определения расстояния от камеры до макета (например, радиотехнического). Однако в этом случае на погрешность определения углов Эйлера оказывает значительное влияние точность определения расстояния между камерой и макетом.

Для оценки этой погрешности необходимо установить зависимость между ошибкой определения параметра h и ошибкой определения расстояния ΔX_0 с учётом выражения (5). В этом случае расстояние между камерой и макетом h_X определяется согласно формуле (27):

$$h_X = a \frac{X_k}{X_0 - \Delta X_0}. \quad (27)$$

Координаты расположения относительно камеры ИК диодов, находящихся на рассматриваемой грани, с учётом выражения (27) определяются согласно системе уравнений (28):

$$\left\{ \begin{array}{l} Xd_1 = \frac{a}{h} X_k + \Delta X_0 - H \sqrt{\frac{h_X^2 - 2\Delta_1}{2h_X^2}} \\ Xd_2 = \frac{a}{h} X_k + \Delta X_0 - H \sqrt{\frac{h_X^2 - 2\Delta_2}{2h_X^2}} \\ Y_i = y_i \frac{H}{h} \\ Z_i = z_i \frac{H}{h} \end{array} \right. \quad (28)$$

Для определения ошибки оценки угла сначала необходимо решить матричное уравнение (21) с учётом влияния появляющихся отклонений и выражения (28). Полученный вектор обозначен как V_X и определяется из выражения (29):

$$V_X = \begin{pmatrix} X_0 & Y_0 & Z_0 \\ Xd_1 & y_1 \frac{H}{h} & z_1 \frac{H}{h} \\ Xd_2 & y_2 \frac{H}{h} & z_2 \frac{H}{h} \end{pmatrix}^{-1} \times \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix}. \quad (29)$$

Вектор V_X имеет вид (30):

$$V_X = \begin{pmatrix} l_X \\ m_X \\ n_X \end{pmatrix}. \quad (30)$$

Погрешность оценки угла ν с учётом выражений (18), (29), (30) может быть определена по формуле:

$$\Delta \vartheta = \arcsin \left(\frac{m}{\sqrt{l^2 + m^2}} \right) - \arcsin \left(\frac{m_X}{\sqrt{l_X^2 + m_X^2}} \right). \quad (31)$$

3.5 Описание способа перехода между системами координат

Измерения проводятся в системе координат, связанной с камерой. Однако для обеспечения управления группой спутников, оценивающих движение друг друга относительно самих себя, необходимо перейти к общей системе координат. В центре единой системы координат находится спутник, относительно которого определяется положение каждого спутника в группе. Для решения этой задачи используются матрицы перехода [15].

Поворот макета относительно оси OX описывается матричным оператором (32):

$$A_\Psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix}. \quad (32)$$

Поворот макета относительно оси OZ описывается матричным оператором (33):

$$A_\vartheta = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta & 0 \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (33)$$

Поворот макета относительно оси OY описывается матричным оператором (34):

$$A_{\gamma} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix}. \quad (34)$$

Полная цепочка преобразований, позволяющая перейти из общей системы координат в систему координат, связанную с одним из спутников, имеет вид (35):

$$\begin{bmatrix} X_b & Y_b & Z_b \end{bmatrix} = A_{\gamma} \begin{bmatrix} X'' & Y'' & Z'' \end{bmatrix} = A_{\gamma} A_{\vartheta} \begin{bmatrix} X' & Y' & Z' \end{bmatrix} = A_{\gamma} A_{\vartheta} A_{\psi} \begin{bmatrix} X & Y & Z \end{bmatrix}. \quad (35)$$

Искомая матрица преобразования в этом случае описывается выражением (36):

$$A = A_{\gamma} A_{\vartheta} A_{\psi}. \quad (36)$$

Матрица A имеет такой вид (37):

$$A = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cdot \cos \psi & \sin \vartheta & -\cos \vartheta \cdot \sin \psi \\ \sin \gamma \cdot \sin \psi - \cos \gamma \cdot \cos \psi \cdot \sin \vartheta & \cos \gamma \cdot \cos \vartheta & \cos \gamma \cdot \sin \psi \cdot \sin \vartheta + \sin \gamma \cdot \cos \psi \\ \sin \gamma \cdot \cos \psi \cdot \sin \vartheta + \cos \gamma \cdot \sin \psi & -\sin \gamma \cdot \cos \vartheta & \cos \gamma \cdot \cos \psi - \sin \gamma \cdot \sin \psi \cdot \sin \vartheta \end{bmatrix}. \quad (37)$$

Матрица C – матрица направляющих косинусов, позволяющая перейти от системы координат, связанной с одним из спутников, к общей системе координат [16]. Она описывается выражением $C = A^{-1}$.

Так как матрицы C и A ортогональны, то матрица C имеет вид (38):

$$C = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cdot \cos \psi & \sin \gamma \cdot \sin \psi - \cos \gamma \cdot \cos \psi \cdot \sin \vartheta & \sin \gamma \cdot \cos \psi \cdot \sin \vartheta + \cos \gamma \cdot \sin \psi \\ \sin \vartheta & \cos \gamma \cdot \cos \vartheta & -\sin \gamma \cdot \cos \vartheta \\ -\cos \vartheta \cdot \sin \psi & \cos \gamma \cdot \sin \psi \cdot \sin \vartheta + \sin \gamma \cdot \cos \psi & \cos \gamma \cdot \cos \psi - \sin \gamma \cdot \sin \psi \cdot \sin \vartheta \end{bmatrix}. \quad (38)$$

4 Разработанные программы

4.1 Используемые библиотеки и рассмотренные элементы структурной схемы

Для разработки программы технического зрения было принято решение использовать библиотеку Open CV. Данная библиотека достаточно проста в изучении, содержит большое количество оптимизированных алгоритмов, имеет открытый исходный код. Для реализации вычислений, представленных в третьем разделе, используются также библиотеки NumPY, math.

NumPY – библиотека с открытым исходным кодом, разработанная для языка программирования Python. Поддерживает использование многомерных массивов, высокоуровневые математические функции для работы с этими массивами.

Math – библиотека, предоставляющая доступ к математическим функциям и константам.

Для управления макетом используется программа, написанная на языке Arduino (упрощённый адаптированный язык программирования, основанный на синтаксисе языка C).

В настоящей работе рассматривается случай определения статических характеристик относительного положения (положение макета относительно камеры в неподвижном состоянии). Для обеспечения функционирования стенда в этом случае необходимо и достаточно использовать программное обеспечение следующих элементов, представленных на структурной схеме, представленной на рисунке 1:

- подпрограмма обработки изображения;
- подпрограмма, определяющая положение макета в настоящий момент времени;
- программа управления макетом.

Эти блоки будут рассмотрены далее.

4.2 Подпрограмма обработки изображений

Данный блок содержит программу, обрабатывающую поступающее с камеры изображение и вычисляющую координаты ИК диодов. Блок-схема, демонстрирующая алгоритм работы программы, представлена в приложении А. Используется библиотека Open CV.

Работу этой программы можно разбить на представленные далее ключевые этапы.

1) Изменение цветовой модели RGB на HSV. Модель RGB основана на комбинировании трёх основных цветов (красный, зелёный, голубой). Модель HSV является нелинейным преобразованием модели RGB, основана на комбинации трёх параметров: цветовой тон (Hue), насыщенность (Saturation), яркость (Value). Она более удобна для человека. Эта модель может быть визуализирована так, как показано на рисунке 5.

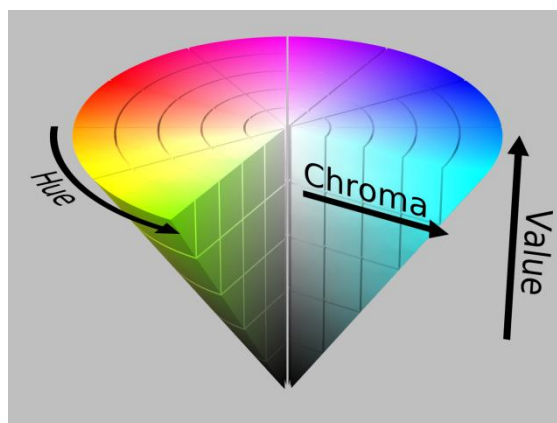


Рисунок 5 – Визуализация модели HSV

2) Поиск всех участков изображения, соответствующих заданным параметрам цветовой модели. На данном этапе выявляются все области, удовлетворяющие заданным условиям (изображения ИК диодов, блики, отражения, посторонние источники излучения). Каждой области соответствует свой контур с определёнными координатами и параметрами. Создаётся массив, содержащий все найденные контуры.

3) Фильтрация полученных контуров. Фильтрация основана на определении только площадей контуров. В результате исключаются контуры, площадь которых меньше минимально допустимого и больше максимально

допустимого значений. Такая фильтрация проста, позволяет сократить количество обрабатываемых контуров и, следовательно, время обработки изображения, однако малоэффективна. В дальнейшем предполагается усовершенствование данного этапа.

4) Проверка на то, что получены только 4 контура (количество ИК диодов на наблюдаемой грани макета). Определение координат центров этих контуров (которые соответствуют координатам ИК диодов). Полученные координаты измеряются в пикселях. Их максимальные значения по осям абсцисс и ординат могут различаться и зависят от разрешения камеры. Пиксель с координатами $[0, 0]$ расположен в левом верхнем углу изображения, пиксель с координатами $[y_{\max}, z_{\max}]$ – в правом нижнем углу изображения.

5) Передача полученных координат в следующий блок.

4.3 Подпрограмма, определяющая положение макета в текущий момент времени

Данный блок содержит программу, рассчитывающую положение макета относительно камеры. Для этого используется рассмотренная в разделе 3 математическая модель. Блок-схема, демонстрирующая алгоритм работы программы, представлена в приложении А. Для выполнения расчетов используются библиотеки NumPy и Math.

Работу этой программы можно разбить на представленные ниже ключевые этапы:

- определение координат центра наблюдаемой грани макета на изображении и определение длины грани макета, выраженной в пикселях;
- расчёт координат ИК диодов относительно камеры в реальном пространстве;
- определение расстояния от центра наблюдаемой грани макета до камеры и углов Эйлера;
- передача полученных данных в следующий блок.

4.4 Программа управления макетом

Данный блок содержит программу, управляющую элементами макета (включение/выключение ИК диодов, управление положением сервомашинки). Блок-схема, демонстрирующая алгоритм работы программы, представлена в приложении А.

Для обеспечения достаточного быстродействия работы стенда при сохранении точности и надёжности измерений необходимо обеспечить прямую пропорциональность между скоростью поворота сервомашинки и отклонением углов Эйлера от заданных значений. Для решения этой задачи используется рассматриваемая программа

Положение сервомашинки задаётся сигналами с широтно-импульсной модуляцией, подаваемыми с микроконтроллера. Эти сигналы задаются с помощью следующего выражения (39):

$$\begin{cases} A_i = A_{i-1} + f(\Delta\psi) \\ B_i = B_{i-1} + f(\Delta\vartheta), i > 1, i \in \mathbb{N}, \\ C_i = C_{i-1} + f(\Delta\gamma) \end{cases} \quad (39)$$

где A , B , C – управляющие тремя соответствующими сервомашинками сигналы;

i – номер итерации выполнения программы;

$f(\Delta\psi)$, $f(\Delta\vartheta)$, $f(\Delta\gamma)$ – величины изменения сигнала, подаваемого на сервомашинку (эти величины задаются с помощью функции и определяют быстродействие сервомашинки).

Величины A_0 , B_0 , C_0 задаются при запуске стенда. Величины $f(\Delta\psi)$, $f(\Delta\vartheta)$, $f(\Delta\gamma)$ описываются следующей функцией (40):

$$f(\Delta\alpha) = \begin{cases} 0, & \text{если } \Delta\alpha = 0 \\ \text{sign}(\Delta\alpha) \cdot K_1, & \text{если } 0 < |\Delta\alpha| < \alpha_1, \\ \text{sign}(\Delta\alpha) \cdot K_2, & \text{если } \alpha_1 < |\Delta\alpha| < \alpha_2 \end{cases} \quad (40)$$

где α – соответствующий угол Эйлера;

$\Delta\alpha$ – отклонение соответствующего угла Эйлера от заданного значения, определённое с помощью системы технического зрения;

K_1 и K_2 – коэффициенты пропорциональности, причём $K_1 < K_2$; α_1 и α_2 – заданные величины отклонения соответствующего угла Эйлера от заданного значения, после преодоления которых необходимо изменить скорость поворота сервомашинки, причём $\alpha_1 < \alpha_2$.

