

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего профес-
сионального образования
«Московский физико-технический институт (государственный университет)»
Факультет УПМ
Кафедра математического моделирования и прикладной математики

На правах рукописи

УДК 629.7.072.1

Сакович Марианна Александровна
ЛАБОРАТОРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКОВ В ГРУППОВОМ ПОЛЕТЕ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБРАБОТКИ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЯ

Магистерская диссертация

Направление подготовки 010900.68 "Прикладные математика и физика"

(шифр, название)

Магистерская программа 010954 "Управление динамическими системами"

(шифр, название)

Заведующий кафедрой	/ Б.Н. Четверушкин /
Научный руководитель	/ М.Ю. Овчинников /
Научный консультант	/ Д.С. Иванов /
Студент	/ М.А. Сакович /

г. Москва

2014

Содержание

1. Введение	3
1.1 GPS навигация.....	3
1.2 Определение относительного движения по данным NORAD.....	5
1.3 Лазерная система идентификации состояния	6
1.4 Определение состояния по видеоизображению	8
2. Алгоритм определения состояния по видеоизображению в групповом полете	11
2.1 Координатный способ описания относительного движения.....	11
2.2 Описание алгоритма	13
2.3 Моделирование работы алгоритма определения относительного движения	20
2.4 Тестирование алгоритма на лабораторном стенде	25
3. Алгоритм определения реперных точек и начальных параметров движения	28
3.1 Описание алгоритма	28
3.2 Моделирование работы алгоритма определения реперных точек и начальных условий.....	30
3.3 Результаты работы алгоритма	33
Заключение	39
Список литературы.....	40

1. Введение

В конце прошлого и начале этого столетия новейшие достижения в электронике и других областях науки и техники привели к возможности миниатюризации практически всех служебных систем космических аппаратов (КА) без ущерба для их функциональных качеств. В связи с этим появилась возможность использовать КА малых размеров для решения достаточно сложных научных и прикладных задач. При этом уменьшение стоимости создания отдельного КА и уменьшение его массы способствовало организации группового полета нескольких таких аппаратов, предназначенных для решения общей задачи.

Однако способность к совместной работе спутников в формации определяется возможностью определения относительного положения каждого объекта системы и возможностью управления их относительным положением. Управление групповым полетом должно базироваться на прямом или косвенном измерении относительного положения спутников в группе. Под прямым измерением понимается использование радиолокации, лазерных дальномеров и т.п. Часто встречающимся косвенным измерением является вычисление расстояния на основе данных GPS: в качестве вектора относительного положения принимается разность векторов абсолютных положений аппаратов. При этом необходимым атрибутом, как правило, является радиочастотный канал, являющийся средством обмена данными между спутниками в формации.

Определение относительного положения спутников является одной из основных проблем группового полета и именно от её решения зачастую зависит успех миссии.

Другая немаловажная проблема – это определение относительного состояния не-взаимодействующего объекта, размер и форма которого заранее неизвестны. Такие задачи встречаются, например, при уводе космического мусора с орбиты. В таких ситуациях, в связи с недостатком информации об объекте, процедура определения состояния заметно усложняется.

Рассмотрим подробнее принципы, на которых построены основные методы определения относительного движения.

1.1 GPS навигация

Основным методом относительной навигации для низкоорбитальных миссий была и остается GPS-навигация. Элементная база её проста и не требует больших затрат. Помимо аппаратных средств – GPS-приёмников, располагающихся на каждом спутнике в формации, и радиочастотного канала для межспутникового обмена данными –

необходимым программным звеном являются алгоритмы обработки информации, поступающей с приёмников. Как правило, такие алгоритмы основываются на расширенном фильтре Калмана. Они позволяют обеспечить точность определения относительного расстояния до одного метра и относительной скорости до нескольких см/с. Первым примером, показавшим возможность автоматической навигации спутников в группе с использованием данных GPS, стал проект NASA Earth Observing, когда в 2000 году в дополнение к действующему на тот момент спутнику дистанционного зондирования LandSat-7 был запущен спутник EO-1 (Рис. 1.1) [1]. В результате их слаженной совместной работы были получены снимки земной поверхности с высоким разрешением.

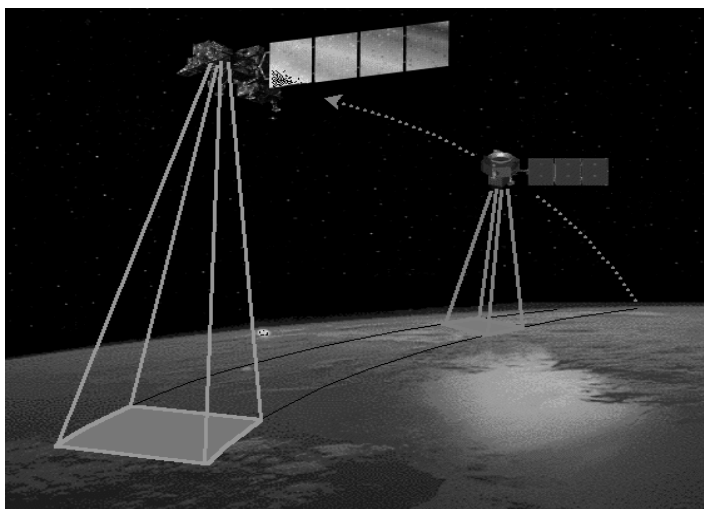


Рис. 1.1 Спутники EO-1 и LandSat-7

Следует также отметить, что с учётом полученного опыта спустя два года успешно был реализован проект GRACE по изучению гравитационного поля Земли. Ещё более интересным в смысле отработки алгоритмов навигации является проект SSC под названием PRISMA (Рис. 1.2). Целью запуска двух спутников Tango и Mango является тестирование алгоритмов управления, относительной навигации, отработка процессов реконфигурации и стыковки аппаратов [2], . Для навигации на довольно больших взаимных расстояниях планировалось использовать данные GPS, в то время как на близких расстояниях более высокая точность достигается непосредственным видеонаблюдением. В рамках проекта Датским техническим университетом (DTU) была разработана новая технология ASC (Advanced Stellar Compass).

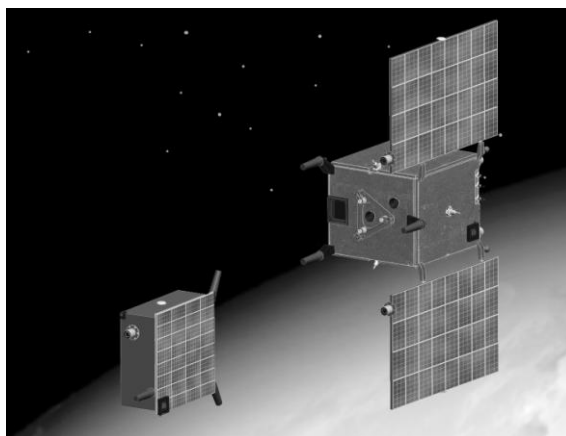


Рис. 1.2 Спутники Tango и Mango

1.2 Определение относительного движения по данным NORAD

Одним из самых доступных способов определения относительного движения двух спутников являются данные системы раннего оповещения NORAD. Эти данные могут оказаться чуть ли не единственным способом определения параметров орбитального движения для спутников, не имеющих средств ГЛОНАСС/GPS и других средств определения положения центра масс спутника на орбите.

Данные NORAD имеют формат TLE (two-line elements). Они представляют собой наборы двухстрочных элементов. На сайте [3] <http://www.space-track.org/> можно найти информацию по запущенным спутникам, начиная с 1957 года. Эти данные выглядят следующим образом, как представлено в Таблица 1.1.

```
1*25063U 97074A***01065.47684936**.00084763**00000-0**56564-3*0**9843  
2*25063**34.9848*213.3710*0001408*234.2325*124.0029*15.74091534188368
```

Все параметры являются средними и получены с помощью исключения различных периодических отклонений особым образом. Именно поэтому для построения движения по данным системы NORAD следует пользоваться только вполне определёнными моделями, например, SGP4 (Simplified General Perturbations) [3]. Все объекты классифицируются NORAD'ом как околоземные (с периодом меньше 225 минут) и объекты дальнего космоса (с периодом большим либо равным 225 минут). В зависимости от этого используются различные модели (SGP4 – используется для околоземных объектов).

С помощью этих данных можно построить орбитальное движение как одного аппарата, так и нескольких. В работе [4] описан подход, как можно построить относительное движение двух спутников по данным NORAD, а так же найти параметры относительного движения. Точность такого метода невысока, но в некоторых ситуациях может быть единственной возможностью определить движение спутников.

Таблица 1.1 Значения данных в двустрочных элементах

Столбец	Содержание	Формат	Пример
Строка 1			
1	Номер строки	d	1
3-7	Номер спутника	dddd	25063
8	“U”	c	U
10-17	Международное обозначение	yyynnppp	97074A
19-20	Год эпохи	dd	01
21-23	День эпохи	ddd	065
24-32	Время эпохи, в долях дня	.ddddddd	.47684936
34	Знак первой производной среднего движения по времени	s	
35-43	Первая производная среднего движения по времени	.ddddddd	.00084763
45	Знак второй производной среднего движения		
46-52	Вторая производная среднего движения (десятичная точка предполагается)	dddd[s]d	00000-0
54	Знак члена торможения BSTAR	s	
55-61	Член торможения BSTAR	dddd[s]d	56564-3
63	Тип эфемерид	d	0
65-68	Номер набора элементов	dddd	948
69	Контрольная сумма (по модулю 10)	d	3
Строка 2			
1	Номер строки	d	2
3-7	Номер спутника	dddd	25063
9-16	Наклонение (в градусах)	ddd.dddd	34.9848
18-25	Долгота восходящего узла (в градусах)	ddd.dddd	213.3710
27-33	Эксцентриситет (десятичная точка опущена)	ddddddd	0001408
35-42	Аргумент перигея (в градусах)	ddd.dddd	234.2325
44-51	Средняя аномалия (в градусах)	ddd.dddd	124.0029
53-63	Среднее движение (оборотов в день)	dd.dddddddd	15.74091534
64-68	Номер витка в эпоху (оборотов)	dddd	18836
69	Контрольная сумма (по модулю 10)		

1.3 Лазерная система идентификации состояния

Перспективные системы управления конфигурацией формаций спутников, обеспечивающие высокую точность позиционирования, выдвигают все более строгие требования к системам идентификации текущего состояния. Наиболее распространенным методом в настоящее время является использование навигационных спутниковых систем (GPS, ГЛОНАСС, раздел 1.1). Несмотря на то, что такие системы позволяют добиться высокой точности идентификации состояния (относительное расстояние определяется с точностью до десятков сантиметров), необходима разработка альтернативных систем для преодоления двух основных недостатков навигационных систем. Во-первых, энергопотребление приемников велико и может быть уменьшено за счет использования

других методов, во-вторых, навигационные системы нельзя использовать при полетах в дальнем космосе. Наиболее перспективной и уже серьезно проработанной альтернативой является лазерная система идентификации состояния распределенной системы. Главное достоинство такой системы – высокая точность.

Лазерные измерения могут быть построены на различных физических принципах [5]. Самый простой способ – использование стандартной локации, при которой сигнал от аппарата, оснащенного передатчиком, отражается от другого аппарата и фиксируется первым вместе с временем, которое потребовалось сигналу, чтобы пройти весь путь, расстояние вычисляет по простой формуле $r = c\Delta t / 2$, где c – скорость света. Однако ошибки измерения времени накладывают серьезные ограничения на точность такого подхода, кроме того, принимаемые первым аппаратом сигнал заметно ослабляется. Второй метод определения расстояния при помощи лазерной системы – измерение сдвига фаз излученного и принятого сигнала. Сдвиг фаз определяется по формуле $\Delta f = 4\pi r / \lambda$, где λ – длина волны. Получаемый сигнал может заметно ослабиться из-за его рассеяния при отражении от второго аппарата, поэтому на нем может быть также установлен лазер, частота которого автоматически подстраивается под частоту пришедшего сигнала, в результате принимаемый сигнал имеет достаточную мощность. При использовании временного сдвига для определения расстояния используется импульсная модуляция сигнала, тогда как при определении расстояния при помощи фазового сдвига используется незатухающая гармоническая волна (Рис. 1.3).

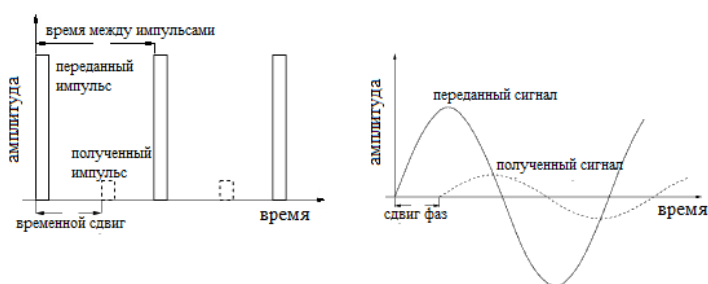


Рис. 1.3 Лазерное определение расстояния между аппаратами

При определении расстояния за счет фазового сдвига использование лазера позволяет добиться большей точности, чем при обычной радиолокации за счет малой длины волны сигнала. Кроме расстояния, можно определить и относительную радиальную скорость двух аппаратов при помощи простого дифференцирования позиционных измерений или при помощи эффекта Доплера [6].

Основным преимуществом является высокая точность лазерных систем (несколько миллиметров на любом расстоянии, до нескольких нанометров для самых точных систем [7]). Лазерная система может иметь большую дальность работы, зависящую от мощности

используемого передатчика, она меньше подвержена возможным возмущениям, чем оптическая система, за счет узконаправленного луча. Это, однако, приводит к проблеме предварительного определения состояния конфигурации и ее точного позиционирования для того, чтобы лазерная система могла начать работу. В большинстве случаев начальная точность, необходимая только для начала работы лазерной системы, может удовлетворить требованиям полетного задания. Примером необходимости использования лазерной системы служит космический телескоп. Отдельно можно выделить случай, когда интерферометрическая база телескопа реализована при помощи формации, использующей тросовую систему. В этом случае направления тросов задают начальное приближение для лазерных измерений, необходимых для последующего точного позиционирования элементов интерферометра телескопа. Еще одним недостатком лазерной системы является достаточно большое количество сложного оборудования, а также высокое (при формации, распределенной на большом расстоянии) энергопотребление. Таким образом, лазерную систему можно рассматривать как перспективную при разработке формации с высокими требованиями на точность позиционирования (такие, как проект LISA).

1.4 Определение состояния по видеоизображению

Для определения относительного состояния аппаратов в группе все чаще используется обработка видеоизображений, получаемых при съемке одного аппарата с помощью видеокамеры, установленной на другом аппарате. Тут возможны несколько вариантов использования такого подхода к определению относительного состояния. Один из них предусматривает установку на один из аппаратов в некоторых точках светодиода разного цвета. Другой подход не требует установки дополнительных светящихся точек, но использует информацию об отражающих свойствах поверхностей аппаратов. Оба подхода основаны на распознавании на снимке некоторых точек аппарата, положение которых известно в системе отчета, связанной с этим аппаратом. Далее вычисляется относительное положение двух аппаратов и матрица поворота системы координат, связанной с одним аппаратом, относительно системы координат, связанной с другим аппаратом.

Система относительной навигации, основанная на обработке изображений, реализована в проекте PRISMA [8]. На аппарате Mango установлены четыре видеокамеры, разработанные в DTU, и которые используются в других проектах в качестве звездных, способны также получать изображение второго спутника с известной геометрией. Обработав кадр, программа определяет взаимное расстояние и ориентацию аппаратов [9].

Аналогичным образом происходит навигация транспортных кораблей, подлетающих к МКС. До расстояния в несколько сот метров успешно используются GPS-

данные с приёмников, установленных на корабле и на МКС. Информация о положении станции передаётся на корабль через радиочастотный канал связи. На близких расстояниях используется автоматический визуальный мониторинг процесса сближения и стыковки космических кораблей «Прогресс» с Международной космической станцией [10]. Исходной информацией служит видеосигнал, идущий от телекамеры на борту корабля. Получаемая последовательность кадров обрабатывается в реальном времени. В каждом кадре выделяются детали специальной мишени (см.Рис. 1.4), размеры которых и геометрические параметры взаимного расположения используются как первичные измерения. По этим измерениям восстанавливается движение корабля относительно станции.

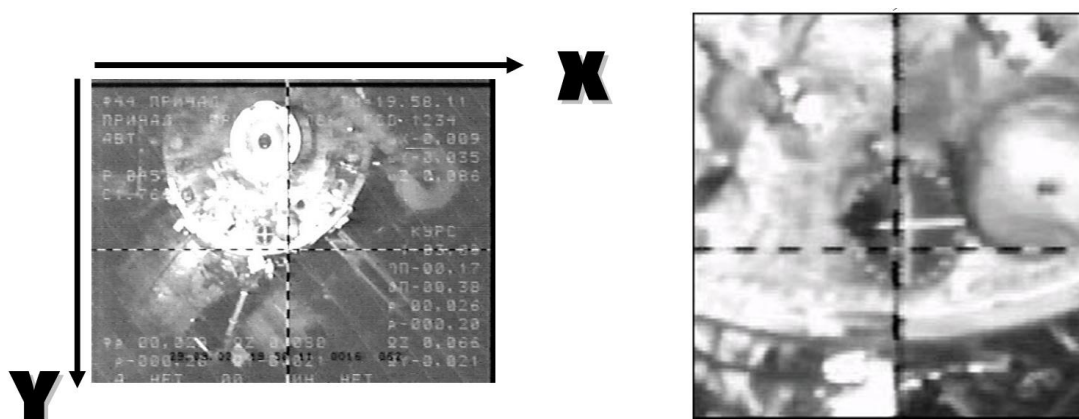


Рис. 1.4 Пример выделения области интереса в поле зрения ТВ-камеры, расположенной на корабле; а) – все поле зрения; б) – область интереса.

Другая система относительной навигации при стыковке к МКС использует видеоизмерители, которые посылают лазерные импульсы на прикрепленные к стыковочному узлу отражатели. Регистрируя и распознавая картину отраженных лучей, определяются относительное расстояние и взаимная ориентация аппарата и станции. Впервые такая система навигации была опробована при стыковке грузового корабля ATV «Jules Verne» 3 апреля 2008 года и доказала свою надёжность и высокую точность (ошибка в определении расстояния не превосходила 10 см).

В настоящей работе в главе 2 рассматривается алгоритм определения относительного состояния спутников в групповом полете, основанный на обработке изображения освещенного Солнцем аппарата. Исследуется точность определения в зависимости от параметров снимающей камеры, дальности до снимаемого аппарата и размеров реперных точек. Исследуемый алгоритм применен для определения относительного движения микро-спутника "Чибиc-М" после отделения от грузового корабля "Прогресс" с помощью обработки видеоизображения, полученного с видеокамеры, установленной на грузовом корабле. В качестве реперных точек рассматриваются наконечники антенн, которые обладают

подходящими отражающими свойствами, вызволяющими их распознать на снимке (Рис. 1.5).

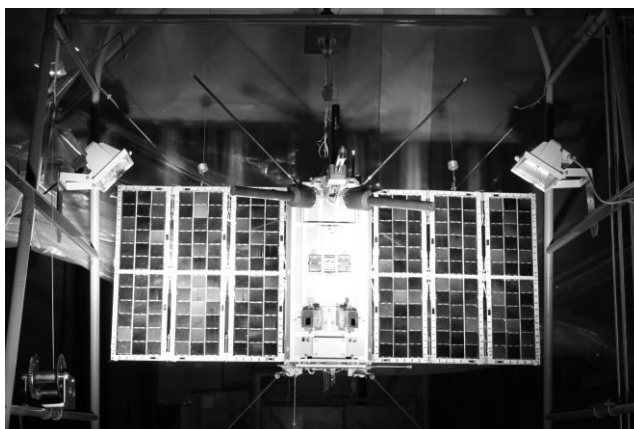


Рис. 1.5 Микроспутник "Чибис-М" на испытательном стенде

Отличие разработанного алгоритма определения от вышеописанных заключается в том, что на снимаемом спутнике не требуется устанавливать дополнительно специальной мишени или фотодиодов - достаточно знать геометрию снимаемого объекта.

В главе 3 описан алгоритм определения относительного состояния по видеоизображению невзаимодействующей цели, формы и параметры которой неизвестны. Таким образом алгоритм подходит для задач увода космического мусора с орбиты: "спутник-дворник" подлетает к обломку, определяет его движение, производит захват и увлекает за собой в плотные слои атмосферы.

2. Алгоритм определения состояния по видеоизображению в групповом полете

2.1 Координатный способ описания относительного движения

Задача описания движения спутников относительно друг друга в поле притяжения массивного тела имеет непосредственное отношение к задаче трех тел. Большой вклад в описание относительного движения сделал G.W.Hill (Хилл) в работе 1878 г. «*Researches in the Lunar Theory*» [11]. В этой работе Хилл получил выражения для движения Луны относительно Земли в случае учета влияния гравитационных полей Солнца и Земли. Уравнения движения для Луны были записаны в прямоугольной системе координат, начало которой связано с вращающейся вокруг Солнца Землей, причем скорость вращения системы координат была равна скорости вращения Земли вокруг Солнца.

Clohessy и Wiltshire в 1960 г. развили идею Хилла применительно к относительному движению спутников в формации в центральном гравитационном поле [12]. В их модели один из спутников движется по круговой орбите вокруг Земли, и уравнения относительного движения второго спутника записываются в подвижной системе координат, связанной с первым. Clohessy и Wiltshire модифицировали уравнения относительного движения в предположении отсутствия гравитационного притяжения между спутниками, исключив, таким образом, нелинейный член $\frac{\mu}{r^3}$ из уравнений, полученных Хиллом.

Запишем линеаризованное уравнение Хилла в векторном виде в предположении круговой орбиты главного спутника:

$$\frac{d^2\mathbf{s}}{dt^2} + [\boldsymbol{\omega}, \boldsymbol{\omega}, \mathbf{s}] + 2 \cdot \left[\boldsymbol{\omega}, \frac{d\mathbf{s}}{dt} \right] = -\frac{\mu \cdot \mathbf{s}}{R^3} + \frac{3 \cdot \mu \cdot \mathbf{R} \cdot (\mathbf{R}, \mathbf{s})}{R^5},$$

где $\boldsymbol{\omega}$ - угловая скорость вращения спутника вокруг Земли, \mathbf{s} - радиус-вектор, направленный от одного спутника (главного) к другому, \mathbf{R} - радиус орбиты главного спутника.

Тогда в проекциях на оси орбитальной системы координат, в случае отсутствия возмущений, получим следующую систему линейных дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \ddot{x} + 2\omega\dot{z} &= 0, \\ \ddot{y} + \omega^2 y &= 0, \\ \ddot{z} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z &= 0. \end{aligned} \tag{1.1}$$

Тогда решение системы (1.1) будет

$$x = C_4 - 3C_1\omega \cdot t + 2C_2 \cos \omega t - 2C_3 \sin \omega t,$$

$$y = C_5 \sin \omega t + C_6 \cos \omega t,$$

$$z = 2C_1 + C_2 \sin \omega t + C_3 \cos \omega t.$$

Здесь константы интегрирования определяются начальными условиями следующим образом:

$$C_1 = 2z(0) + \frac{\dot{x}(0)}{\omega}, C_2 = \frac{\dot{z}(0)}{\omega},$$

$$C_3 = -3z(0) - \frac{2\dot{x}(0)}{\omega}, C_4 = x(0) - \frac{2\dot{z}(0)}{\omega}.$$

Чтобы лучше представить вид траектории, описываемой дочерним спутником, заметим [13], что координаты x и z связаны следующим соотношением:

$$\frac{(z - 2c_1)^2}{c_2^2 + c_3^2} + \frac{[x - (c_4 - 3c_1\omega_0 t)]^2}{4\omega_0^2(c_2^2 + c_3^2)} = 1. \quad (1.2)$$

Из уравнения (1.2) видно, что периодические движения дочернего спутника относительно главного возможны только в том случае, когда $c_1 \equiv 0$. Период этих движений совпадает с периодом обращения спутника по орбите, а сами движения происходят по эллипсу, центр которого лежит в точке $z^* = 0$, $x^* = c_4$. Но достаточно сколь угодно мало изменить начальные данные так, чтобы $c_1 \neq 0$, как периодичность нарушается и получается более общий случай движения. В результате равномерное и периодическое движения складываются, и получается, что одновременно с движением спутника по эллипсу, центр этого эллипса смещается вдоль оси OX_1 орбитальной системы координат. На Рис. 2.1 показан пример движения, когда начальные условия заданы так, что $c_1 = 0$. На Рис. 2.2 приведен пример движений с $c_1 \neq 0$.

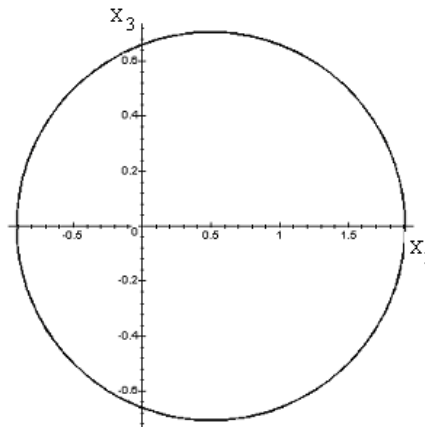


Рис. 2.1. Относительная траектория при $c_1 = 0$

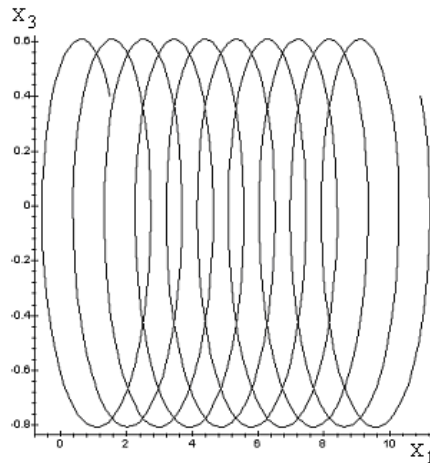


Рис. 2.2 Относительная траектория при $c_1 = -0.05$

То есть в итоге получаем, если заданная орбита может быть получена из уравнения Хилла с нулевой правой частью, то нам нужно всего лишь правильно подобрать начальные условия в соответствии с выражениями (1.2). Но для поддержания периодического движения дочернего спутника относительно главного в общем случае необходимо управление.

2.2 Описание алгоритма

Математически задача определения относительного состояния может быть сформулирована следующим образом. Рассмотрим два КА, двигающиеся достаточно близко друг к другу, чтобы различать детали освещенных Солнцем поверхностей аппарата. Свяжем с одним из аппаратов систему координат $O_1x_1x_2x_3$ и с другим систему координат $O_2y_1y_2y_3$. Точки O_1 и O_2 соответствуют центрам масс КА (Рис. 2.3).

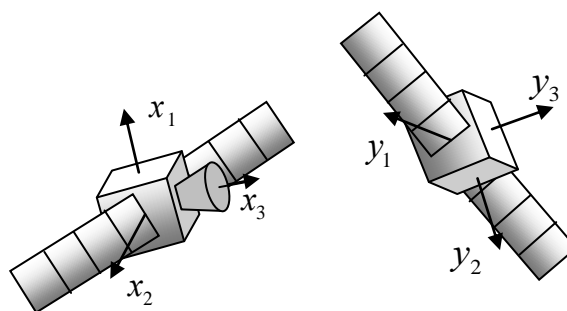


Рис. 2.3 Системы координат аппаратов

На первом аппарате установлена видеокамера, ось которой сонаправлена с осью Ox_3 . Если сдвинуть систему координат $O_1x_1x_2x_3$ вдоль оси Ox_3 и принять за центр системы координат середину чувствительной матрицы камеры O_p , то получим систему координат камеры. Пусть расстояние O_1O_p известно. Рассмотрим некоторую точку P_1

второго КА, которая имеет радиус-вектор $\mathbf{R}_{p_1}^{O_2 y_1 y_2 y_3} = [y_1^{p_1}, y_2^{p_1}, y_3^{p_1}]^T$ в СК $O_2 y_1 y_2 y_3$. С другой стороны в СК $O_p x_1 x_2 x_3$ эта точка имеет координаты $\mathbf{R}_{p_1}^{O_p x_1 x_2 x_3} = [x_1^{p_1}, x_2^{p_1}, x_3^{p_1}]^T$.