5 Результаты проведения измерений

5.1 Результаты оценки погрешности измерения расстояния до макета при его фронтальном расположении

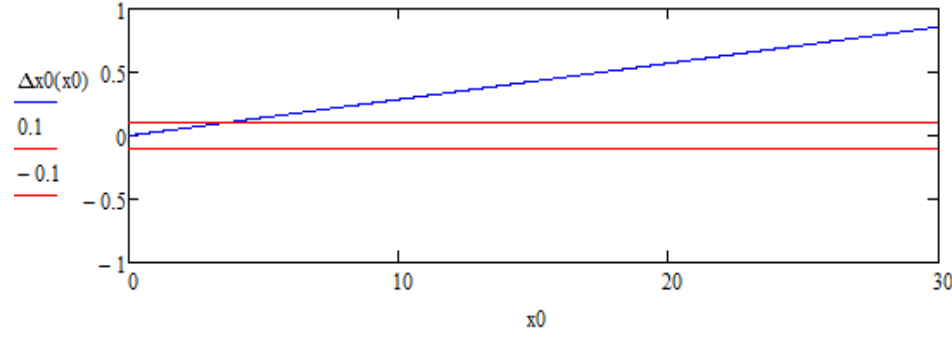
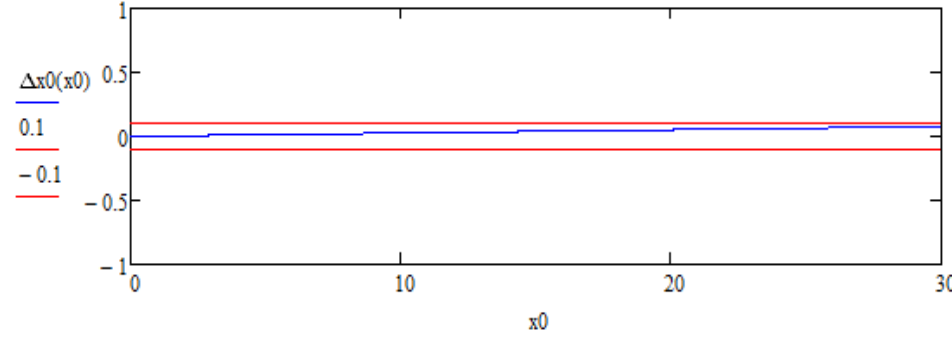
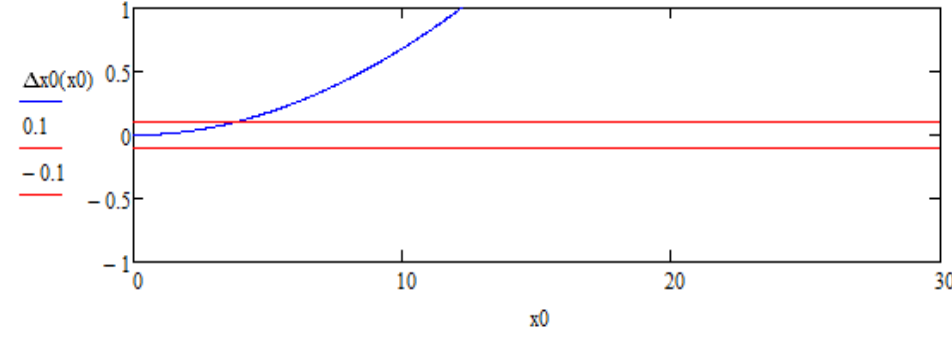
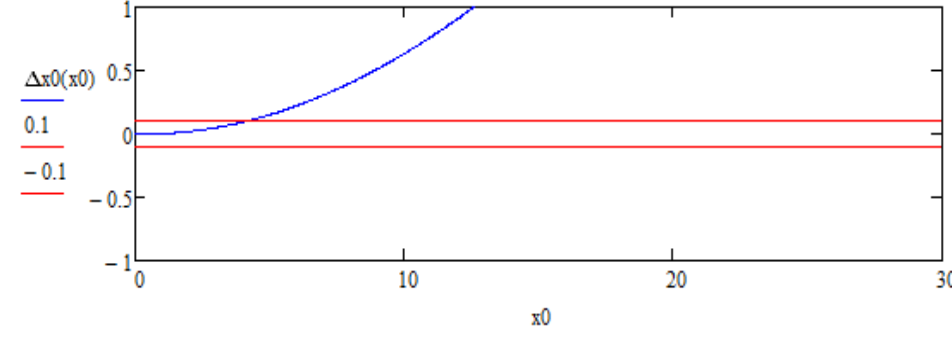
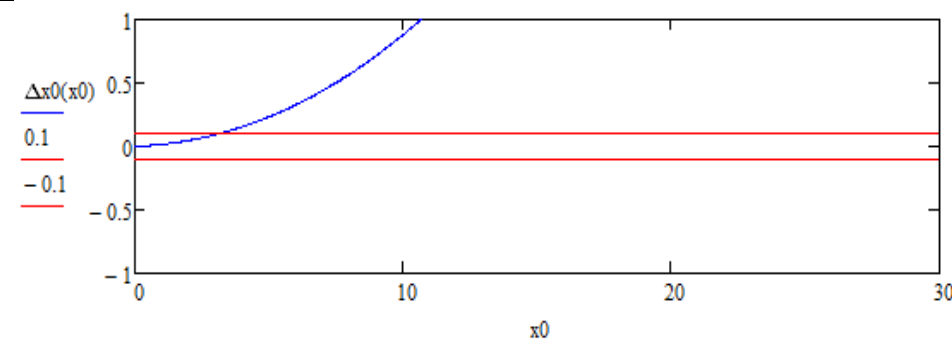
Оценка зависимости погрешности определения расстояния от макета до камеры при его фронтальном расположении проведена при различных начальных условиях. Проводится 5 моделирований с различными начальными условиями (полученные при работе стенда параметры, увеличенное калибровочное расстояние, увеличенные габариты макета)

Начальные условия при моделировании № 1 (при этом моделировании используются начальные параметры, полученные при работе стенда с макетом спутника формата CubeSat: $X_k = 0.35$ м, $a = 390$ пикселей.

Таблица 1 – Результаты моделирования № 1

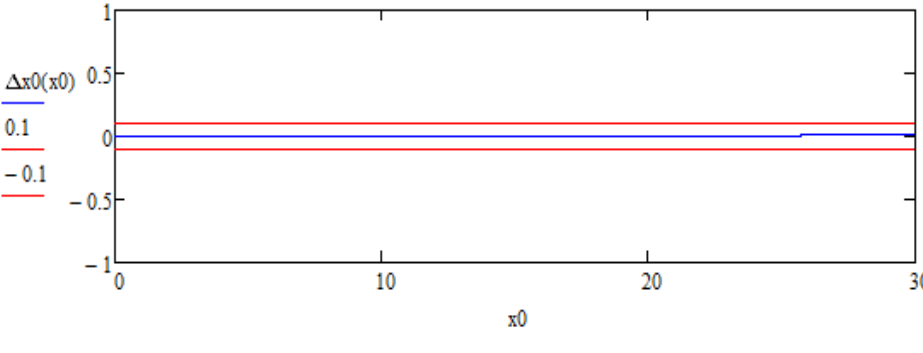
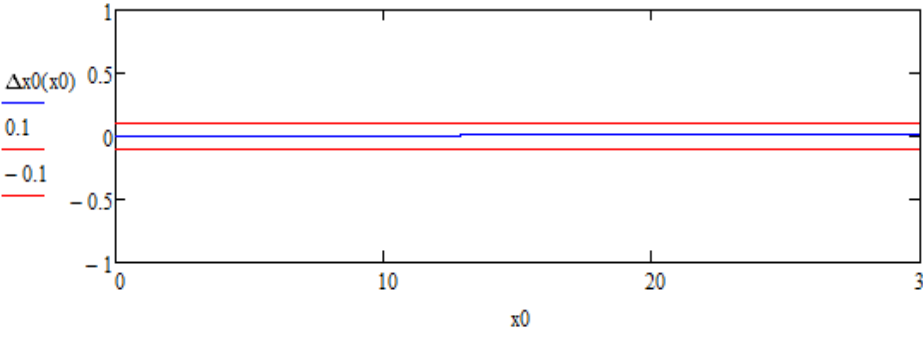
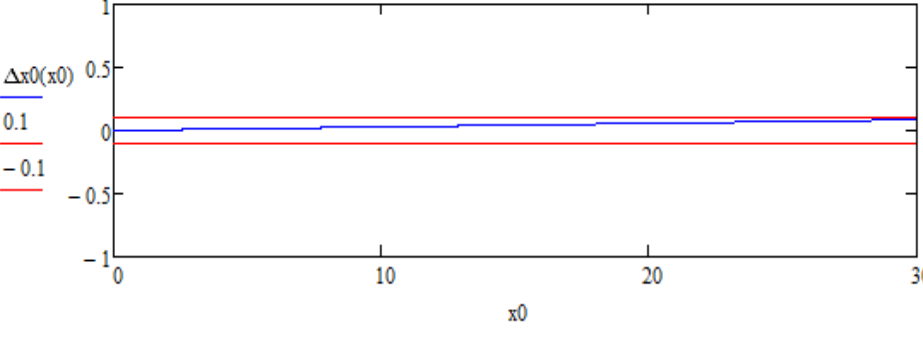
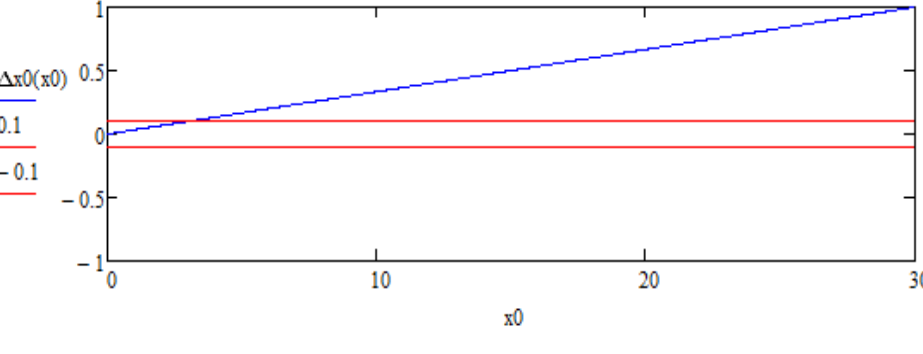
Параметры ошибки	График зависимости ошибки определения расстояния от расстояния
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_k = 0.001$ м	
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_k = 0.002$ м	

Окончание таблицы 1– Результаты моделирования № 1

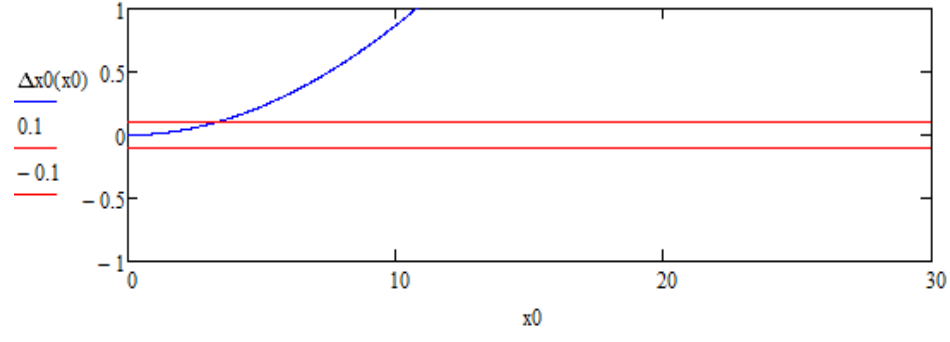
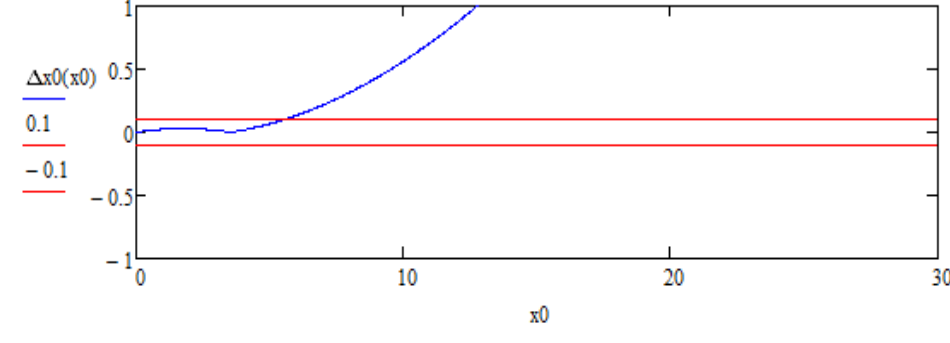
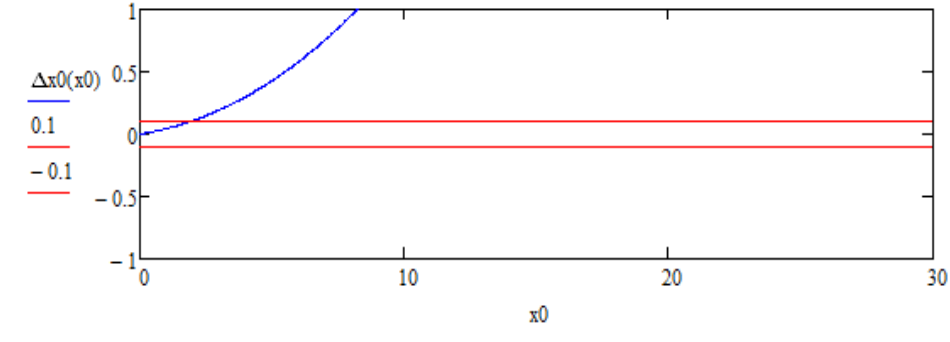
<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.01$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0$ м</p>	
<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0.001$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = -1$ пиксель $\Delta X_K = 0.001$ м</p>	

Начальные условия при моделировании № 2: $X_k = 3.5$ м,
 $a = 30$ пикселей.