Соотношение между этими двумя векторами можно увидеть на Рис. 2.4 и оно равно

$$\overrightarrow{O_p P_1} = \overrightarrow{O_p O_2} + \overrightarrow{O_2 P_1}.$$

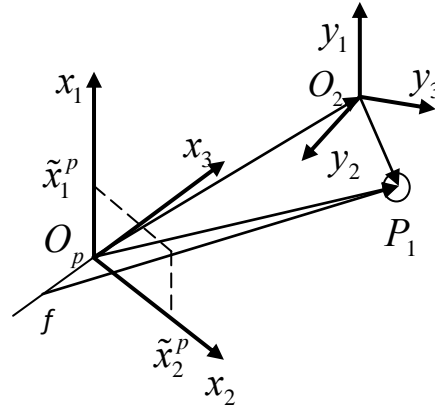


Рис. 2.4 Система координат камеры

Это векторное выражение должно быть записано в системе координат $O_p x_1 x_2 x_3$ следующим образом:

$$\mathbf{R}_{p_1}^{O_p x_1 x_2 x_3} = \overrightarrow{O_p O_2}^{O_p x_1 x_2 x_3} + A \cdot \mathbf{R}_{p_1}^{O_2 y_1 y_2 y_3}. \quad (1.3)$$

Здесь A - это матрица перехода из СК $O_2 y_1 y_2 y_3$ в СК $O_p x_1 x_2 x_3$.

Если известны вектор $\overrightarrow{O_p O_2}^{O_p x_1 x_2 x_3}$ и матрица A , то известны относительное положение двух аппаратов и относительная ориентация. Опишем вкратце, как они могут быть получены.

Согласно проективной геометрии точка P_1 будет иметь следующие координаты на снимке

$$\begin{aligned} \tilde{x}_1^p &= \frac{x_1^p}{1 - x_3^p / f}, \\ \tilde{x}_2^p &= \frac{x_2^p}{1 - x_3^p / f}. \end{aligned} \quad (1.4)$$

Здесь f - это фокусное расстояние камеры, имеющее отрицательное значение. Тогда, измеряя на снимке изображение известных точек P_i , из уравнений (1.3) находим неизвестные компоненты вектора $\overrightarrow{O_p O_2}^{O_p x_1 x_2 x_3}$ и элементы матрицы A . Для их определения необходимо измерить положение на снимке минимум четырех точек P_i . Относительная

скорость и также относительная угловая скорость двух аппаратов может быть вычислена обычным дифференцированием.

В качестве реперных точек спутника могут выступать установленные на нем светодиоды или уникальные по отражающим свойствам точки поверхности спутника, например, концы антенн спутника (Рис. 2.5)

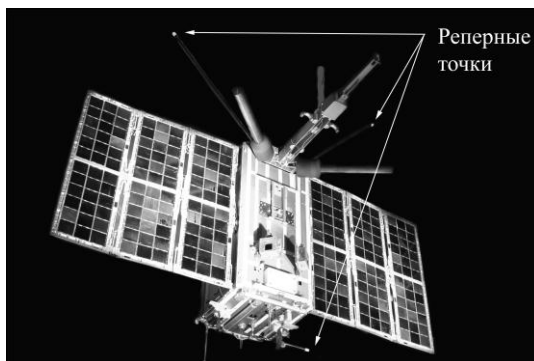


Рис. 2.5 Микроспутник "Чибис-М" и реперные точки

Рассмотрим подробнее процесс определения относительной ориентации и положения по полученному изображению.

Получение снимка происходит оцифровкой выходных значений элементов ПЗС-матрицы, в результате чего имеется массив информации об интенсивности света в видимом диапазоне длин волн в каждой точке чувствительной матрицы. Далее определяется уровень шума снимка, производится фильтрация: находится максимальная и минимальная интенсивности, они нормируются, после чего устанавливается значение (порог), ниже которого значение интенсивности пикселя приравнивается нулю. После этого изображение преобразуется в бинарное, то есть матрица интенсивности представляет логический массив единиц и нулей, и, исходя из этого, определяются границы всех объектов на изображении.

Например, при отделении микроспутника "Чибис-М" от грузового корабля Прогресс на камере, установленной на Прогрессе, получаем с помощью моделирования изображение на (Рис. 2.7). На Рис. 2.7 изображены границы всех объектов Рис. 2.6.

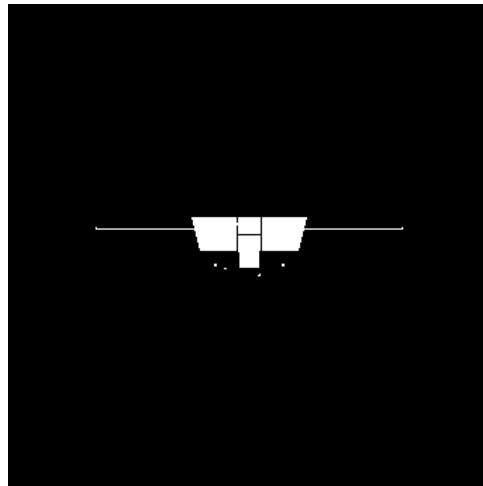


Рис. 2.6 Изображение микроспутника "Чибис-М", полученное с помощью моделирования

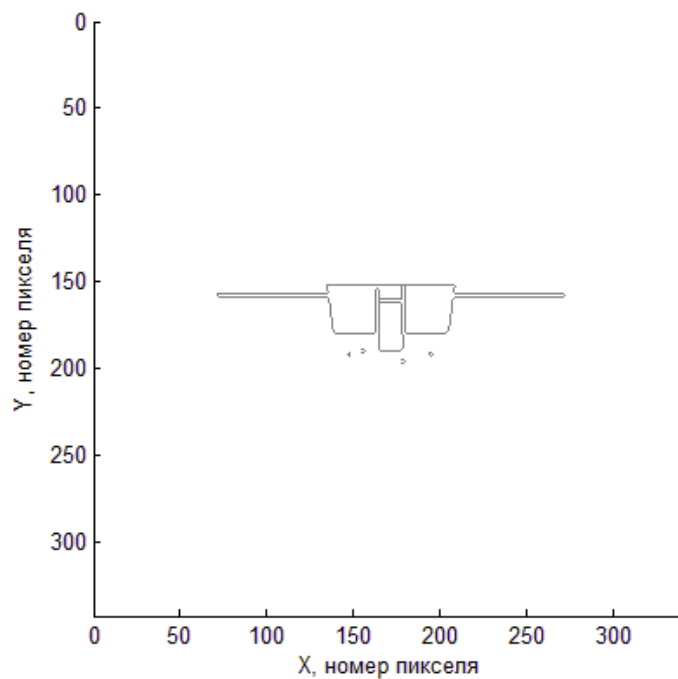


Рис. 2.7 Границы всех объектов на снимке

Затем производится поиск центра \tilde{x}_c , \tilde{y}_c всех объектов на снимке по формуле

$$\tilde{x}_c = \frac{\sum_{i=1}^N x_i}{N}, \quad \tilde{y}_c = \frac{\sum_{i=1}^N y_i}{N}, \quad (1.5)$$

где N – общее количество пикселей в рассматриваемой границе объекта, x_i – x -координата i -го пикселя границы, y_i – y -координата i -го пикселя границы.

Далее, зная спрогнозированные декартовы координаты реперных точек на снимке, переходим к "пиксельным" координатам. В ε -окрестности полученных моделированием координат реперной точки ищем центр объекта на изображении, рассчитанный по формуле (1.5). Следует отметить, что в выбранной ε -окрестности для какой-то точки

может не найтись ни одного объекта на снимке, в таком случае данная смоделированная точка не будет являться реперной для полученного кадра. Например, на Рис. 2.8 реперные точки отмечены звездочками.

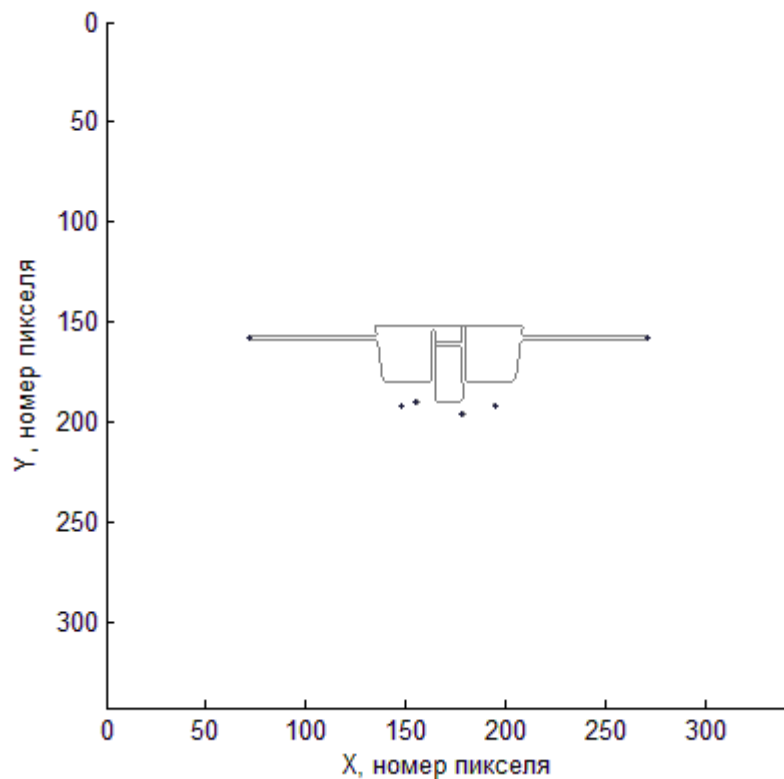


Рис. 2.8 Найденные реперные точки

Заметим, что, так как найденные таким образом центры светимости вследствие шумов на изображении и дискретности ПЗС-матрицы будут иметь некоторую ошибку, то при использовании этих данных необходимо применить какой-либо метод среднеквадратичной фильтрации. Определив минимум четыре реперные точки, ищем поправку к спрогнозированным координатам, используя, например, метод наименьших квадратов. Введем функционал

$$\Phi = \sum_i ((\tilde{x}_{c,i} - \hat{x}_i)^2 + (\tilde{y}_{c,i} - \hat{y}_i)^2),$$

где \hat{x}_i , \hat{y}_i – оценки координат реперных точек, $\tilde{x}_{c,i}$, $\tilde{y}_{c,i}$ – центры найденных объектов на снимке, которые лежал в окрестности координат реперных точек. Как было показано ранее, положение точек на снимке зависит от положения центра масс спутника и от его ориентации. То есть

$$\hat{x}_i = \hat{x}_i(x_c, y_c, z_c, q_1, q_2, q_3),$$

$$\hat{y}_i = \hat{y}_i(x_c, y_c, z_c, q_1, q_2, q_3).$$

Здесь (x_c, y_c, z_c) - координаты центра масс спутника, q_1, q_2, q_3 - векторная часть кватерниона $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]$, описывающего его ориентацию. Обозначим вектор параметров $(x_c, y_c, z_c, q_1, q_2, q_3) = \vec{f}$.

Далее численно решаем систему уравнений

$$\frac{\partial \Phi}{\partial f_j} = 0, \quad j = \overline{1,6} \quad \Leftrightarrow \quad \vec{F}(\vec{f}) = 0, \quad (1.6)$$

где f_j - это j -ая компонента вектора \vec{f} , для нахождения минимума функционала Φ .

Для численного решения системы (1.6) используем метод Ньютона:

- за начальное приближение \vec{f}_0 выбирается значение параметров, которые использовались для расчета реперных точек;
- новое приближение вычисляется по формуле

$$\vec{f}^n = \vec{f}^{n-1} - \left| \frac{\partial^2 \Phi}{\partial f_j \partial f_k} \right|^{-1} \cdot \vec{F}(\vec{f}^{n-1}),$$

пока не выполнится условие

$$|\vec{f}^n - \vec{f}^{n-1}| < \varepsilon_0,$$

где ε_0 - некоторая заданная погрешность. На Рис. 2.9 представлен пример сходимости метода Ньютона для одной точки.

Решением системы (1.6) являются новые значения параметров, которые интегрируются с помощью уравнений Хилла (1.1) и уравнений движения относительно центра масс:

$$J \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times J \cdot \boldsymbol{\omega} = 3\omega_0^2 \cdot (A\mathbf{e}_3) \times (J \cdot A\mathbf{e}_3), \quad (1.7)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ - абсолютная угловая скорость 2-го КА, J - тензор инерции 2-го КА, ω_0 - орбитальная угловая скорость, A - матрица направляющих косинусов, описывающая поворот 2-й системы координат относительно орбитальной, \mathbf{e}_3 - единичный вектор, направленный в направлении от Земли, записанный в орбитальной системе координат. Матрица A получается умножением матрицы перехода системы координат, связанной с 1-м аппаратом, из орбитальной системы координат (этот переход предполагается известным) на матрицу перехода из системы координат, связанной с 1-м аппаратом, в систему координат, связанную со 2-м аппаратом (который определяется алгоритмом определения) (Рис. 2.3).

Проинтегрированные значения будут использоваться в качестве начального приближения на следующем шаге алгоритма (для следующего кадра) для расчета реперных точек. На Рис. 2.10 изображена блок-схема описанного алгоритма.