Таблица 2 – Результаты моделирования № 2

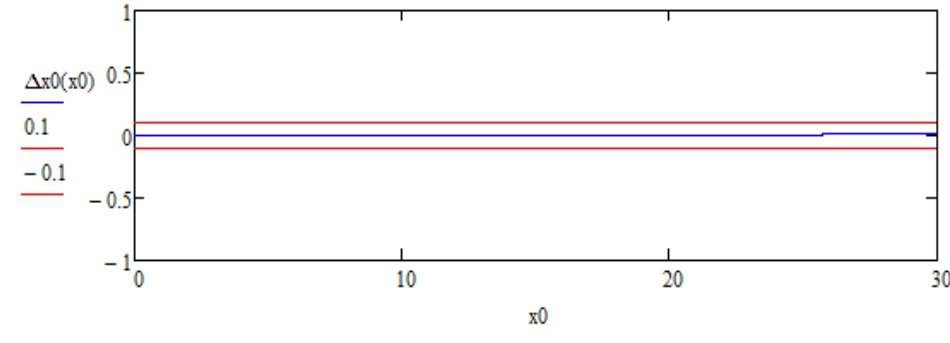
Параметры ошибки	График зависимости ошибки определения расстояния от расстояния
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_k = 0.001$ м	 <p>The graph shows the error $\Delta x_0(x_0)$ on the y-axis (ranging from -1 to 1) against the distance x_0 on the x-axis (ranging from 0 to 30). Three horizontal lines are plotted: a blue line at approximately 0.05, a red line at approximately 0.1, and another red line at approximately -0.1. The error remains constant across the entire distance range.</p>
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_k = 0.002$ м	 <p>The graph shows the error $\Delta x_0(x_0)$ on the y-axis (ranging from -1 to 1) against the distance x_0 on the x-axis (ranging from 0 to 30). Three horizontal lines are plotted: a blue line at approximately 0.05, a red line at approximately 0.1, and another red line at approximately -0.1. The error remains constant across the entire distance range.</p>
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_k = 0.01$ м	 <p>The graph shows the error $\Delta x_0(x_0)$ on the y-axis (ranging from -1 to 1) against the distance x_0 on the x-axis (ranging from 0 to 30). Three horizontal lines are plotted: a blue line at approximately 0.05, a red line at approximately 0.1, and another red line at approximately -0.1. The error remains constant across the entire distance range.</p>
$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_k = 0$ м	 <p>The graph shows the error $\Delta x_0(x_0)$ on the y-axis (ranging from -1 to 1) against the distance x_0 on the x-axis (ranging from 0 to 30). Three lines are plotted: a blue line that starts at approximately 0.05 at $x_0=0$ and increases linearly to 1.0 at $x_0=30$; a red line at approximately 0.1; and another red line at approximately -0.1. The error for the blue line increases significantly with distance.</p>

Окончание таблицы 2 – Результаты моделирования № 2

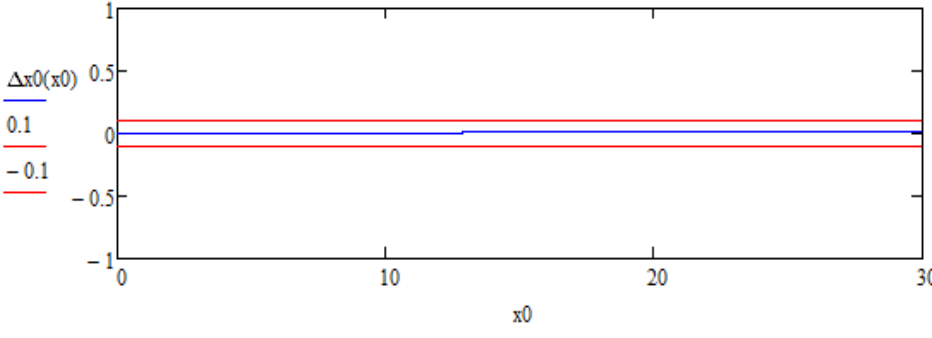
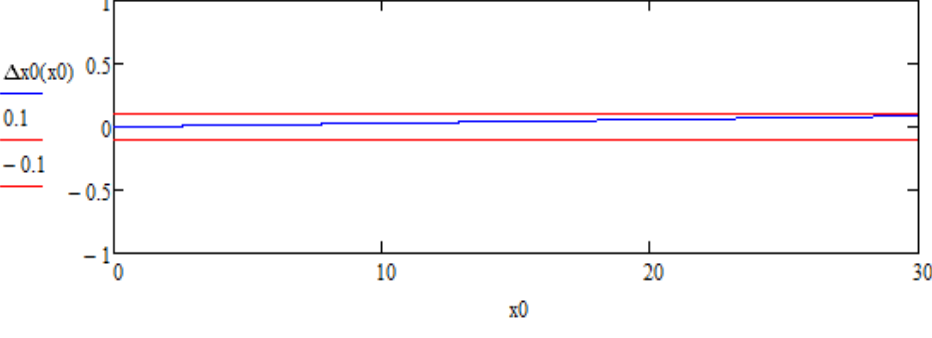
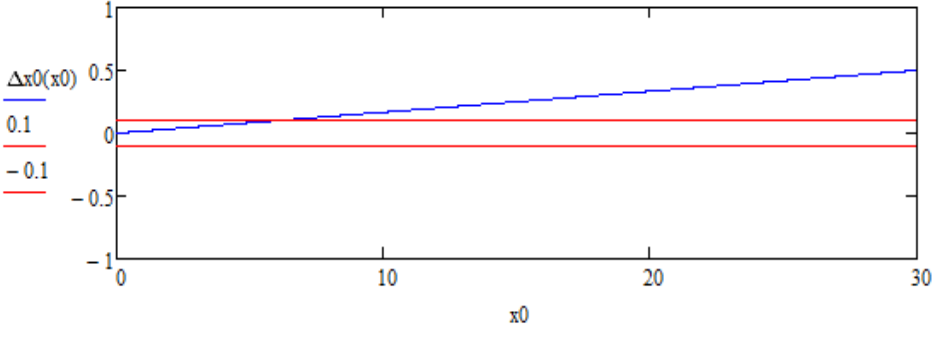
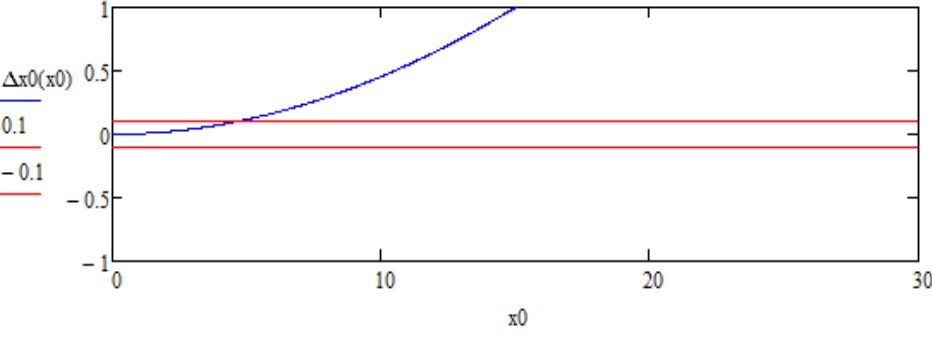
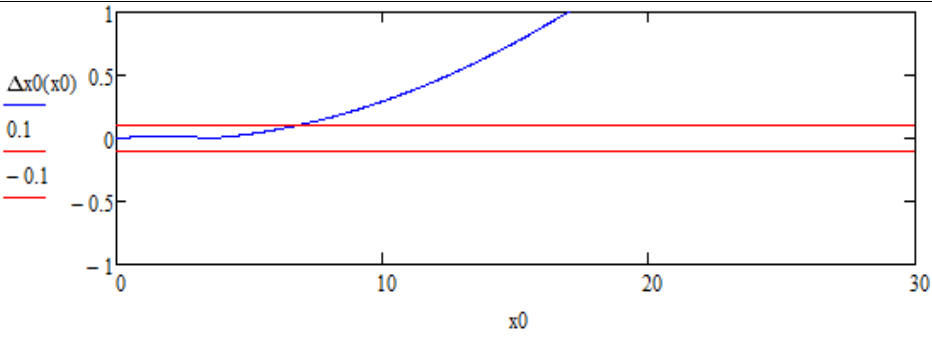
<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0.001$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = -1$ пиксель $\Delta X_K = 0.001$ м</p>	

Начальные условия при моделировании № 3: $X_K = 3.5$ м, $a = 60$ пикселей.

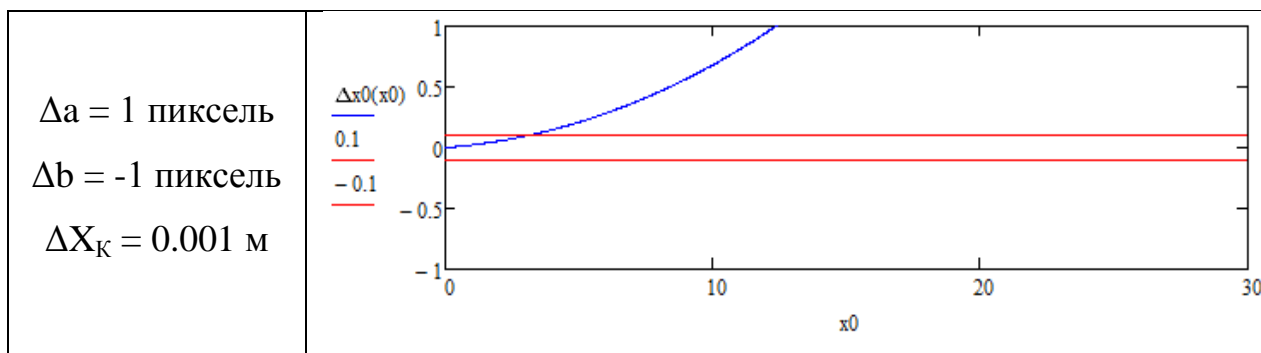
Таблица 3 – Результаты моделирования № 3

<p>Параметры ошибки</p>	<p>График зависимости ошибки определения расстояния от расстояния</p>
<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.001$ м</p>	

Продолжение таблицы 3 – Результаты моделирования № 3

<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.002$ м</p>	
<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.01$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0$ м</p>	
<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0.001$ м</p>	

Окончание таблицы 3 – Результаты моделирования № 3

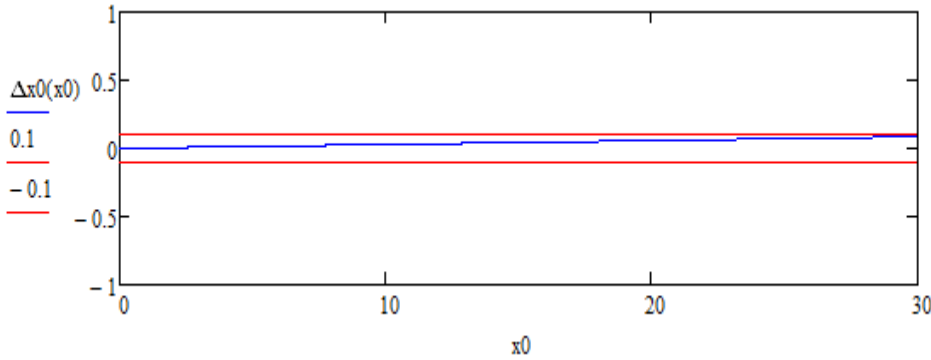
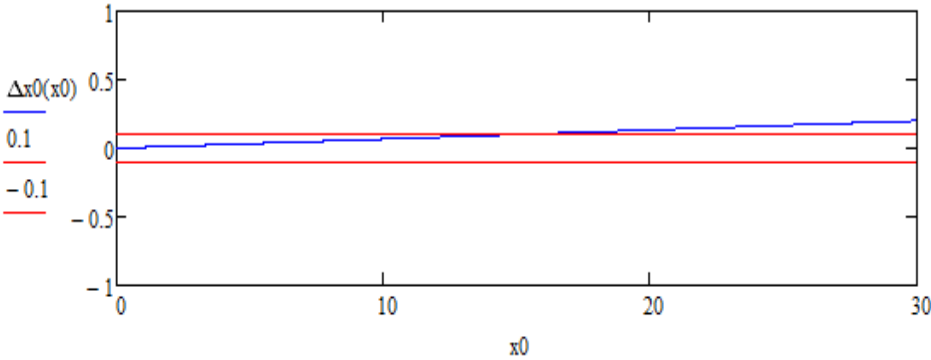
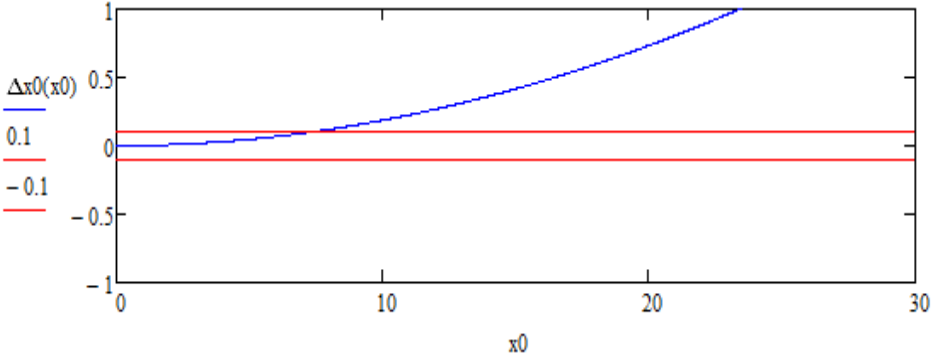
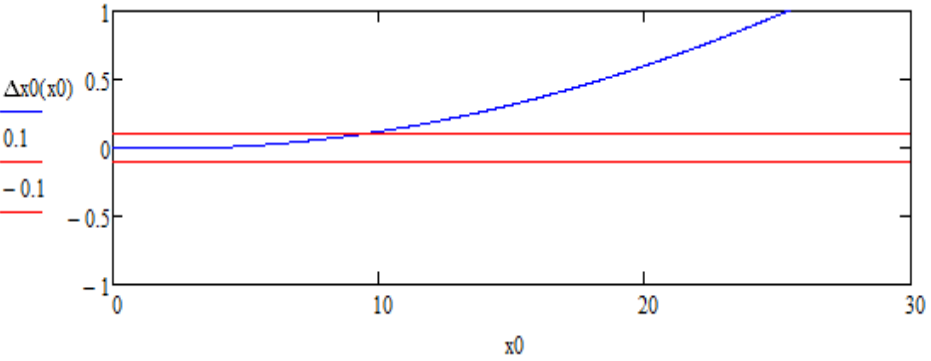


Начальные условия при моделировании № 4: $X_K = 3.5$ м,
 $a = 150$ пикселей.