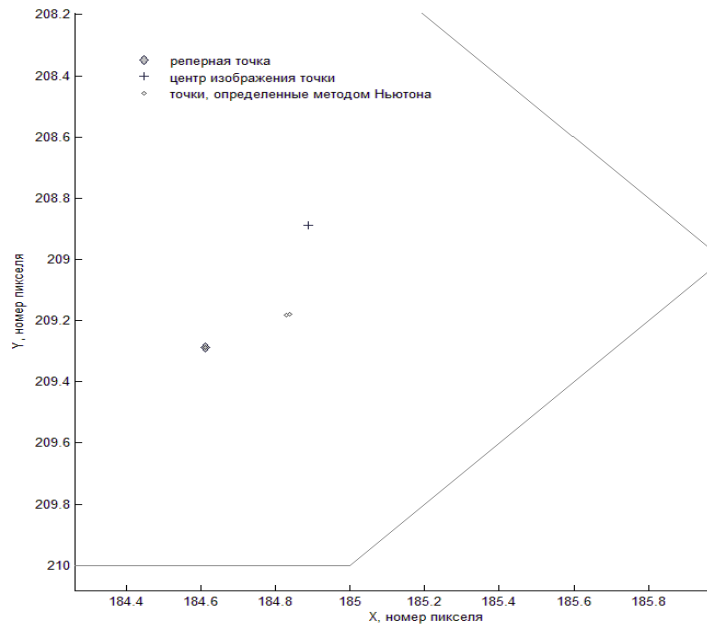


Рис. 2.9 Нахождение реперных точек для следующего шага алгоритма

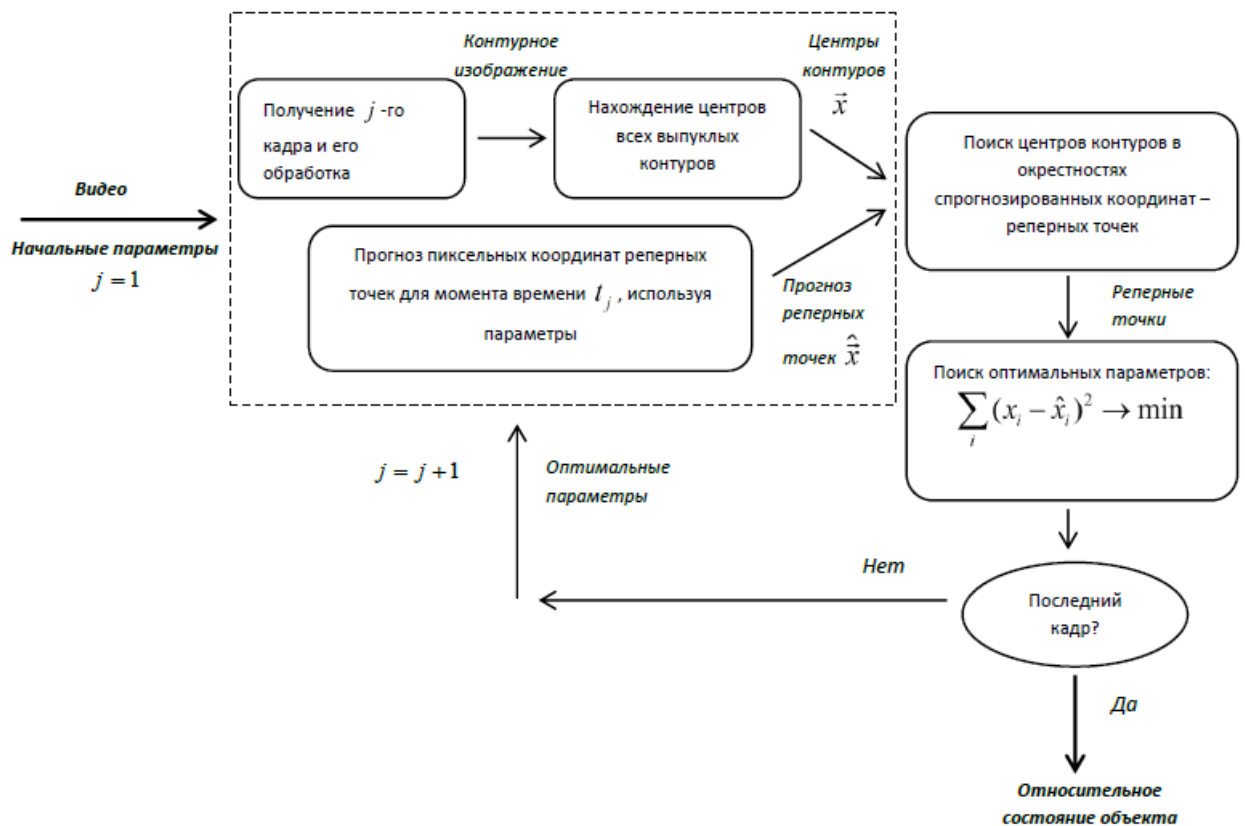


Рис. 2.10 Блок-схема алгоритма

Следует отметить, что рассматриваемый метод определения относительного положения имеет некоторые ограничения. Например, если не удалось найти хотя бы четыре не лежащие в одной плоскости реперные точки на снимке, то поправки в модели сделать невозможно, так как в этом случае положение тела определяется неоднозначно.

Суть этого ограничения лежит в особенностях проективной геометрии. Если есть три точки одного твердого тела, то возможны два его положения, которые дадут одно и то же изображение этих точек (см. рис. 2.11).

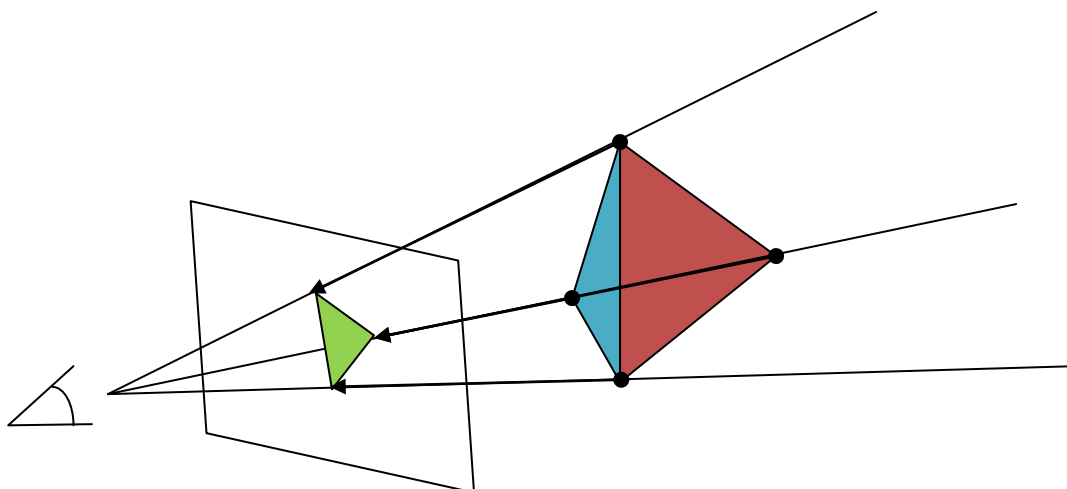


Рис. 2.11. Неоднозначность определения положения по трем точкам

Также алгоритм неработоспособен, если в поле зрения камеры попадает Солнце или оба аппарата находятся в тени и на теле второго спутника невозможно найти реперные точки. В случае, если второй аппарат имеет симметричную форму, есть неоднозначность при решении уравнения (1.3). Кроме того, алгоритм непригоден, если второй аппарат вращается со слишком большой угловой скоростью, а камера снимает с низкой частотой (или обработка снимка занимает много времени), так как в этом случае время между двумя снимками может превысить период обращения спутника и тогда относительная угловая скорость будет определена с большой ошибкой.

2.3 Моделирование работы алгоритма определения относительного движения

Для исследования работы алгоритма определения относительного движения по видеоизображению взят за основу микроспутник "Чибис-М" и моделируется процесс его отделения от грузового корабля Прогресс. За реперные точки выбираем концы антенн спутника "Чибис-М", как показано на Рис. 2.5.

В качестве начальных условий задаются следующие значения:

$$\mathbf{v}_{0,rel} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.01m \setminus c. \end{pmatrix}, \quad \mathbf{r}_{0,rel} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 3m. \end{pmatrix} \text{ – соответственно скорость и радиус-вектор центра}$$

масс микроспутника относительно корабля Прогресс,

$$\omega_0 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0.01 \text{ рад/с} \\ 0 \end{pmatrix} - \text{абсолютная угловая скорость "Чибис-М",}$$

$$J = \begin{pmatrix} 1.60 & 0 & 0 \\ 0 & 1.16 & 0 \\ 0 & 0 & 1.86 \end{pmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2 - \text{тензор инерции микроспутника,}$$

Двустрочные элементы корабля Прогресс на момент отделения:

1 00181U 00181A 12025.08620288 .00013765 00000-0 17853-3 0 1018

2 00181 51.6460 125.2012 0011831 248.0422 111.9298 15.21986026 37.

При таких начальных параметрах были получены следующие результаты: зависимость радиус-вектора центра масс и ориентации микроспутника относительно корабля Прогресс от времени показана на Рис. 2.12 и Рис. 2.13 соответственно.

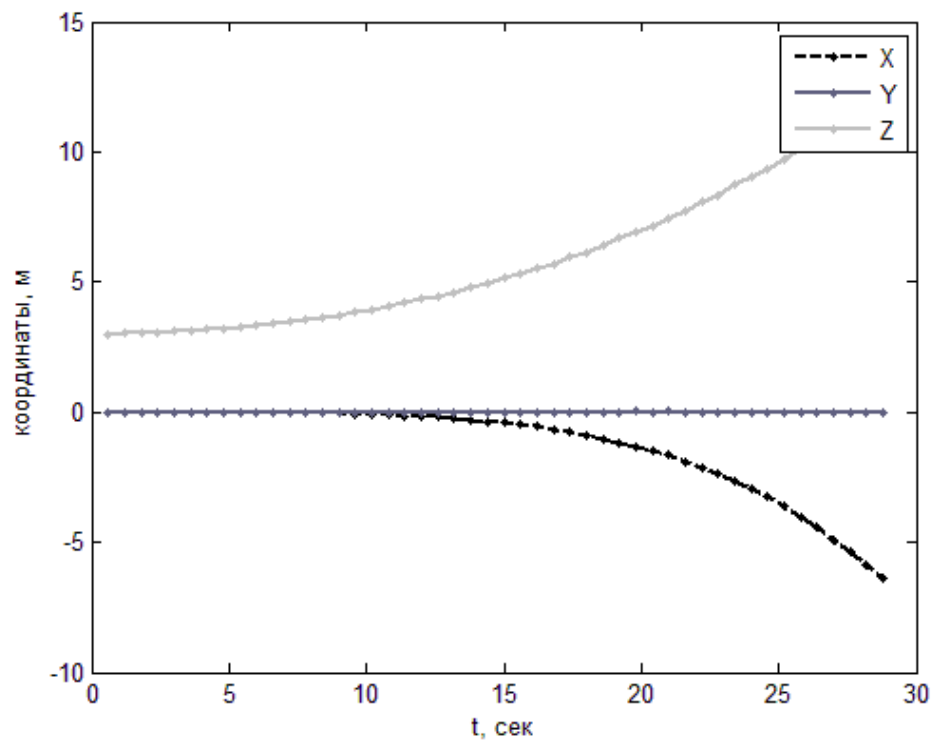


Рис. 2.12 Зависимость радиус-вектора центра масс от времени

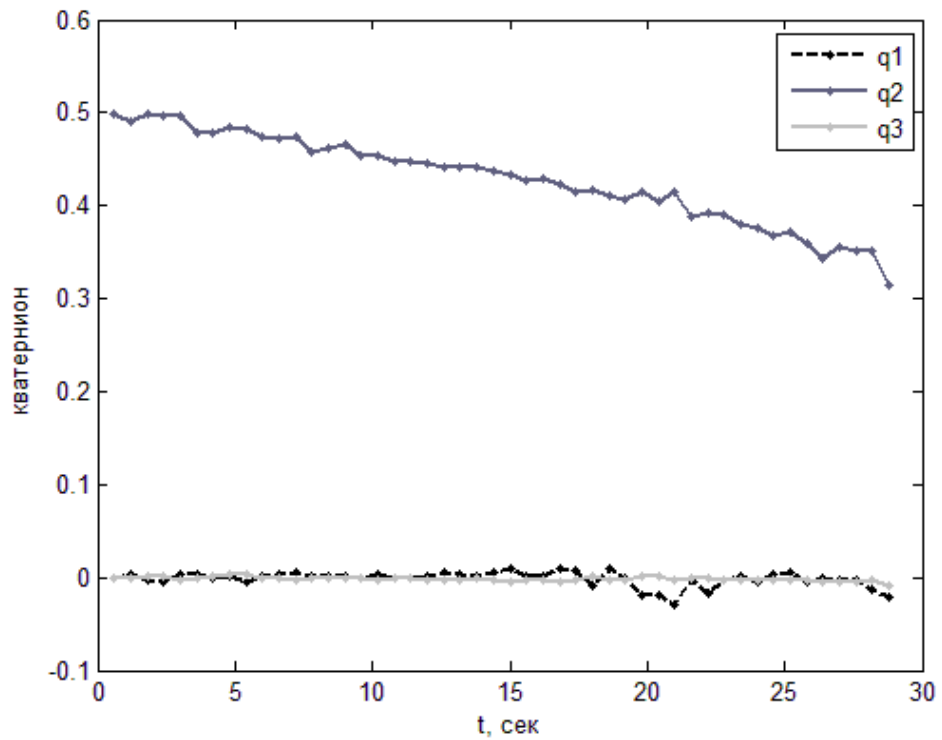


Рис. 2.13 Зависимость ориентации спутника от времени

Разница полученных интегрированием с помощью линеаризованных уравнений Хилла (1.1) и уравнений движения центра масс (1.7) от полученных вследствие работы алгоритма координат центра масс и ориентации "Чибис-М" относительно корабля Прогресс показана на Рис. 2.14 и Рис. 2.15 соответственно.

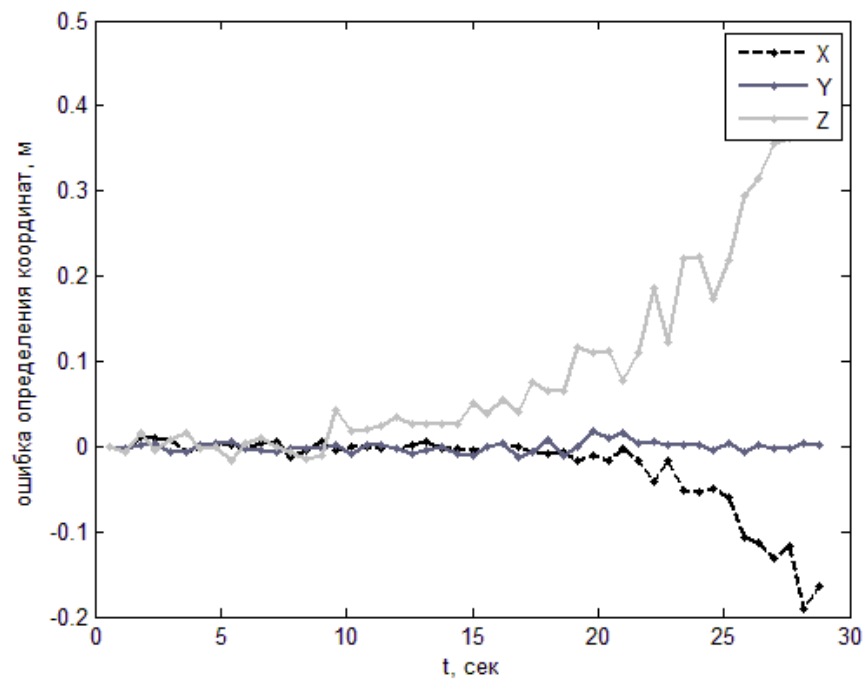


Рис. 2.14 Ошибка определения координат центра масс

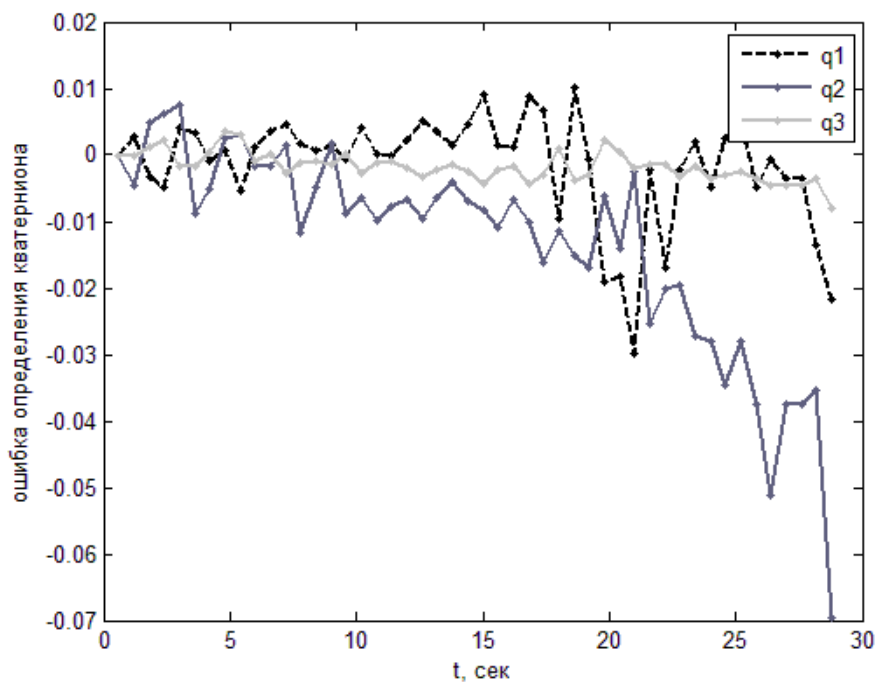


Рис. 2.15 Ошибка определения ориентации спутника

Суммарная среднеквадратичная ошибка всех параметров положения показана на Рис. 2.16.

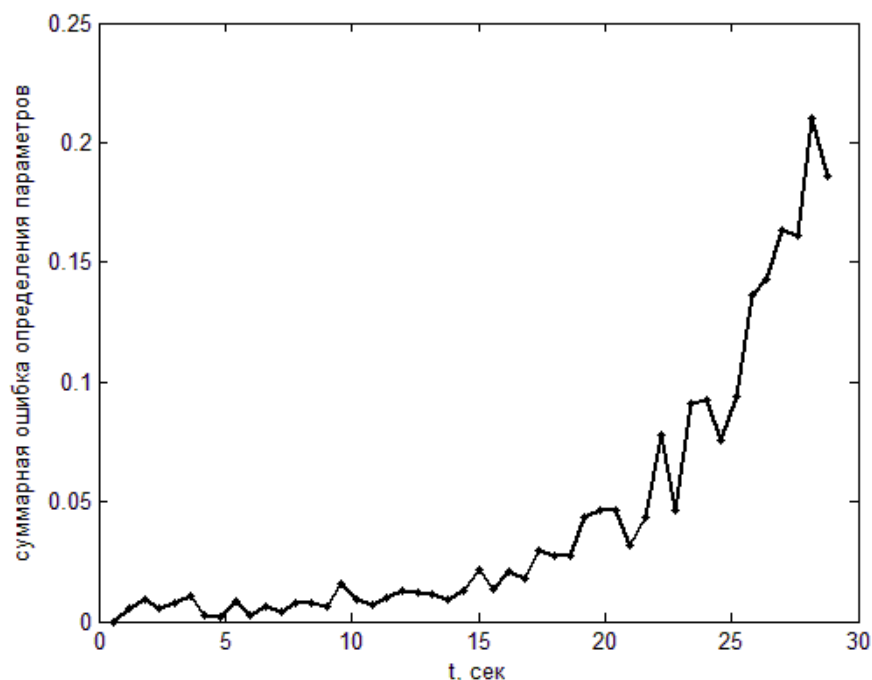


Рис. 2.16 Суммарная ошибка определения положения в зависимости от времени

Из Рис. 2.14 – Рис. 2.16 видно, что с течением времени по мере отдаления "Чибис-М" от Прогресс ошибка измерений алгоритма увеличивается, причем в зависимости, близкой к экспоненциальной. Это объясняется тем, что при удалении спутника размер ре-

перных точек уменьшается, и центр изображения определяется по меньшему количеству точек, что приводит к ошибкам. Таким образом, на расстоянии примерно 3 м ошибка составляет 0.01м (примерно 3 %), а на расстоянии, близком к 15 м ошибка составляет приблизительно 0.4 м, что меньше 10%. Ошибка определения ориентации на расстоянии 15 м не превышает 4 градусов. На расстоянии 15 м в рассматриваемом примере изображение реперных точек становилось меньше одного пикселя и алгоритм определения переставал распознавать их. После этого алгоритм получал оценки вектора состояния в последующие моменты с помощью интегрирования с начальными условиями, полученными на последнем шаге, когда число реперных точек было больше или равно четырем. При этом также интегрировались и ошибки, с которыми был последний раз определен вектор состояния, поэтому со временем вектор относительного состояния "уходил" от истинного.

Следует отметить, что моделирование проводилось при вполне определенных параметрах снимающей камеры (фокусное расстояние и угол обзора, размер чувствительной матрицы) и при определенных размерах реперных точек, и при моделировании работы алгоритма с другими параметрами камеры и другим размером реперных точек величина расстояния, на котором алгоритм перестает работать, также будет несколько другой. Рис. 2.17 демонстрирует в качестве примера как будет зависеть время работы алгоритма в зависимости от размера реперных точек при неизменных остальных параметрах моделирования. Видно, что есть некоторый критический размер реперных точек, изображение которых меньше пикселя и алгоритмом не распознается. Зависимость имеет экспоненциальный характер, как и зависимость ошибки определения положения от расстояния.

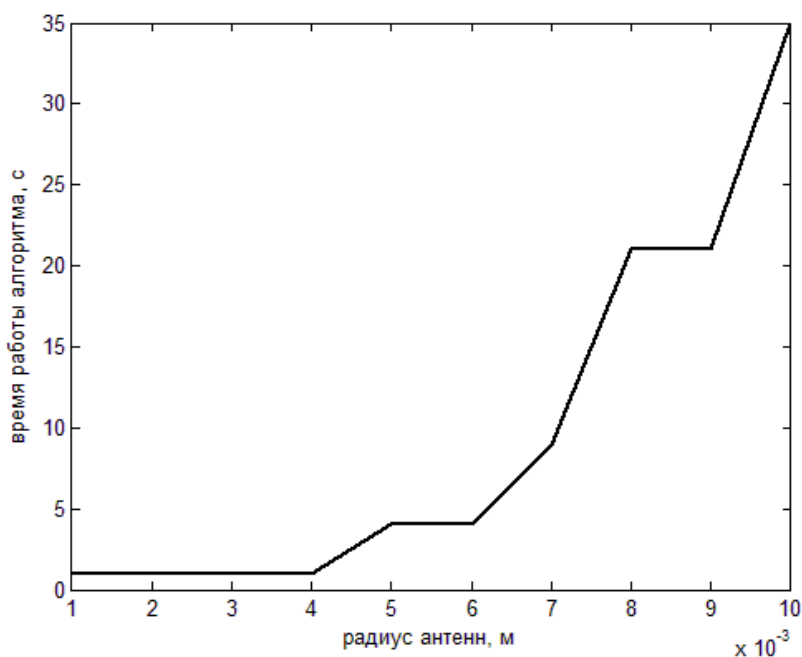


Рис. 2.17 Зависимость времени работы алгоритма от размера реперных точек

2.4 Тестирование алгоритма на лабораторном стенде

Для тестирования алгоритма был разработан лабораторный стенд, который состоит из макета спутника с выделяющимися яркими точками на корпусе, поворотного стола, подключенного к нему компьютера и видео камеры (Рис. 2.18 и Рис. 2.19).



Рис. 2.18 Поворотный стол с установленным макетом

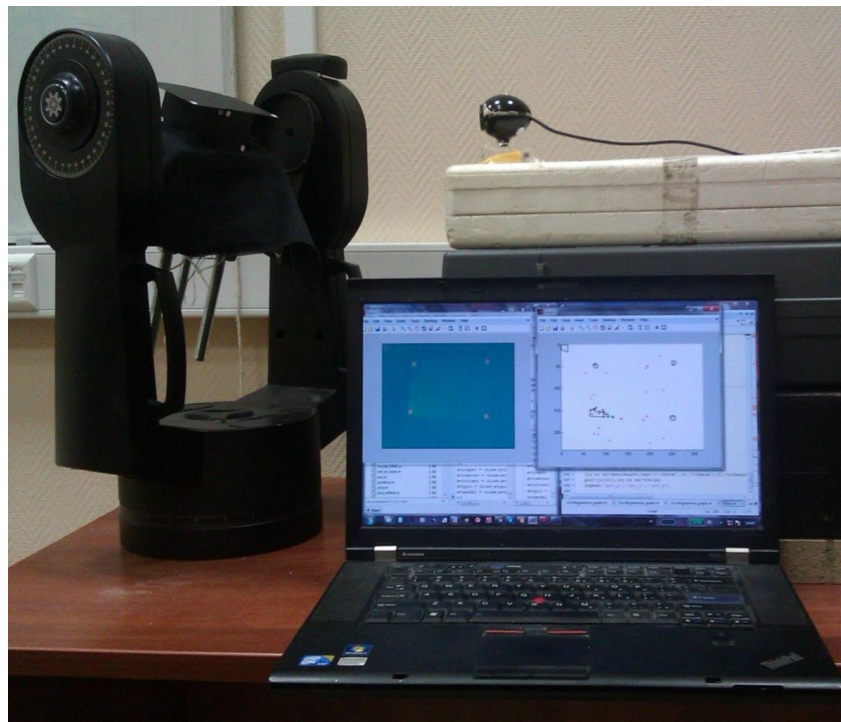


Рис. 2.19 Установка

Методика тестирования заключалась в следующем:

- На поворотный стол с компьютера посылаются определенные команды поворота
- Движение макета снимается на видео камеру
- Видео поступает на вход алгоритма и обрабатывается
- Полученные результаты сравниваются с заданными значениями и определяются погрешности

На Рис. 2.20 и Рис. 2.21 координаты центра масс и ориентация макета, найденные в результате работы алгоритма.

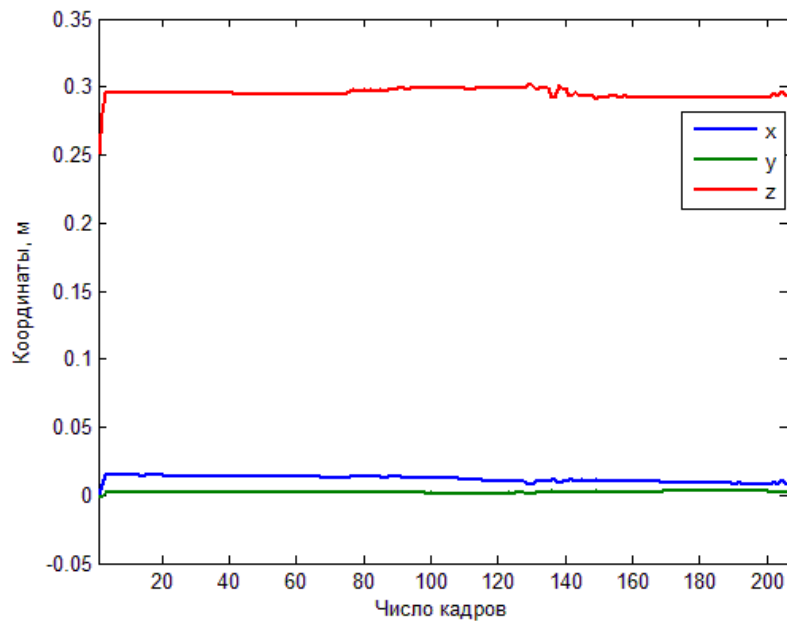


Рис. 2.20 Определение положения макета

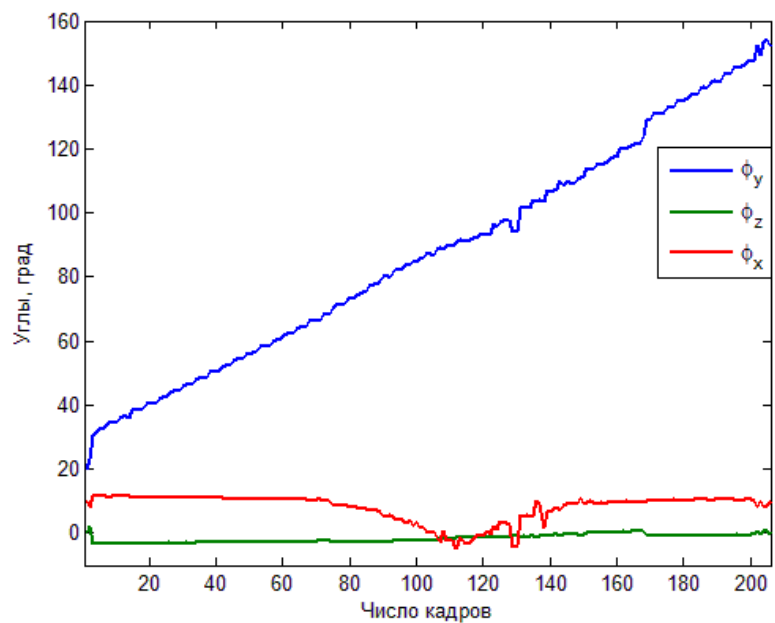


Рис. 2.21 Определение ориентации макета

На Рис. 2.22 изображены разницы угла φ_x между двумя положениями макета – полученная алгоритмом и заданная компьютером. На Рис. 2.23 показаны погрешности определения алгоритмом углов φ_x и φ_z .