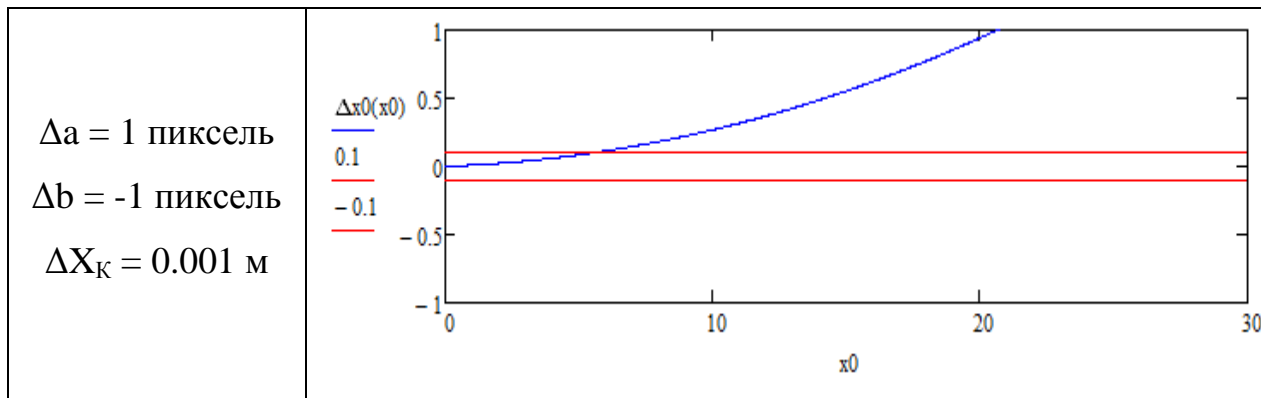
Таблица 4 – Результаты моделирования № 4

Параметры ошибки	График зависимости ошибки определения расстояния от расстояния
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.001$ м	
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.002$ м	

Продолжение таблицы 4 – Результаты моделирования № 4

<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.01$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0$ м</p>	
<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0$ м</p>	
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0.001$ м</p>	

Окончание таблицы 4 – Результаты моделирования № 4

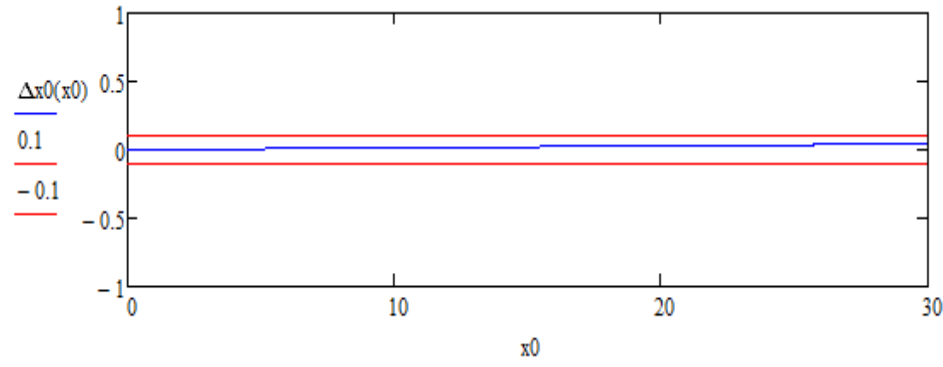
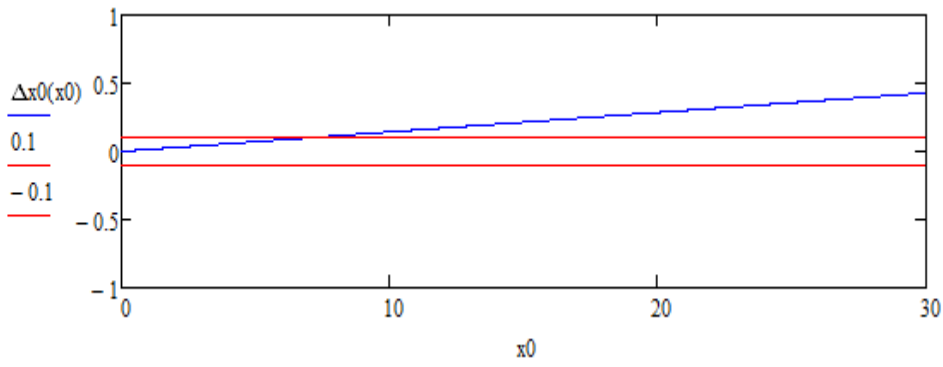
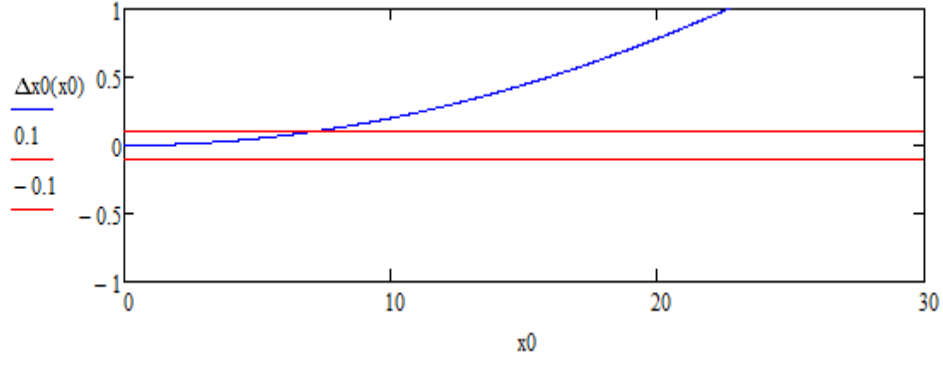
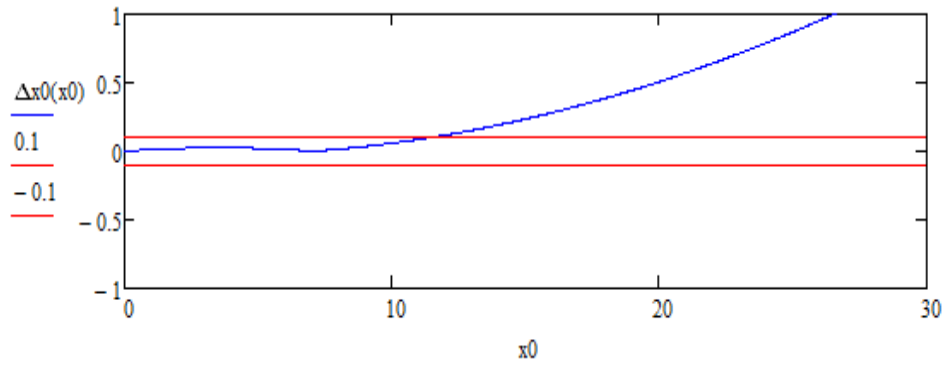


Начальные условия при моделировании № 5: $X_k = 7$ м, $a = 70$ пикселей.

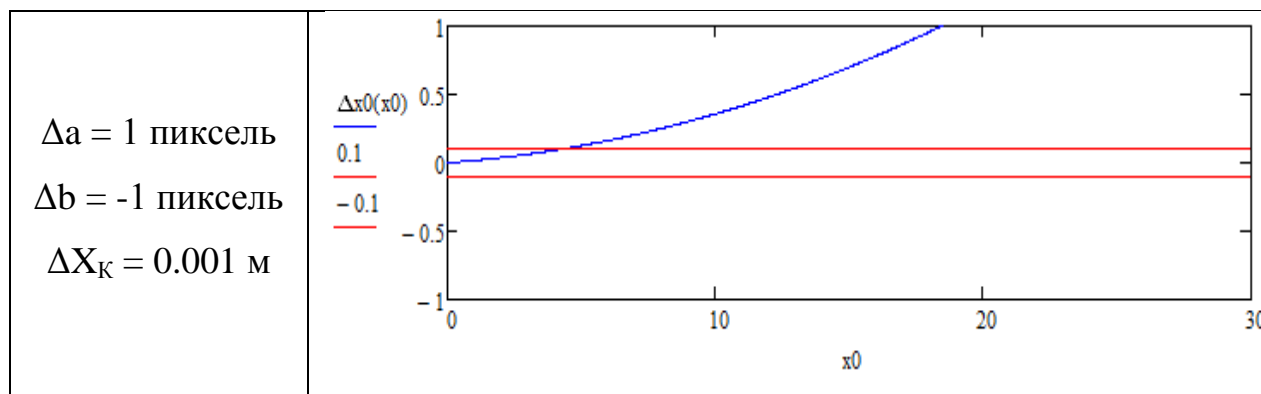
Таблица 5 – Результаты моделирования № 5

Параметры ошибки	График зависимости ошибки определения расстояния от расстояния
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.001$ м	
$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.002$ м	

Продолжение таблицы 5 – Результаты моделирования № 5

<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0.01$ м</p>	 <p>Graph showing $\Delta x_0(x_0)$ vs x_0 for $\Delta a = 0$ пикселей, $\Delta b = 0$ пикселей, $\Delta X_K = 0.01$ м. The blue curve is nearly flat at 0. Horizontal red lines are at 0.1 and -0.1.</p>
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 0$ пикселей $\Delta X_K = 0$ м</p>	 <p>Graph showing $\Delta x_0(x_0)$ vs x_0 for $\Delta a = 1$ пиксель, $\Delta b = 0$ пикселей, $\Delta X_K = 0$ м. The blue curve increases linearly from 0 to 0.5. Horizontal red lines are at 0.1 and -0.1.</p>
<p>$\Delta a = 0$ пикселей $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0$ м</p>	 <p>Graph showing $\Delta x_0(x_0)$ vs x_0 for $\Delta a = 0$ пикселей, $\Delta b = 1$ пиксель, $\Delta X_K = 0$ м. The blue curve increases quadratically from 0 to 1. Horizontal red lines are at 0.1 and -0.1.</p>
<p>$\Delta a = 1$ пиксель $\Delta b = 1$ пиксель $\Delta X_K = 0.001$ м</p>	 <p>Graph showing $\Delta x_0(x_0)$ vs x_0 for $\Delta a = 1$ пиксель, $\Delta b = 1$ пиксель, $\Delta X_K = 0.001$ м. The blue curve increases quadratically from 0 to 1. Horizontal red lines are at 0.1 and -0.1.</p>

Окончание таблицы 5 – Результаты моделирования № 5



По результатам моделирования сделаны следующие выводы:

– для уменьшения ошибки определения расстояния между камерой и центром наблюдаемой грани макета при калибровочном измерении необходимо достаточно точно установить заданное калибровочное расстояние;

– для уменьшения ошибки определения расстояния между камерой и центром наблюдаемой грани макета при калибровочном измерении необходимо очень точно выдержать параметр a , так как этот параметр оказывает значительное влияние на точность измерений;

– если значения погрешности параметров a и b имеют одинаковые знаки, то эти параметры частично компенсируют друг друга, а если противоположные – погрешность результата измерения расстояния увеличивается;

– ошибка результата измерения расстояния между камерой и макетом быстро увеличивается при увеличении расстояния между камерой и макетом.

Для повышения точности измерений необходимо применить следующие методы.

1) Увеличение расстояния, на котором проводится калибровка. При использовании данного метода увеличивается влияние ошибки определения параметра a на ошибку результатов измерения.

2) Увеличение линейных размеров спутника. Однако при использовании данного метода необходимо учитывать, что на линейные

размеры спутника влияет множество параметров (максимально допустимый вес, максимально допустимые габариты, увеличение стоимости спутника и его запуска при увеличении габаритов и др.).

3) Изменение фокусного расстояния камеры при изменении расстояния между камерой и макетом. Этот метод наиболее эффективен, но имеет наиболее сложную реализацию. При увеличении фокусного расстояния увеличивается размер объекта на изображении, благодаря чему уменьшается влияние ошибки координат ИК диода на один пиксель. Однако при использовании данного метода возникает необходимость регулирования фокусного расстояния камеры с высокой точностью.

5.2 Оценка погрешности измерения угла поворота макета относительно одной оси

При моделировании используется допущение, что при неизменных координатах z_i координаты y_i увеличиваются с шагом $\Delta y = 1$ до тех пор, пока угол отклонения не станет равным 50 градусам.

Проводится 4 моделирования. Исследуется зависимость ошибки измерения угла поворота макета от увеличения калибровочного расстояния, увеличения габаритов макета, увеличения калибровочного расстояния и габаритов макета.

Начальные условия при моделировании № 1: $X_k = 0.35$ м, $B = 0.1$ м.

Таблица 6 – Результаты моделирования № 1

Начальные параметры	Параметры ошибки	График зависимости оценки ошибки угла поворота от угла поворота
$ Y_{\max} = 140 \text{ pix}$ $X_0 = 0.4 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	

Продолжение таблицы 6 – Результаты моделирования № 1

$ y_{\max} = 140 \text{ pix}$ $X_0 = 0.4 \text{ м}$	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	
$ y_{\max} = 78 \text{ pix}$ $X_0 = 0.9 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	

Продолжение таблицы 6 – Результаты моделирования № 1

$ y_{\max} = 78 \text{ pix}$ $X_0 = 0.9 \text{ M}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	
$ y_{\max} = 50 \text{ pix}$ $X_0 = 1.4 \text{ M}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	

Окончание таблицы 6 – Результаты моделирования № 1

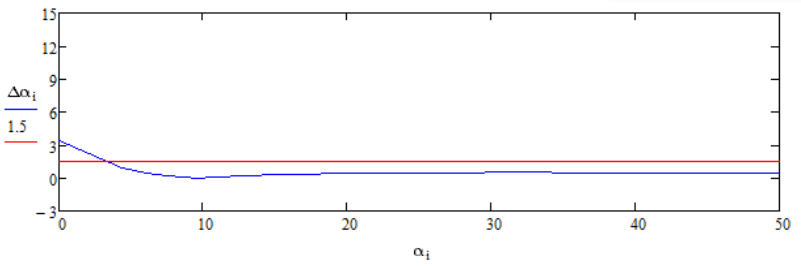
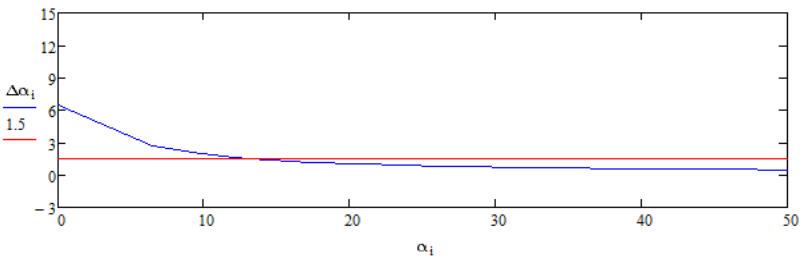
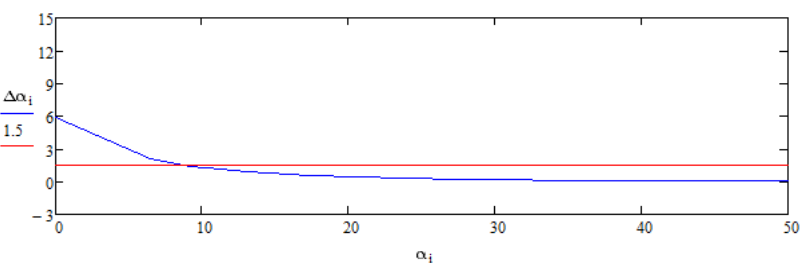
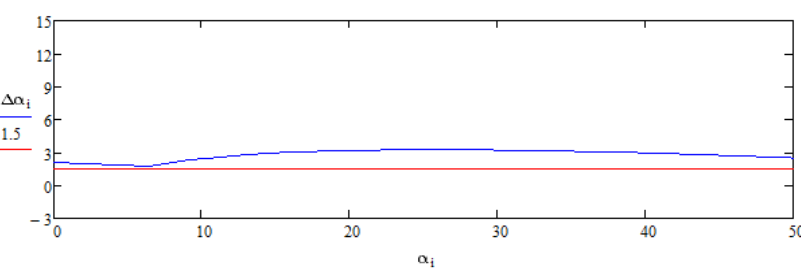
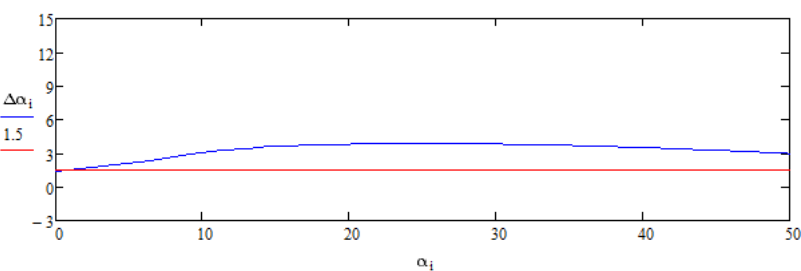
$ y_{\max} = 50 \text{ pix}$ $X_0 = 1.4 \text{ м}$	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	
--	---	--

Начальные условия при моделировании № 2: $X_k = 0.35 \text{ м}$, $V = 0.2 \text{ м}$;

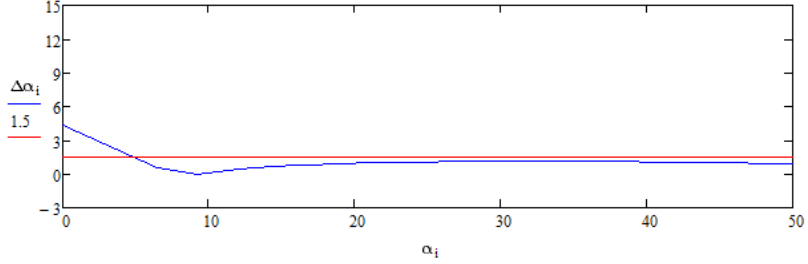
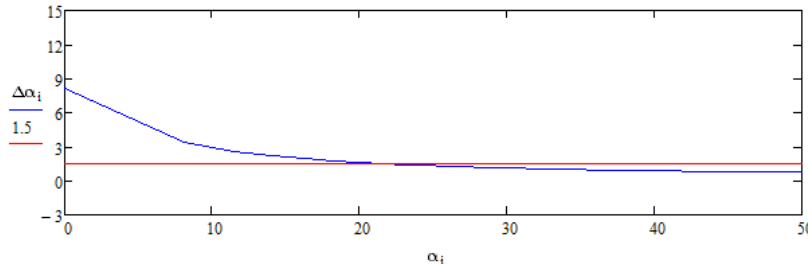
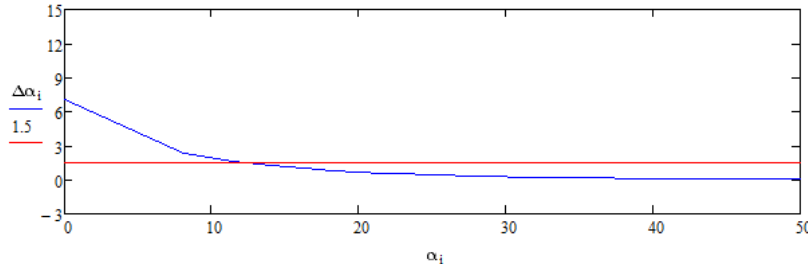
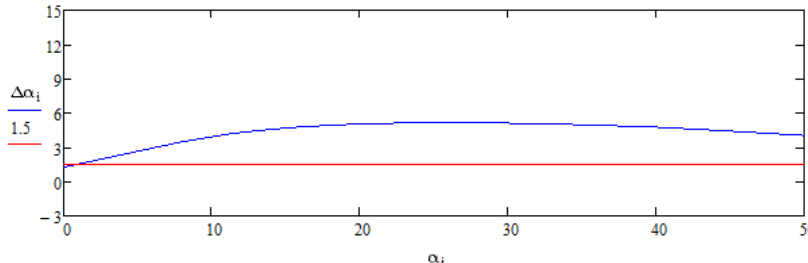
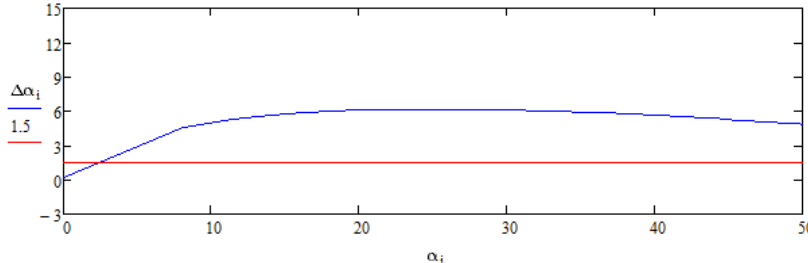
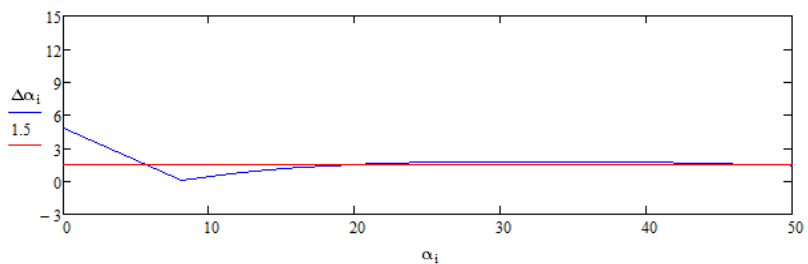
Таблица 7 – Результаты моделирования № 2

Начальные параметры	Параметры ошибки	График зависимости оценки ошибки угла поворота от угла поворота
$ y_{\max} = 350 \text{ pix}$ $X_0 = 0.4 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	

Продолжение таблицы 7 – Результаты моделирования № 2

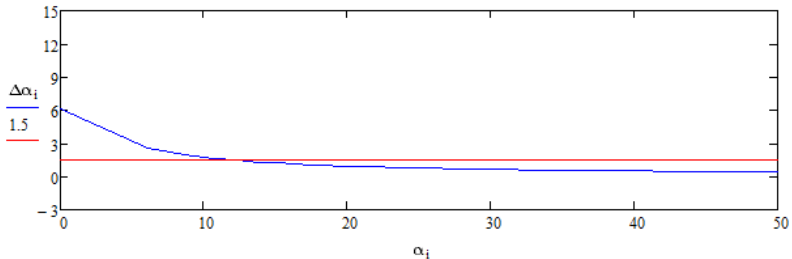
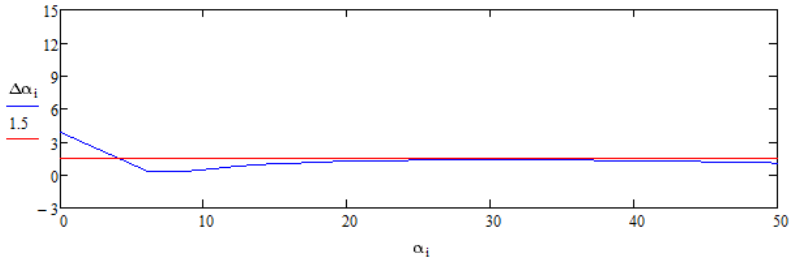
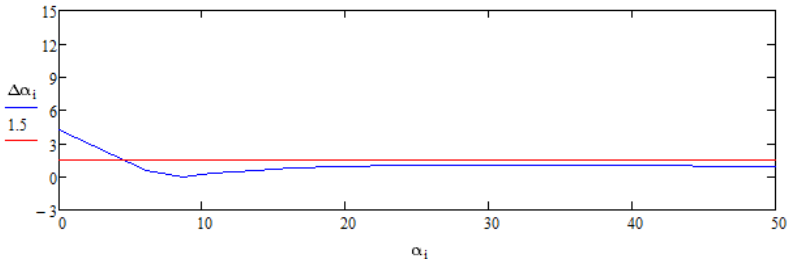
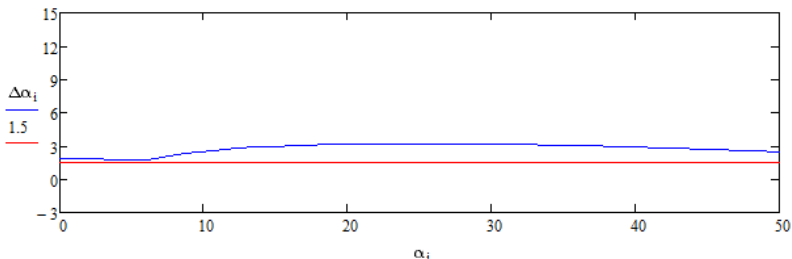
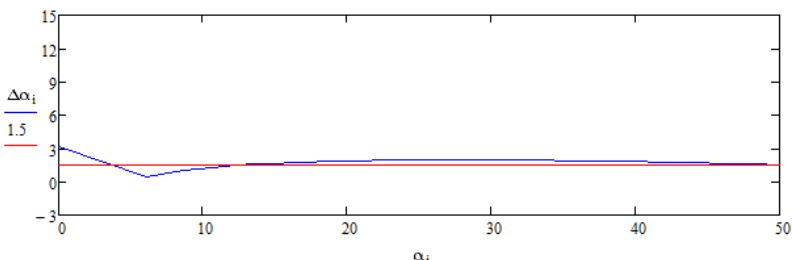
$ y_{\max} = 350 \text{ pix}$ $X_0 = 0.4 \text{ M}$	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	
$ y_{\max} = 155 \text{ pix}$ $X_0 = 0.9 \text{ M}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	

Окончание таблицы 7 – Результаты моделирования № 2

$ y_{\max} = 155 \text{ pix}$ $X_0 = 0.9 \text{ м}$	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	
$ y_{\max} = 100 \text{ pix}$ $X_0 = 1.4 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	

Начальные условия при моделировании №3: $X_k = 0.7$ м, $B = 0.1$ м.

Таблица 8 – Результаты моделирования № 3

Начальные параметры	Параметры ошибки	График зависимости оценки ошибки угла поворота от угла поворота
$ y_{\max} = 175 \text{ pix}$ $X_0 = 0.4 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	

Продолжение таблицы 8 – Результаты моделирования № 3

$ y_{\max} = 78 \text{ pix}$ $X_0 = 0.9 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	

Окончание таблицы 8 – Результаты моделирования № 3

$ y_{\max} = 50 \text{ pix}$ $X_0 = 1.4 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	

Начальные условия при моделировании №4: $X_k = 0.7$ м, $B = 0.2$ м.