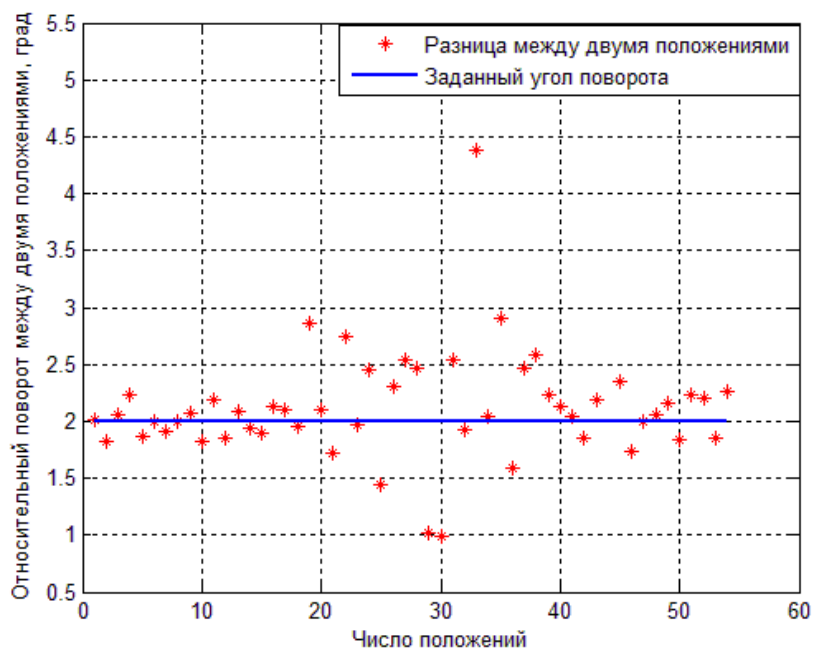


Рис. 2.22 Относительный поворот между двумя положениями макета

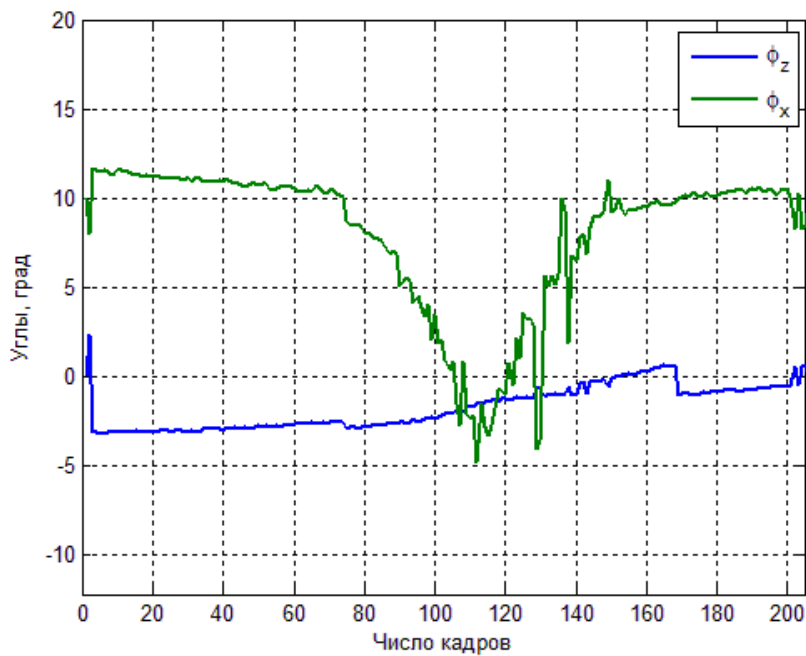


Рис. 2.23 Погрешности ориентации макета

3. Алгоритм определения реперных точек и начальных параметров движения

Для определения относительного состояния невзаимодействующего спутника неизвестной формы использовать вышеописанный алгоритм нельзя. Для этого необходимо сначала найти реперные точки и их координаты в связанной с объектом системе координат; определить начальные параметры движения. Затем отправить эту информацию и видеоизображение на вход вышеописанного алгоритма.

3.1 Описание алгоритма

Аналогично главе 2.2, первый кадр видеоизображения оцифровывается и преобразуется в бинарное изображение. Далее строятся границы всех объектов на снимке и по формулам (1.5) определяются их центры x_i, y_i . На следующих кадрах проделывается то же самое, и та точка, которая лежит в ε -окрестности точки (x_i, y_i) с предыдущего кадра (или с последнего кадра, где эта точка была определена), записывается в «базу» реперных точек под номером i . Если точка не попала ни в одну окрестность реперных точек предыдущего шага, то она заносится в «базу» под новым номером.

Таким образом, мы имеем базу пронумерованных реперных точек (x_i, y_i) для n кадров. При этом точки, которые были обнаружены на небольшом количестве кадров, должны быть исключены из базы, для того чтобы избежать случаев попадания «шума» на снимок.

Далее задаем начальное приближение \vec{f}_0 для вектора неизвестных параметров $\vec{f}(\vec{r}^0, \vec{q}^0, \vec{v}^0, \vec{w}^0, \vec{J}^0, \vec{R}_1, \vec{R}_2, \dots, \vec{R}_k)$, где $\vec{r}_0, \vec{q}^0, \vec{v}^0, \vec{w}^0, \vec{J}^0$ – радиус-вектор центра масс, кватернион, скорость, угловая скорость, диагональные элемента тензора инерции объекта в начальный момент времени в системе координат, связанной с камерой соответственно, $\vec{R}_1, \vec{R}_2, \dots, \vec{R}_k$ радиус-векторы k реперных точек в системе координат, связанной с объектом. Используя начальное приближение, прогнозируем декартовы координаты реперных точек $\tilde{x}_i^{t_j}(\vec{f}_0)$ для каждого момента t_j и преобразуем их в пиксельные $(\hat{x}_{p,i}^{t_j}, \hat{y}_{p,i}^{t_j})$ по формулам (1.4).

Введем функционал

$$\Phi = \sum_{t_j} \sum_i ((x_i^{t_j} - \hat{x}_{p,i}^{t_j})^2 + (y_i^{t_j} - \hat{y}_{p,i}^{t_j})^2),$$

где $(x_i^{t_j}, y_i^{t_j})$ - найденные на снимках и занесенные в базу реперные точки, $(\hat{x}_{p,i}^{t_j}, \hat{y}_{p,i}^{t_j})$ - прогноз пиксельных координат этих реперных точек.

Для нахождения \vec{f}_0 минимизируем функционал, то есть решаем систему уравнений

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \vec{f}_0} = \vec{0} \Leftrightarrow \vec{F}(\vec{f}_0) = 0. \quad (1.8)$$

Для численного решения системы (1.8) используем метод Ньютона:

- выбирается некоторое начальное приближение \vec{f}_0 ;
- новое приближение вычисляется по формуле

$$\vec{f}_0^n = \vec{f}_0^{n-1} - \left| \frac{\partial^2 \Phi}{\partial \vec{f}_{0,j} \partial \vec{f}_{0,k}} \right|^{-1} \cdot \vec{F}(\vec{f}_0^{n-1}),$$

пока не выполнится условие

$$|\vec{f}_0^n - \vec{f}_0^{n-1}| < \varepsilon_0,$$

где ε_0 – некоторая заданная погрешность.

Решением системы (1.8) являются значения начальных параметров и координаты реперных точек, которые подаются на вход алгоритма определения движения, описанного в главе 2.2. На Рис. 3.1 изображена схема работы алгоритма.

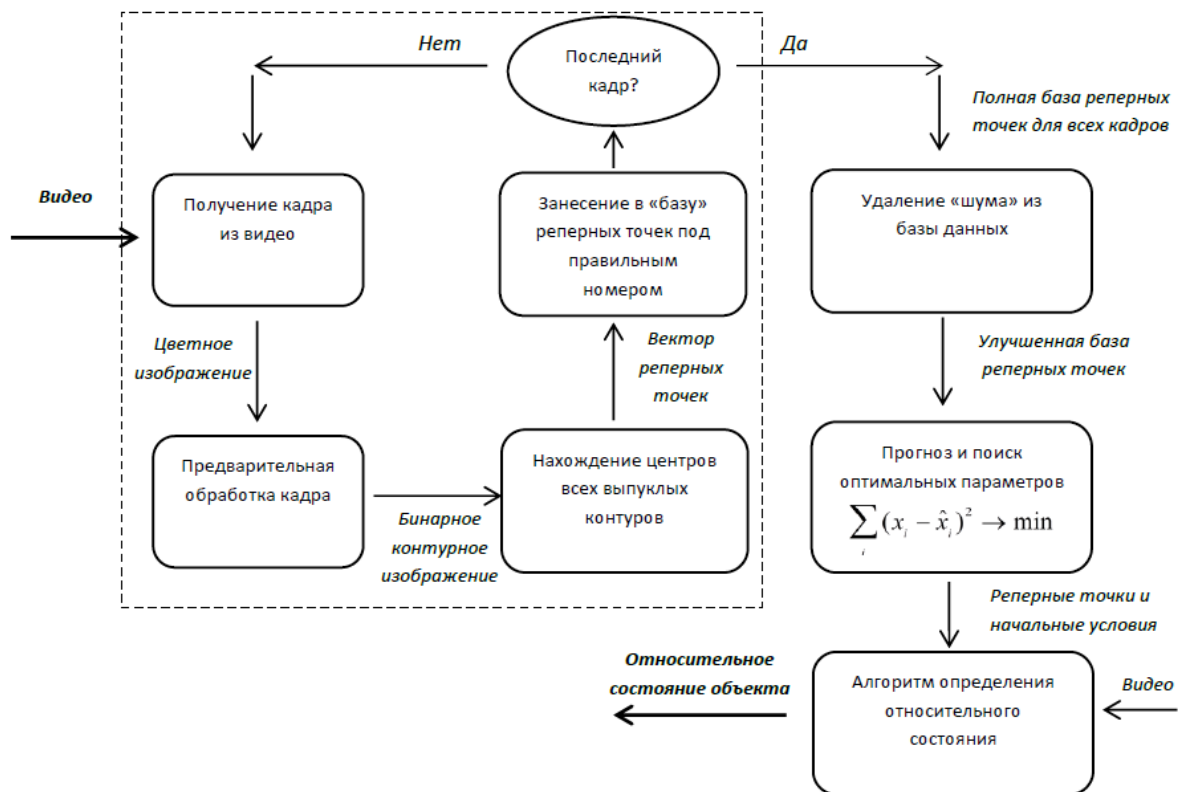


Рис. 3.1 Блок-схема алгоритма

3.2 Моделирование работы алгоритма определения реперных точек и начальных условий

Как и в главе **Ошибка! Источник ссылки не найден.**, для исследования работы алгоритма определения реперных точек и начальных параметров по видеоизображению взят за основу микроспутник "Чибис-М" и моделируется процесс его отделения от грузового корабля Прогресс.

В качестве начальных приближений параметров задаются следующие значения:

$$\vec{r} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \text{ м}, \quad \vec{v} = \begin{pmatrix} 0.00 \\ 0.00 \\ 0.01 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с} \quad \text{— радиус-вектор и скорость центра масс соответственно;}$$

$$\vec{q} = \begin{pmatrix} 0.0 \\ 0.2 \\ 0.0 \end{pmatrix}, \quad \vec{\omega} = \begin{pmatrix} 0.0 \\ 0.1 \\ 0.0 \end{pmatrix} \text{ рад \textbackslash с} \quad \text{— векторная часть кватерниона и угловая скорость центра масс соответственно;}$$

тра масс соответственно;

$$J = \begin{pmatrix} 1.2 \\ 2.2 \\ 3.3 \end{pmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2 \quad \text{— диагональные элементы тензора инерции спутника;}$$

$$\vec{R}_1 = \begin{pmatrix} 0.01 \\ 0.01 \\ -0.01 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с}, \quad \vec{R}_2 = \begin{pmatrix} 0.02 \\ 0.02 \\ -0.02 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с}, \quad \vec{R}_3 = \begin{pmatrix} 0.03 \\ 0.03 \\ -0.03 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с},$$

$$\vec{R}_4 = \begin{pmatrix} 0.04 \\ 0.04 \\ -0.04 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с}, \quad \vec{R}_5 = \begin{pmatrix} 0.05 \\ 0.05 \\ -0.05 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с}, \quad \vec{R}_6 = \begin{pmatrix} 0.06 \\ 0.06 \\ -0.06 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с},$$

$$\vec{R}_7 = \begin{pmatrix} 0.07 \\ 0.07 \\ -0.07 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с}, \quad \vec{R}_8 = \begin{pmatrix} 0.08 \\ 0.08 \\ -0.08 \end{pmatrix} \text{ м \textbackslash с} \quad \text{— радиус-векторы реперных точек в связанной}$$

со спутником системе координат.