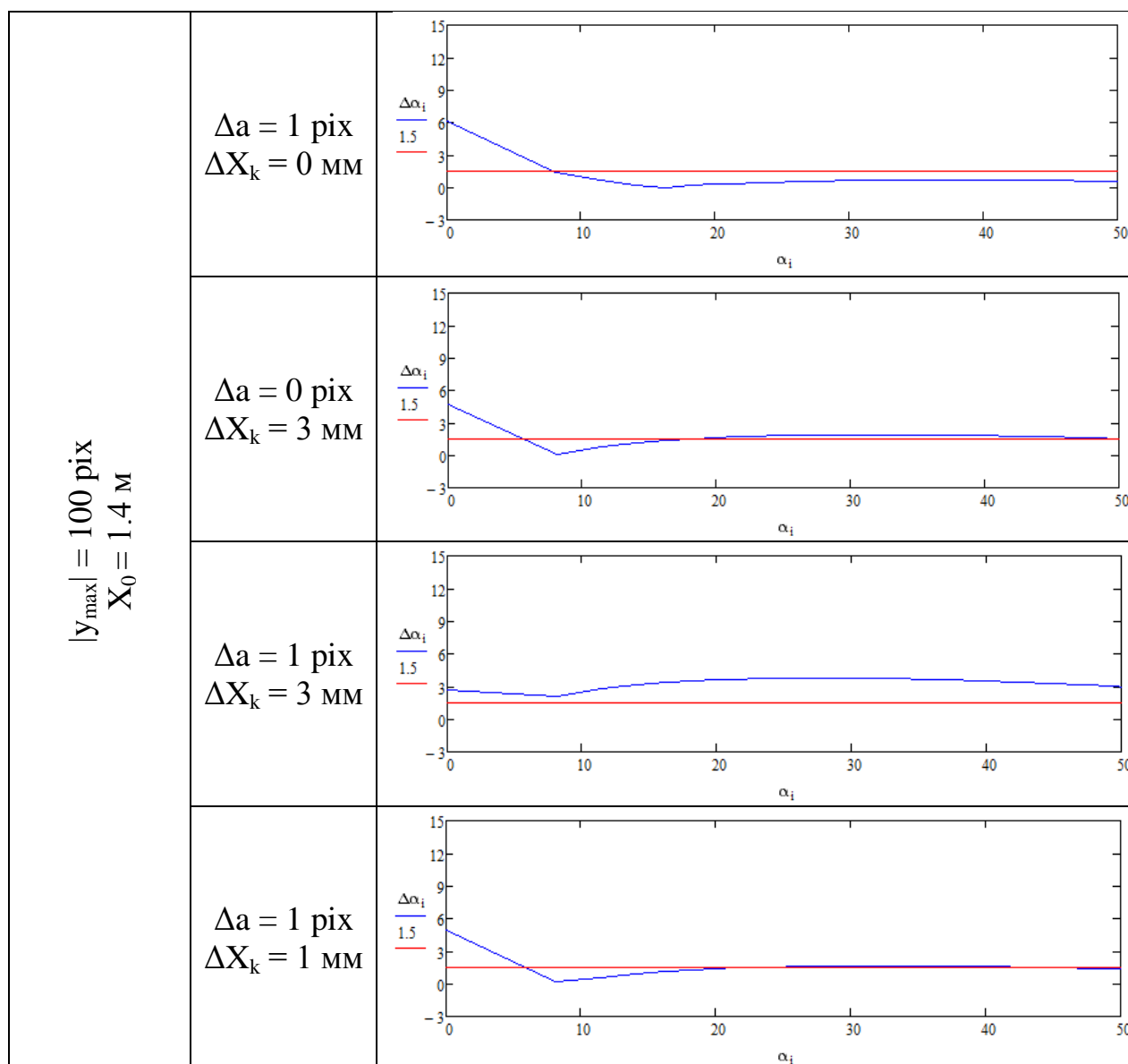
Таблица 9 – Результаты моделирования № 4

Начальные параметры	Параметры ошибки	График зависимости оценки ошибки угла поворота от угла поворота
$ y_{\max} = 350 \text{ pix}$ $X_0 = 0.4 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	

Продолжение таблицы 9 – Результаты моделирования № 4

$ y_{\max} = 155 \text{ pix}$ $X_0 = 0.9 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 3 \text{ мм}$	
	$\Delta a = 1 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 1 \text{ мм}$	
$ y_{\max} = 100 \text{ pix}$ $X_0 = 1.4 \text{ м}$	$\Delta a = 0 \text{ pix}$ $\Delta X_k = 0 \text{ мм}$	

Окончание таблицы 9 – Результаты моделирования № 4



По результатам моделирования сделаны следующие выводы:

1) Наибольшая погрешность измерения угла поворота макета наблюдается при малых значениях измеряемого угла.

2) Для уменьшения ошибки измерения угла поворота макета при калибровочном измерении необходимо достаточно точно установить параметр a .

3) Для уменьшения ошибки измерения угла поворота макета при калибровочном измерении необходимо очень точно установить калибровочное расстояние, так как этот параметр оказывает значительное влияние на точность результатов измерения углов ориентации.

4) Если значения ошибки параметра a и измеряемого угла ориентации имеют противоположные знаки, то погрешность результата измерений уменьшается, а если одинаковые – погрешность результата измерений возрастает.

– Погрешность результатов измерений уменьшается при уменьшении расстояния между камерой и макетом.

Для повышения точности измерений необходимо применить следующие методы:

- 1) Увеличение расстояния, на котором производится калибровка.
- 2) Увеличение линейных размеров спутника. Однако на величину линейных размеров спутника оказывает влияние множество параметров (ограничение веса, ограничение габаритов, увеличение стоимости спутника и его запуска при увеличении габаритов и др.).

3) Изменение фокусного расстояния камеры при изменении расстояния до спутника. Этот метод наиболее эффективен, но имеет наиболее сложную реализацию. При увеличении фокусного расстояния увеличивается размер объекта на изображении, благодаря чему уменьшается влияние ошибки координат ИК диода на один пиксель. Однако при использовании данного метода возникает необходимость регулирования фокусного расстояния камеры с высокой точностью.

5.3 Оценка погрешности определения углов Эйлера при измерении расстояния до макета с помощью дополнительного метода

При использовании дополнительного метода для измерения расстояния между камерой и макетом наблюдаются те же закономерности ошибки измерения углов Эйлера, которые рассмотрены в п. 5.2. Также появляется дополнительная ошибка, связанная с влиянием погрешности определения расстояния между камерой и макетом

Для оценки влияния ошибки определения расстояния принимаются следующие начальные условия:

1) Погрешности определения всех параметров, кроме расстояния от камеры до макета, принимаются равными нулю;

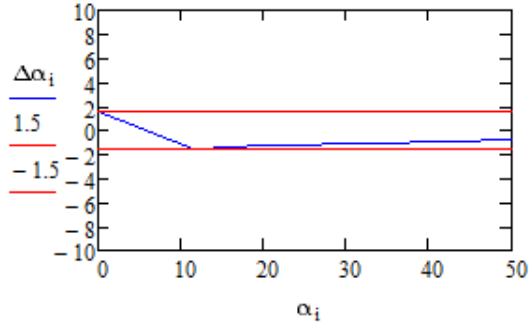
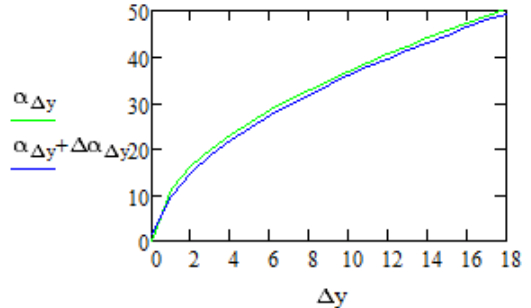
2) Макет находится в на заданном расстоянии от камеры;

3) Изменение угла ориентации задаётся с помощью изменения координат y_i от стартового значения $y_0 = 50$ pix с шагом $\Delta y = 1$ pix до тех пор, пока рассматриваемый угол ориентации не станет равным 50 градусам;

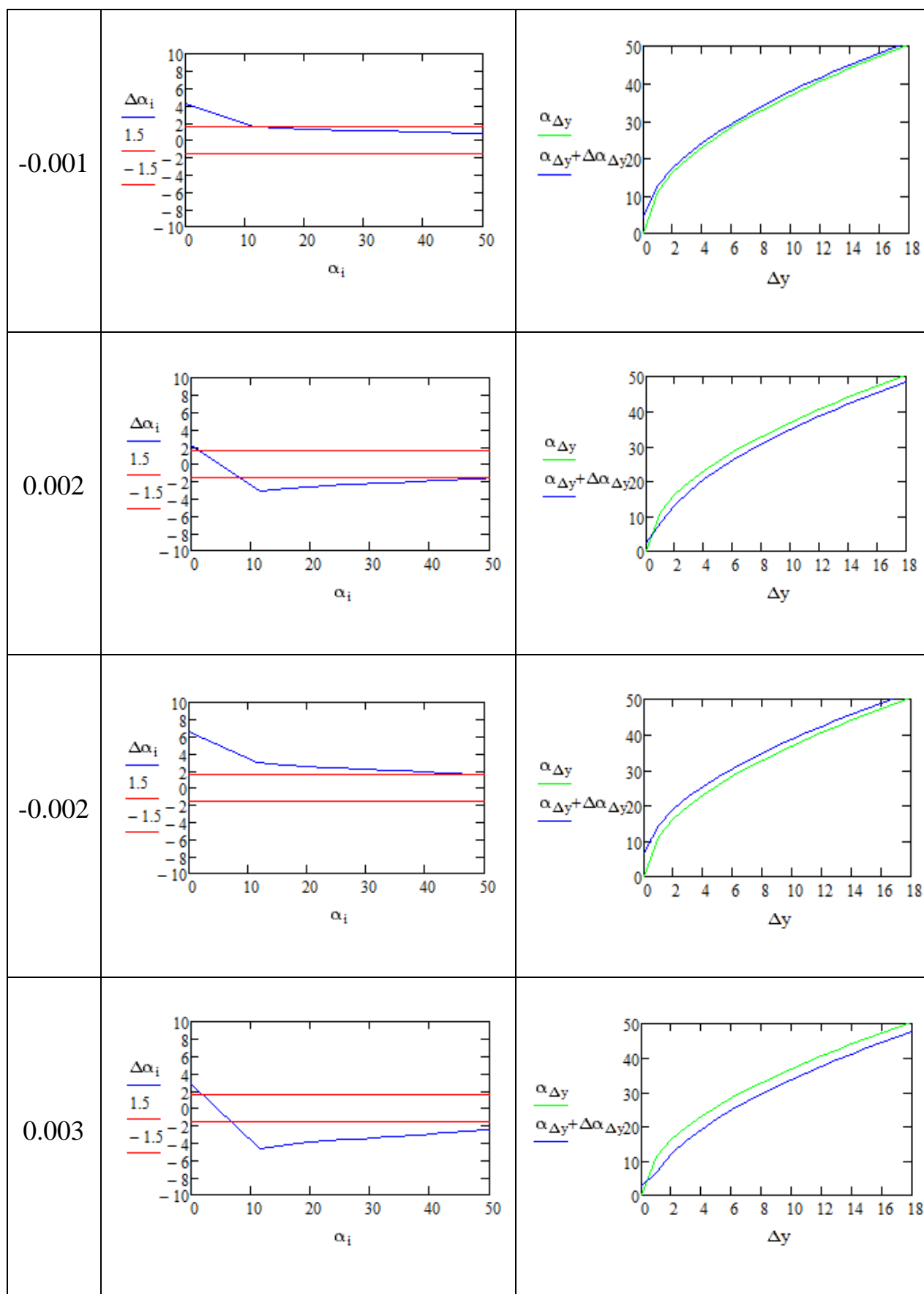
Положение макета в пространстве задаётся параметрами: $H = 0.1$ м, $a = 400$ пикселей, $X_k = 0.35$ м, $X_0 = 1.4$ м.

Результаты моделирования с такими начальными условиями представлены в таблице 10.

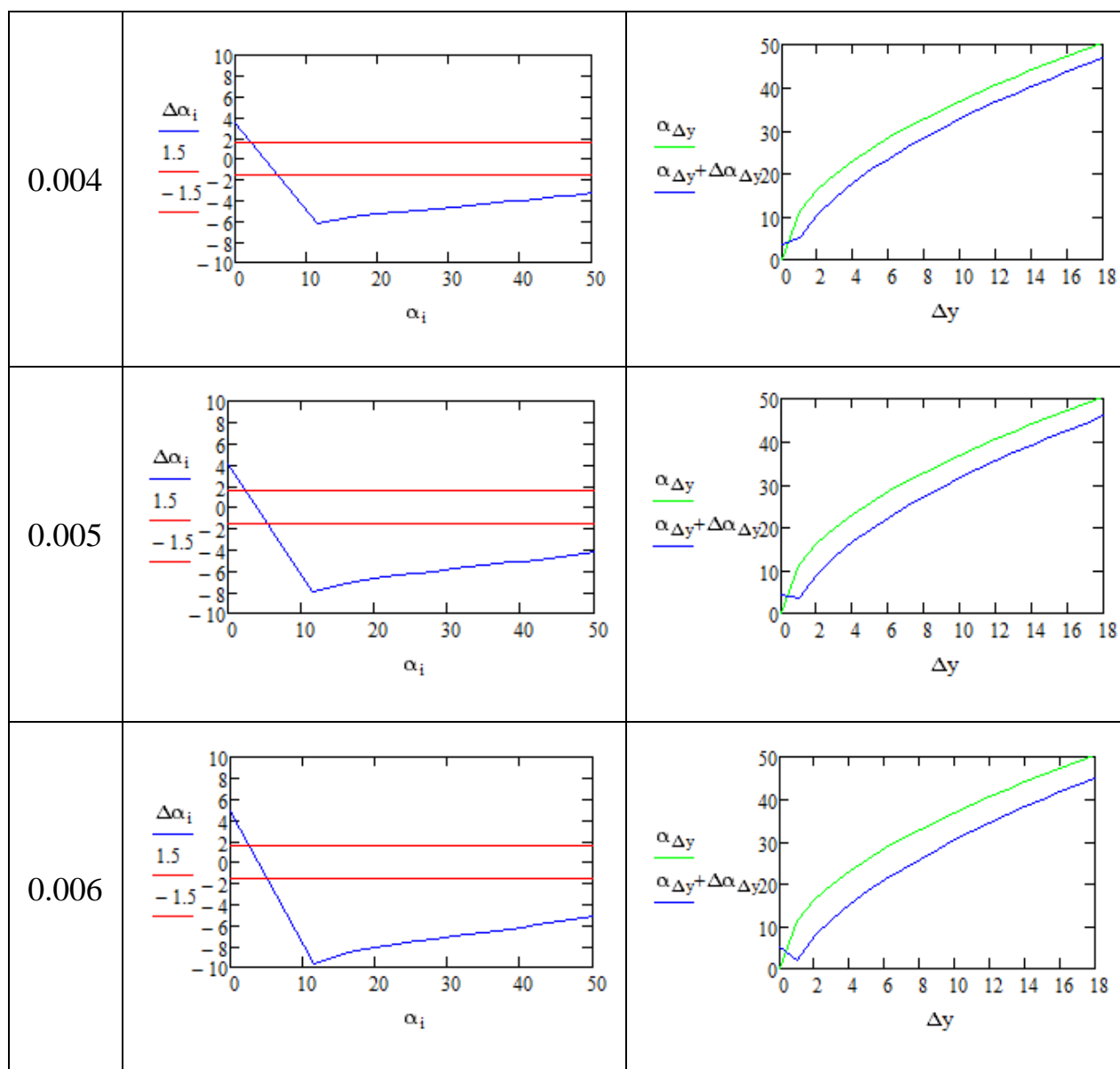
Таблица 10 – Результаты оценки погрешности определения углов Эйлера

Погрешность определения расстояния от камеры до макета ΔX_0 , м	График зависимости оценки ошибки угла поворота от погрешности определения расстояния от камеры до макета	График зависимости реального угла поворота и измеренного угла поворота от погрешности определения расстояния от камеры до макета
0.001		

Продолжение таблицы 10 – Результаты оценки погрешности определения углов Эйлера



Окончание таблицы 10 – Результаты оценки погрешности определения углов Эйлера



На основании полученных результатов моделирования сделан следующий вывод: для обеспечения высокой точности измерения углов Эйлера при применении дополнительно метода для определения расстояния от камеры до макета необходимо обеспечить очень высокую точность определения этого расстояния. Для решения этой проблемы использование радиотехнического метода неэффективно в связи с недостаточно высокой точностью определения расстояния. Наилучшим решением является использование лазерного метода навигации для решения этой задачи.