Отклонения полученных результатов от истинных значений параметров в зависимости от номера итерации алгоритма представлены на Рис. 3.2 - Рис. 3.7.

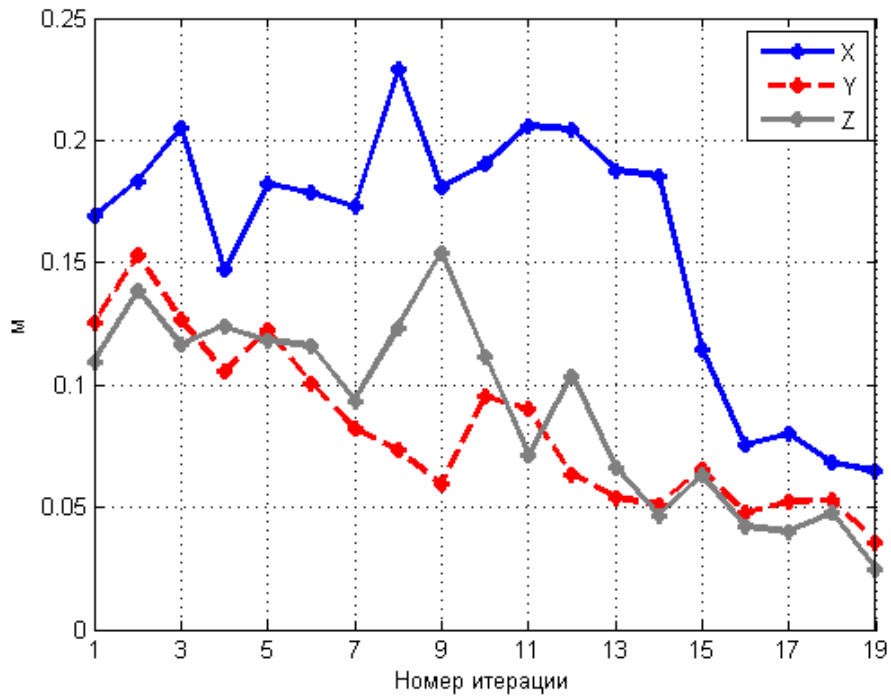


Рис. 3.2 Разница истинных значений координат центра масс от найденных на каждом шаге итерации

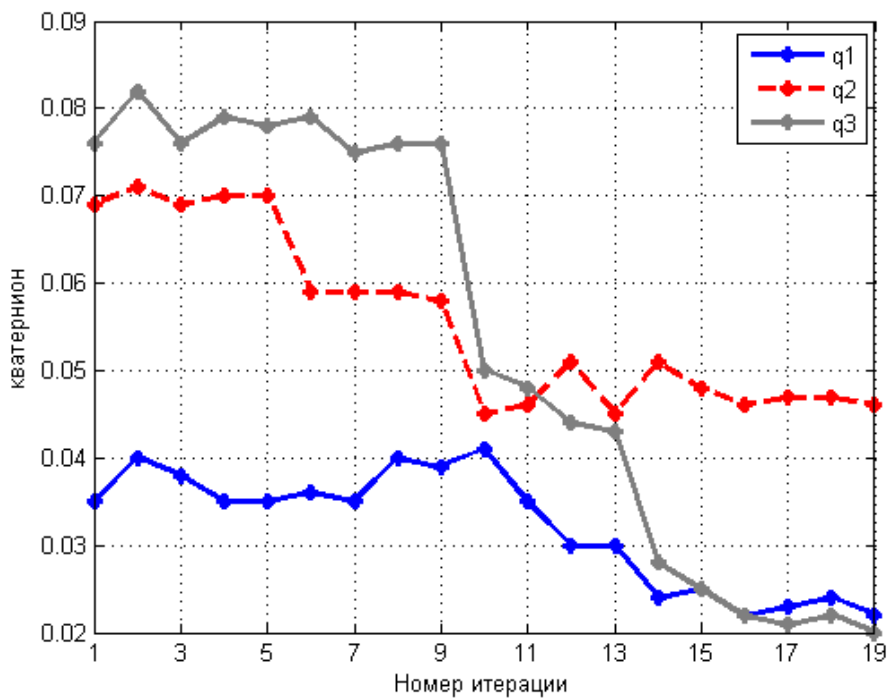


Рис. 3.3 Разница истинных значений компонент векторной части кватерниона и найденных на каждом шаге итерации

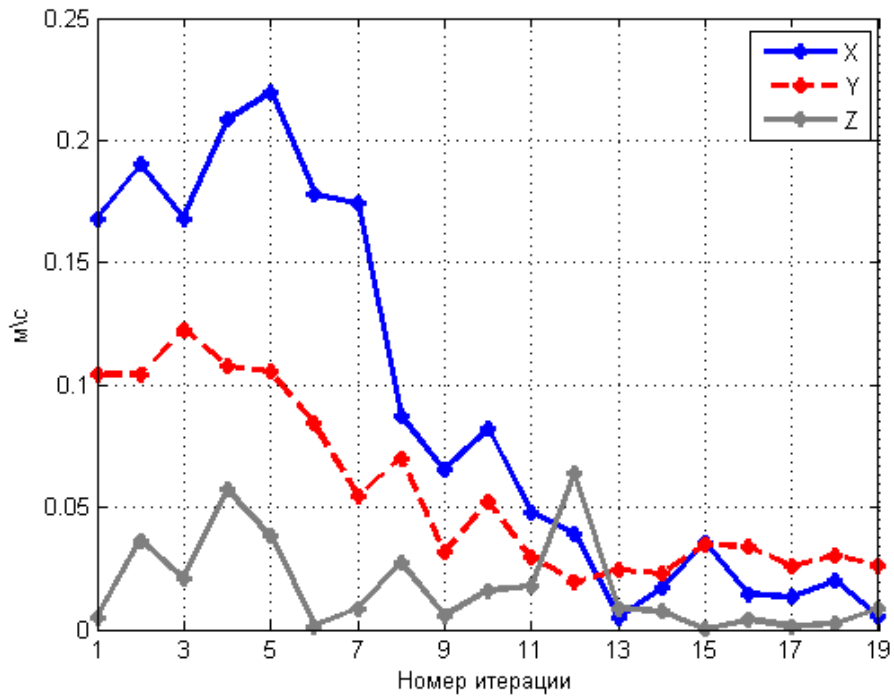


Рис. 3.4 Разница истинных значений компонент скорости и найденных на каждом шаге итерации

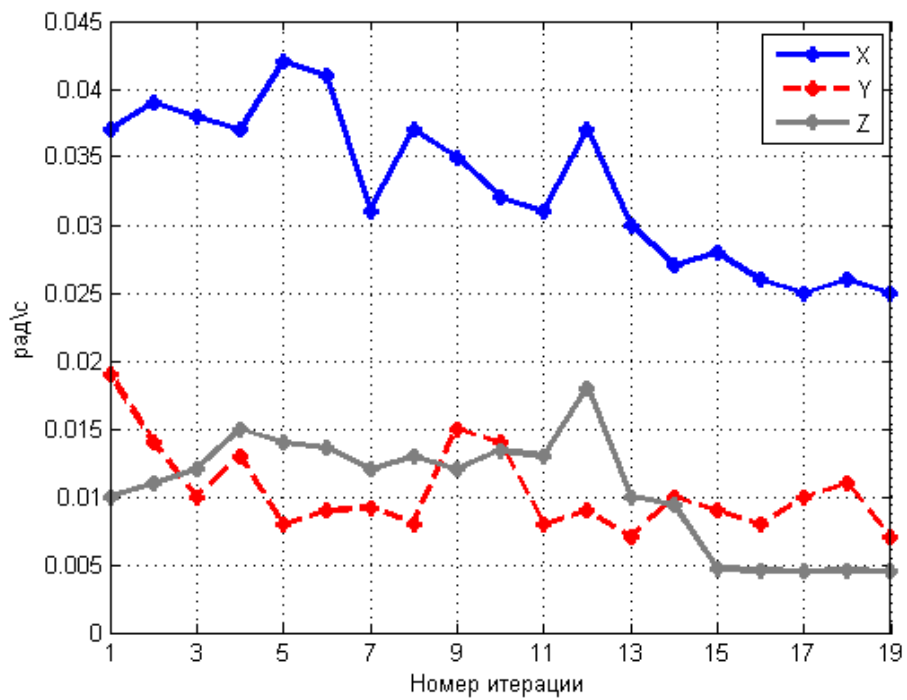


Рис. 3.5 Разница истинных значений компонент угловой скорости и найденных на каждом шаге итерации

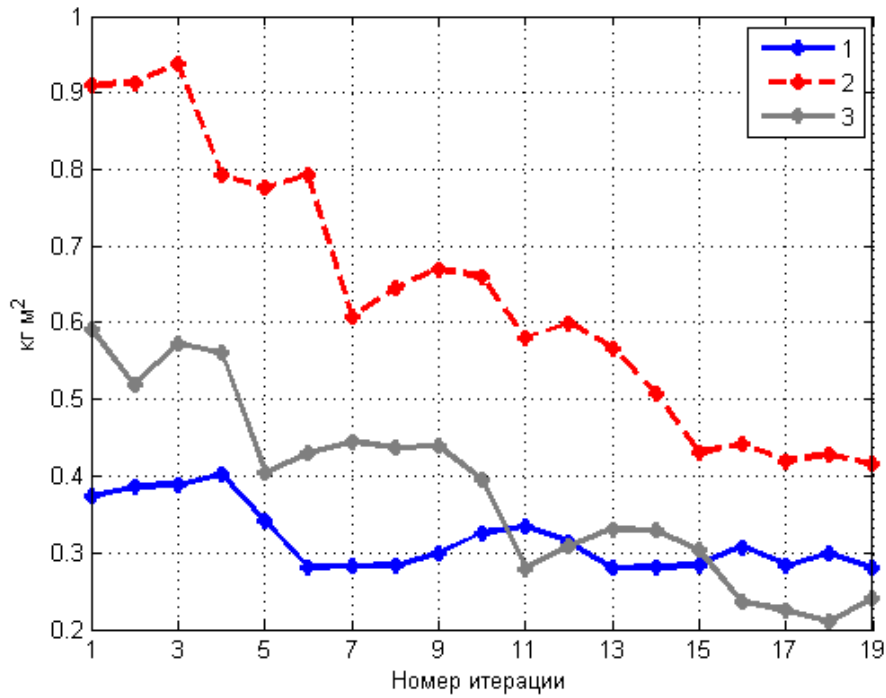


Рис. 3.6 Разница истинных значений диагональных компонент тензора инерции и найденных на каждом шаге итерации

3.3 Результаты работы алгоритма

Для исследования работы алгоритма взято за основу видео движения макета, описанного в главе 2.4.

В эксперименте движение относительно центра масс не учитывалось, и угловая скорость считалась постоянной, поэтому вектор параметров принимает вид $\vec{f} = (\vec{r}, \vec{v}, \vec{w}, \vec{q}, \vec{R}_1, \vec{R}_2, \dots, \vec{R}_k)$, где $\vec{r}, \vec{v}, \vec{q}, \vec{w}$ – радиус-вектор, скорость, векторная часть кватерниона, задающий поворот, и угловая скорость центра масс макета соответственно, $\vec{R}_1, \vec{R}_2, \dots, \vec{R}_k$ – радиус-векторы найденных реперных точек.

В Таблица 3.1 представлены координаты реперных точек, обнаруженных на кадрах 16-23. Можно заметить, что точки (x_3, y_3) и (x_4, y_4) , сначала присутствующие на изображении, со временем пропадают.

	16	17	18	19	20	21	22	23
x_1	156,36	157,16	157,02	158,63	159,35	160,33	161,25	161,79
x_2	188,20	186,49	186,35	184,46	182,41	182,05	181,65	179,91
x_3	242,96	243,80	-	-	-	-	-	-
x_4	327,80	327,86	328,55	-	-	-	-	-
x_5	411,85	411,58	411,67	411,60	411,63	411,63	411,69	411,77
x_6	419,66	420,05	420,11	420,05	419,93	420,22	419,98	420,21

y_1	217,04	220,09	220,49	225,49	229,19	230,13	231,63	235,26
y_2	80,32	80,26	80,57	80,51	81,79	82,13	82,38	82,95
y_3	241,28	243,88	-	-	-	-	-	-
y_4	271,32	271,31	271,59	-	-	-	-	-
y_5	235,25	238,64	239,00	244,15	247,69	249,41	250,43	254,30
y_6	78,71	78,63	78,66	78,93	79,07	79,41	79,47	80,00

Таблица 3.1 База реперных точек для 16-23 кадров

В качестве начальных приближений параметров были приняты следующие значения:

$$\vec{r} = \begin{pmatrix} 0.00 \\ 0.00 \\ 0.29 \end{pmatrix} m, \quad \vec{v} = \begin{pmatrix} 0.00 \\ 0.00 \\ 0.00 \end{pmatrix} m \setminus c - \text{радиус-вектор и скорость центра масс соответственно;}$$

венно;

$$\vec{q} = \begin{pmatrix} 0.10 \\ -0.20 \\ 0.01 \end{pmatrix}, \quad \vec{w} = \begin{pmatrix} 0.0 \\ -1.0 \\ 0.0 \end{pmatrix} rad \setminus c - \text{векторная часть кватерниона и угловая скорость}$$

центра масс соответственно;

$$\vec{R}_1 = \begin{pmatrix} 0.01 \\ -0.04 \\ -0.01 \end{pmatrix} m \setminus c, \quad \vec{R}_2 = \begin{pmatrix} 0.01 \\ -0.04 \\ -0.01 \end{pmatrix} m \setminus c, \quad \vec{R}_3 = \begin{pmatrix} 0.01 \\ 0.00 \\ -0.01 \end{pmatrix} m \setminus c,$$

$$\vec{R}_4 = \begin{pmatrix} 0.00 \\ 0.03 \\ -0.01 \end{pmatrix} m \setminus c, \quad \vec{R}_5 = \begin{pmatrix} 0.01 \\ 0.07 \\ -0.01 \end{pmatrix} m \setminus c, \quad \vec{R}_6 = \begin{pmatrix} 0.01 \\ 0.07 \\ -0.01 \end{pmatrix} m \setminus c - \text{радиус-векторы реперных}$$

точек в связанной со спутником системе координат.