5.4 Результаты проведения натурального эксперимента

Для проверки состоятельности представленной выше математической модели был проведён натуральный эксперимент. Было проведено калибровочное измерение, затем макет располагался на разных расстояниях от камеры и поворачивался относительно оси ОУ на заданные значения углов.

Однако при проведении эксперимента не было возможности задать начальные параметры с высокой точностью, из-за чего наблюдаются большие ошибки результатов измерений на столь малом расстоянии. Параметры стенда при проведении калибровочного измерения и результаты эксперимента приведены в таблицах 11 и 12.

Таблица 11 – Параметры, использованные при калибровке

Параметр	Значение
H	10 см
a	390 pix
X_k	35 см

Таблица 12 – Результаты проведения эксперимента

Заданное расстояние X_0 , см	Результат измерения расстояния X_0 , см	Заданный угол γ , град	Результат измерения угла γ , град
30	30.2	0	9
		15	21
		30	33
		45	47
50	49.5	0	8
		15	19

Продолжение таблицы 12– Результаты проведения эксперимента

50	49.5	30	32
		45	46
100	103	0	9
		15	20
		30	27
		45	47

На основании результатов натурного эксперимента сделаны следующие выводы:

- расстояние от камеры до макета определяется с достаточно высокой точностью (ошибка оценки расстояния составляет единицы процентов от реальных значений измеряемого расстояния);

- при увеличении расстояния между камерой и макетом ошибка оценки расстояния увеличивается;

- наибольшая ошибка измерения угла γ наблюдается при малых значениях этого угла;

- при увеличении угла γ уменьшается ошибка результата его измерения.

Полученные результаты соответствуют представленным в настоящей работе теоретическим расчетам, что доказывает истинность представленной математической модели и оценок определения погрешностей измерений.

Видно, что результаты измерений, проведённых даже на столь малых расстояниях, имеют достаточно большую погрешность. Это связано со следующими причинами:

- неточная установка калибровочного расстояния;
- неточное позиционирование макета относительно камеры (повороты на малые углы относительно всех трёх осей).

Заключение

В настоящей работе был исследован оптический метод относительной навигации и ориентации. Был использован учебно-демонстрационный стенд, разработанный автором настоящей работы под руководством доцента кафедры Аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов (№ 11) ФГАОУ ВО ГУАП В. В. Перлюка.

При выполнении работы было проведено моделирование, позволяющее оценить влияние калибровочных параметров и положения «ведомого» спутника относительно камеры на точность результатов измерений. Также был проведён натурный эксперимент, доказывающий истинность применяемой математической модели.

В процессе выполнения работы были получены следующие результаты:

- разработана математическая модель, позволяющая определить координаты и углы ориентации микроспутника по его изображению, полученному с помощью оптической системы;

- произведена оценка погрешностей, возникающих при использовании оптического метода относительной ориентации и навигации;

- разработано программное обеспечение, позволяющее определить пространственное положение макета при использовании оптического метода относительной ориентации и навигации;

- установлено, что применение для реализации рассматриваемого метода оптической системы, использующей одну камеру, малоэффективно, так как при повороте макета одновременно относительно осей OY , OZ становится невозможно однозначно определить его пространственную ориентацию и относительное положение.

При проведении натурального эксперимента не удалось установить калибровочное расстояние и положение макета относительно камеры с высокой точностью. В связи с этим полученные ошибки результатов проведённых измерений значительно превышают рассчитанные теоретически

значения. Однако удалось доказать истинность применяемой математической модели.

Эффективно компенсировать недостаток оптической системы, использующей одну камеру, позволит применение следующих способов:

1) Использование двух камер. Этот способ позволяет определять взаимную пространственную ориентацию с помощью только оптического метода, но требует использования более сложной математической модели.

2) Использование лазерного метода определения расстояния между «ведомым» спутником и камерой. Этот способ позволяет с высокой точностью определять указанное расстояние, но требует точного позиционирования направления лазерного луча.

Некоторые результаты работы были представлены на следующих мероприятиях:

1. Семьдесят первая международная студенческая научная конференция ГУАП, 2018 г.

2. Всероссийская молодёжная научно-практическая конференция «Орбита молодёжи» и перспективы развития российской космонавтики» (24-28 сентября 2018 г., Красноярск).

3. XXI конференция молодых учёных «Навигация и управление движением» (19-22 марта 2019 г., Санкт-Петербург).

В дальнейшем предполагается решение следующих задач:

– составление математической модели и программного обеспечения для определения динамических характеристик движения макета;

– изучение и реализация методов, позволяющих повысить точность результатов определения пространственного положения микроспутника с использованием оптической системы.

Список использованных источников

1) Малые космические аппараты: пособие для студентов факультетов радиофизики и компьютер. технологий, мех.-мат. и геогр. / Абламейко, С. В., Саечников, В. А., Спиридонов, А. А. Минск: БГУ, 2012. Стр. 5-6.

2) Малые спутники в современной космической деятельности [Электронный ресурс]. URL: www.tssonline.ru (дата обращения - 10.04.2020).

3) Getting to space doesn't have to be complicated [Электронный ресурс]. URL: www.spaceflight.com/schedule-pricing (дата обращения - 23.05.20).

4) Радионавигационные системы летательных аппаратов: учеб. для вузов гражданской авиации / под ред. П. С. Давыдова. М.: Транспорт, 1980. Стр. 15-18.

5) Райцин, А. М.. Методы и средства измерений моментов пространственного распределения интенсивности лазерного пучка / Автореферат диссертации на соискание учёной степени доктора технических наук, ФГУП «ВНИИОФИ», Москва, 2017. Стр. 4.

6) Исследование типового измерительно-вычислительного канала потребителей ГЛОНАСС/GPS / Коврегина, Г. М., Коврегин, В. Н. СПб.: ФГАОУ ВО ГУАП, 2020. Стр. 3-5.

7) Verification of the Relative Distance Measurement Method for Pico-satellites in Constellation / Nebylov, A., Medina Padron, A., Knyazhsky, A. IFAC PapersOnLine, 2018. Pp 100–105.

8) Measurement of the Relative Distance between Pico-satellites at the Constellation / Nebylov, A. V., Medina Padron, A., Panferov, A. I. IFAC PapersOnLine, 2017. Pp. 9386–9391.

9) CanX 4,5 [Электронный ресурс]. URL: www.space.skyrocket.de (дата обращения 15.03.2020).

10) 3CSat 1, 2, 3 (Nanosat 2) [Электронный ресурс]. URL: www.space.skyrocket.de (дата обращения - 15.03.2020).

11) Применение фотограмматического метода в задаче автономного определения относительного движения группы макетов / Иванов, Д. С., Овчинников, М. Ю., Трофимов, С. П. Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2010, 005. Стр. 6.

12) Исследование технологии взаимной навигации и ориентации малых космических аппаратов в группе / Небылов, А. В., Перлюк, В. В., Леонтьева, Т. С. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение, № 1, 2019. Стр. 91.

13) Сюрпризы инфракрасной астрономии [Электронный ресурс]. URL: www.scientifically.info (дата обращения - 04.04.2020).

14) Аристов, А. А. Учебно-демонстрационный стенд для отработки алгоритмов относительной ориентации микроспутников на орбите / Семьдесят первая международная студенческая научная конференция ГУАП, ч.1, 2018. Стр. 5.

15) Исследование технологии взаимной навигации и ориентации малых космических аппаратов в группе / Аристов, А.А., Хрипунков, К.И., Епринцев, М. А., Мамедова, Л. С., Еленин, Д. В. «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики, 2018. Стр. 82.

16) Лурье, А. И. Аналитическая механика / Москва: Физмалит, 1961. Стр. 45.

Приложения

Приложение А.

Блок-схемы разработанных программ

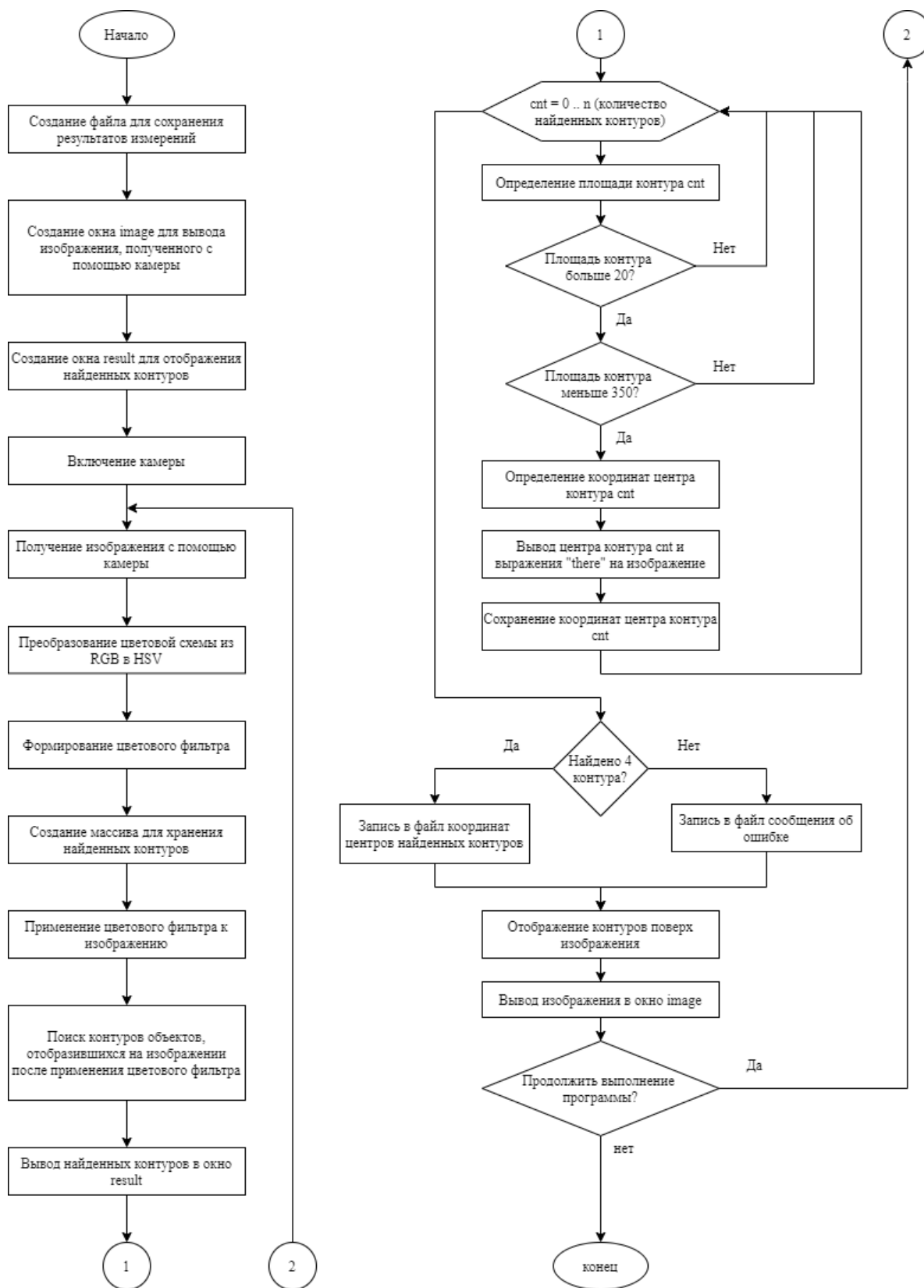


Рисунок А.1 – блок-схема подпрограммы обработки изображения

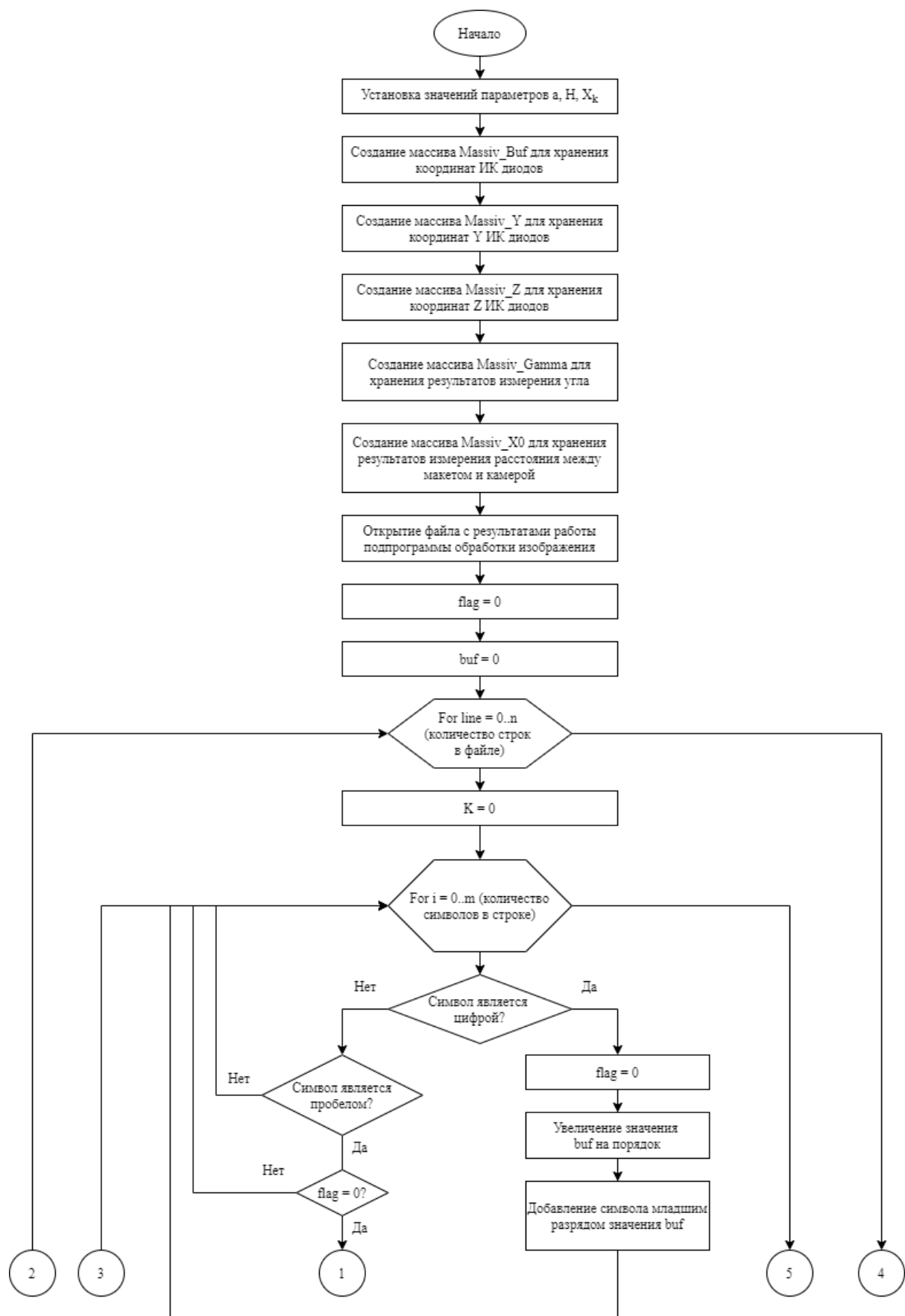


Рисунок А.2 – блок-схема подпрограммы, определяющей положение макета спутника относительно камеры в настоящий момент времени

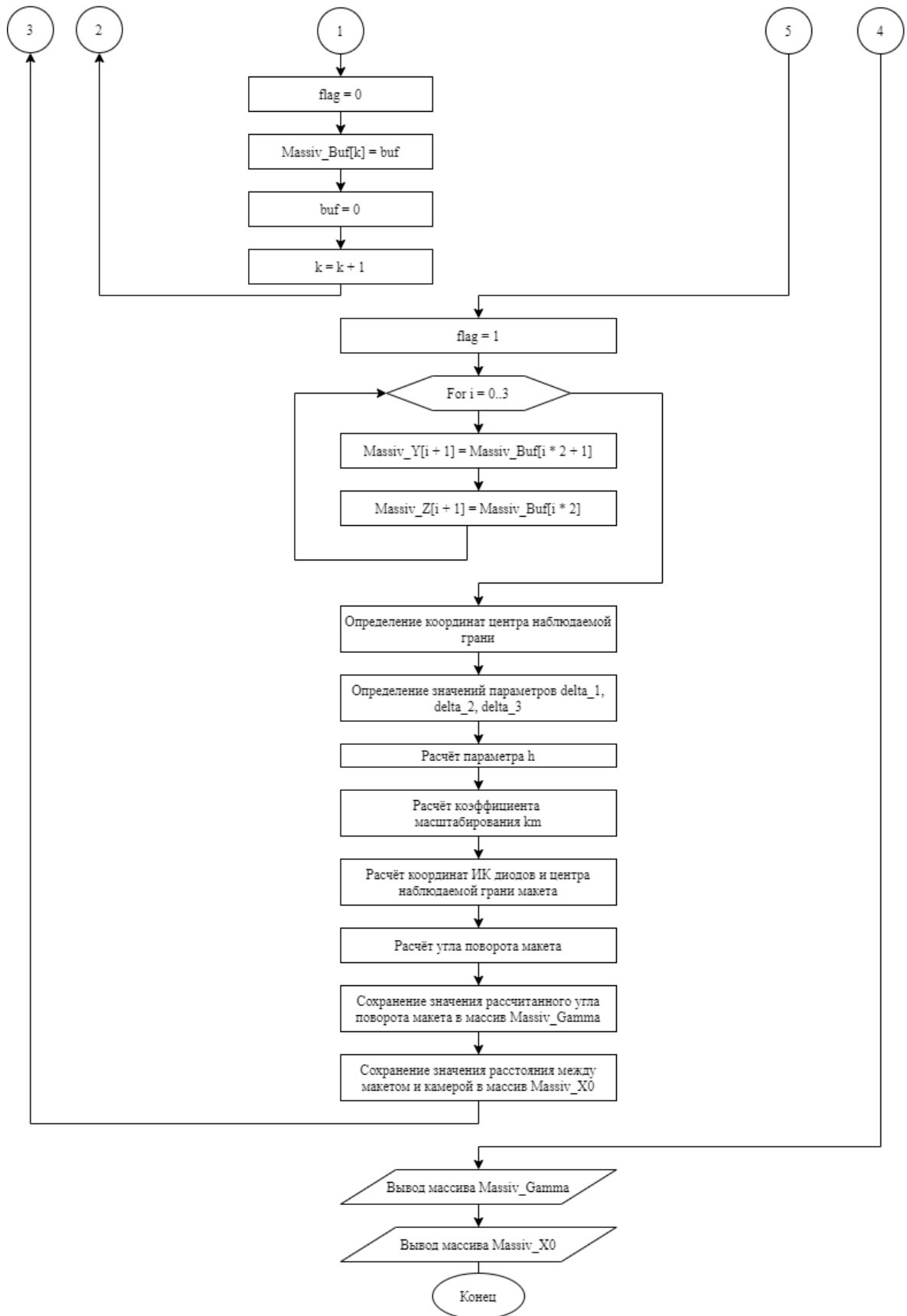


Рисунок А.3 – окончание блок-схемы подпрограммы, определяющей положение макета спутника относительно камеры в настоящий момент времени

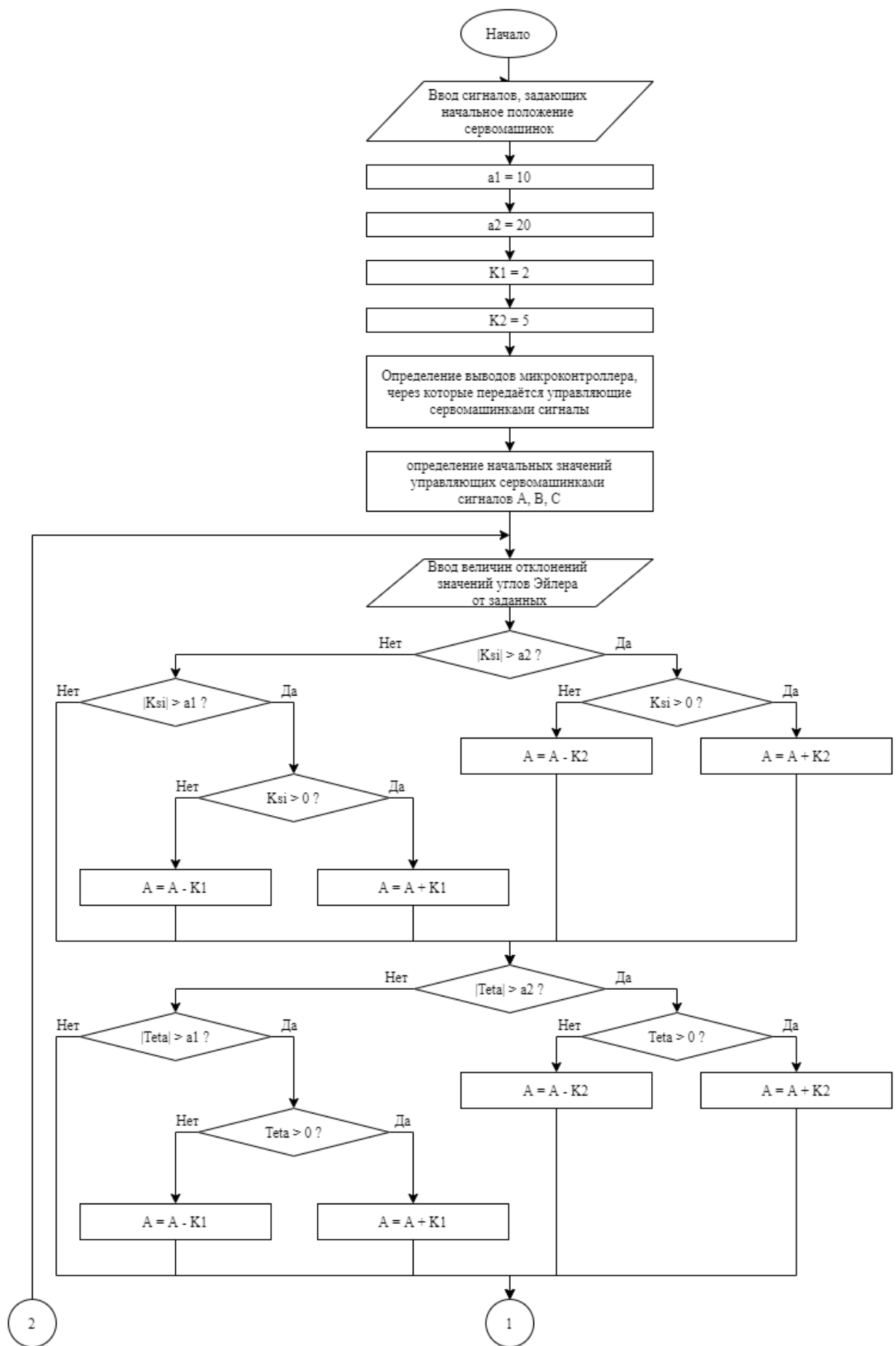


Рисунок А.4 – блок-схема программы управления макетом

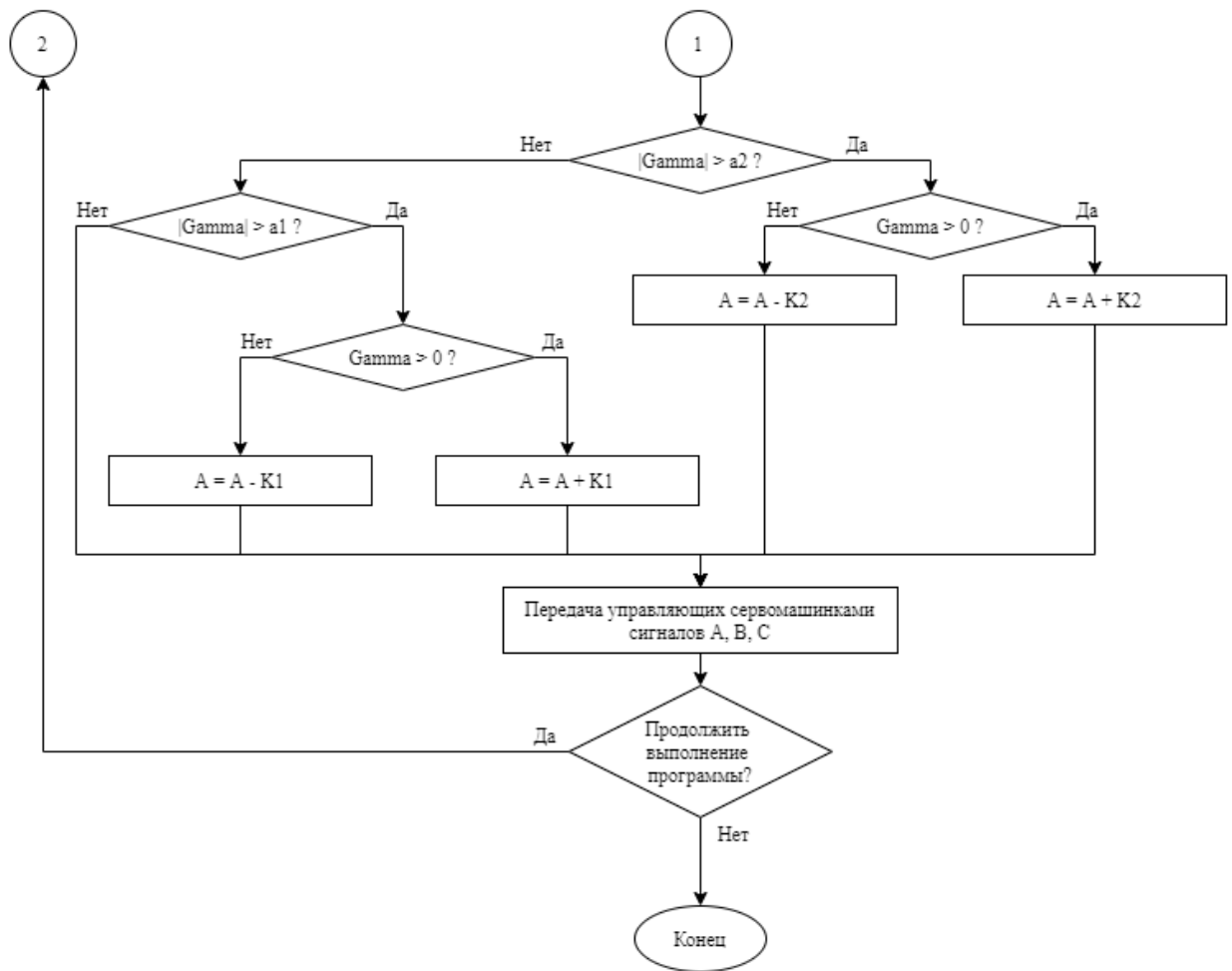


Рисунок А.5 – конец блок-схемы программы управления макетом