С данными параметрами алгоритм сходится за 15 шагов с точностью 10^{-6} . На Рис. 3.7 – Рис. 3.12 показаны графики отклонения реальных координат реперных точек в связанной с макетом осью от найденных с помощью алгоритма значений в зависимости от номера итерации.

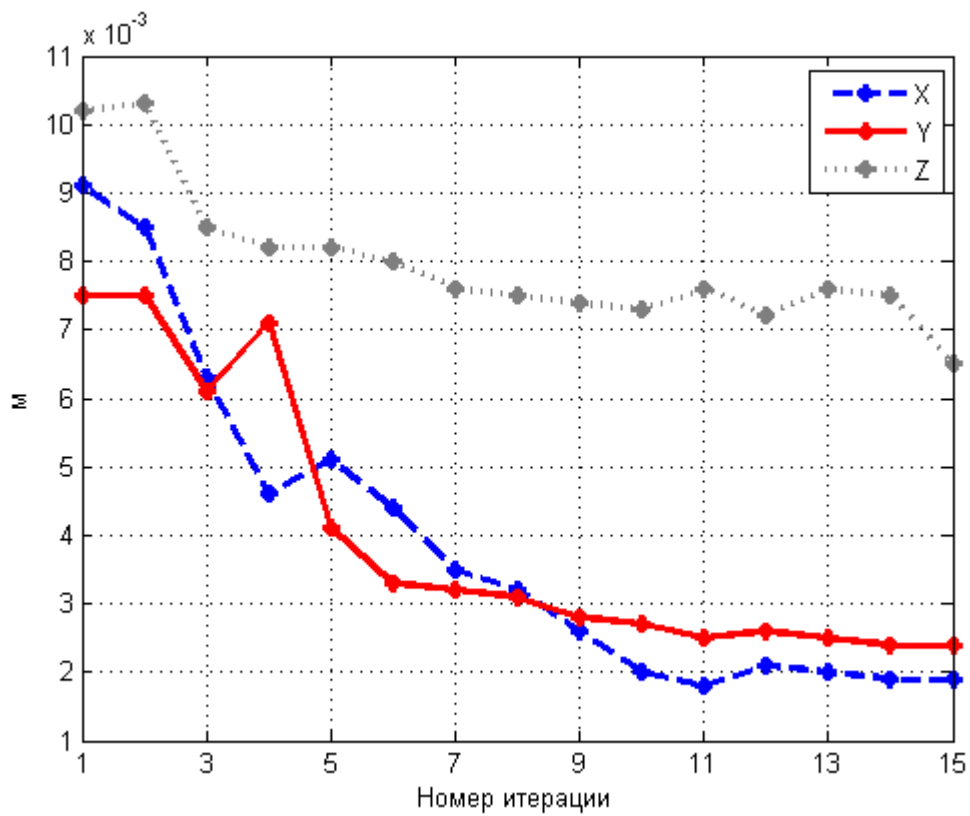


Рис. 3.7 Разность истинных значений координат реперной точки \vec{R}_1 и полученных с помощью алгоритма на определенной итерации

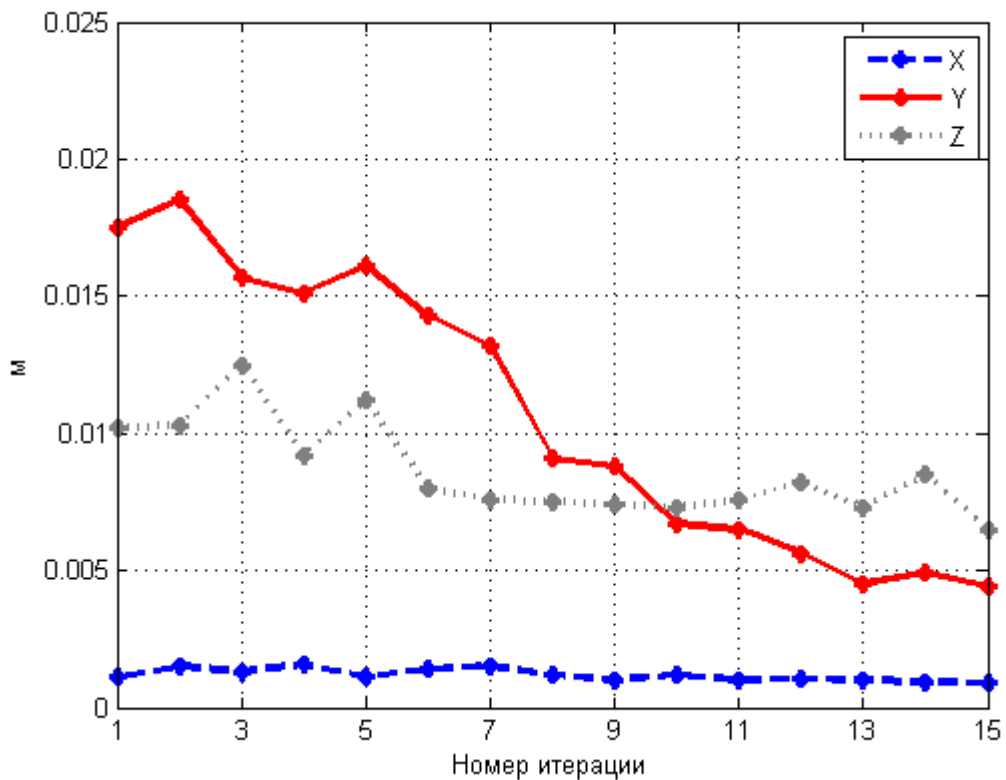


Рис. 3.8 Разность истинных значений координат реперной точки \vec{R}_2 и полученных с помощью алгоритма на определенной итерации

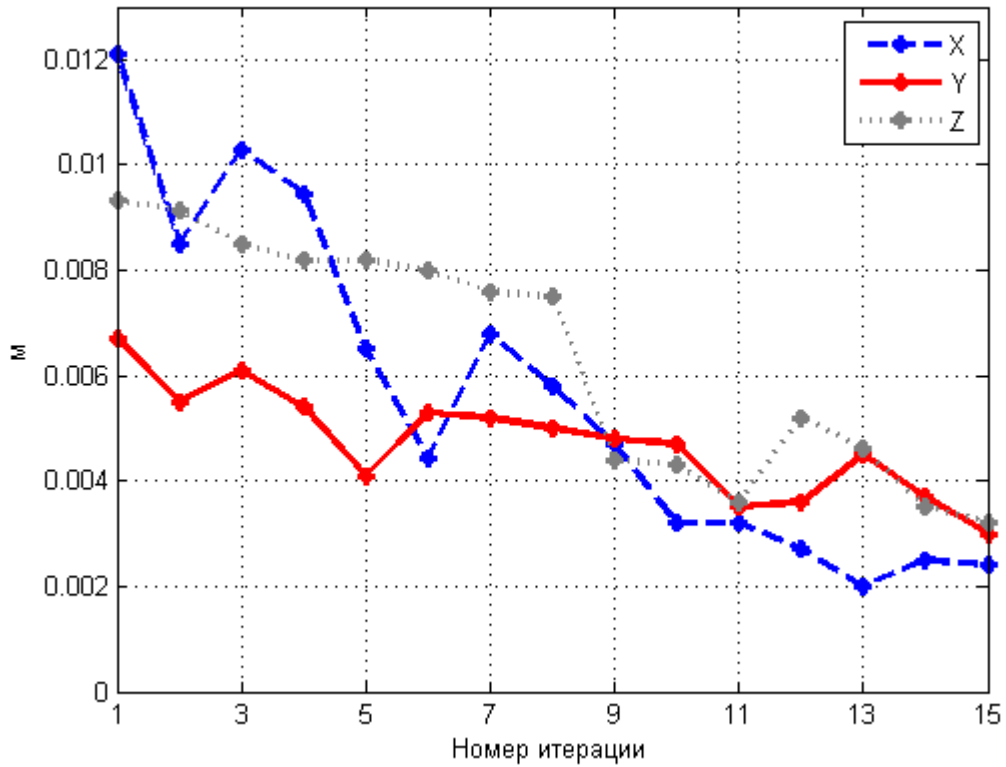


Рис. 3.9 Разность истинных значений координат реперной точки \bar{R}_3 и полученных с помощью алгоритма на определенной итерации

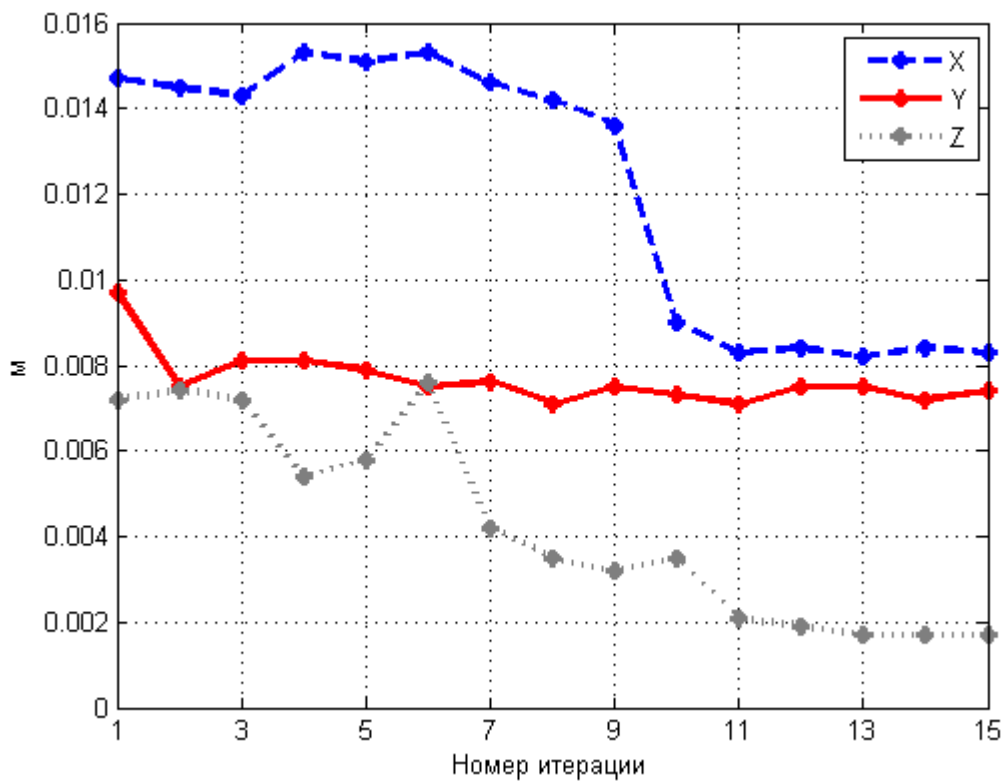


Рис. 3.10 Разность истинных значений координат реперной точки \bar{R}_4 и полученных с помощью алгоритма на определенной итерации

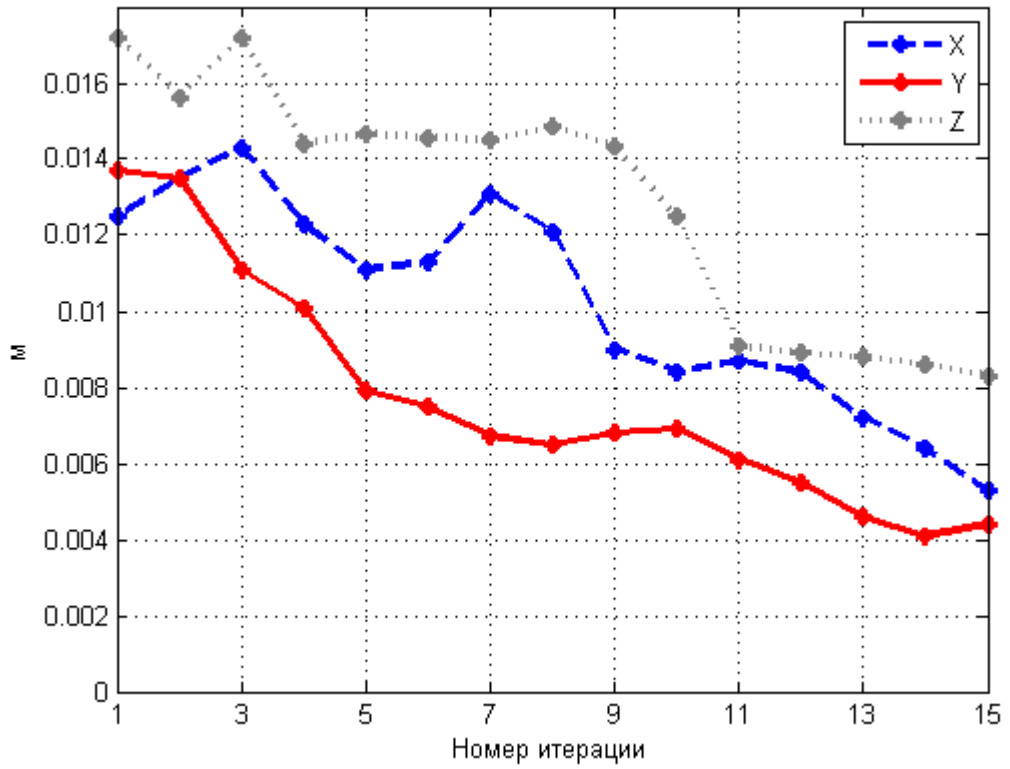


Рис. 3.11 Разность истинных значений координат реперной точки \bar{R}_5 и полученных с помощью алгоритма на определенной итерации

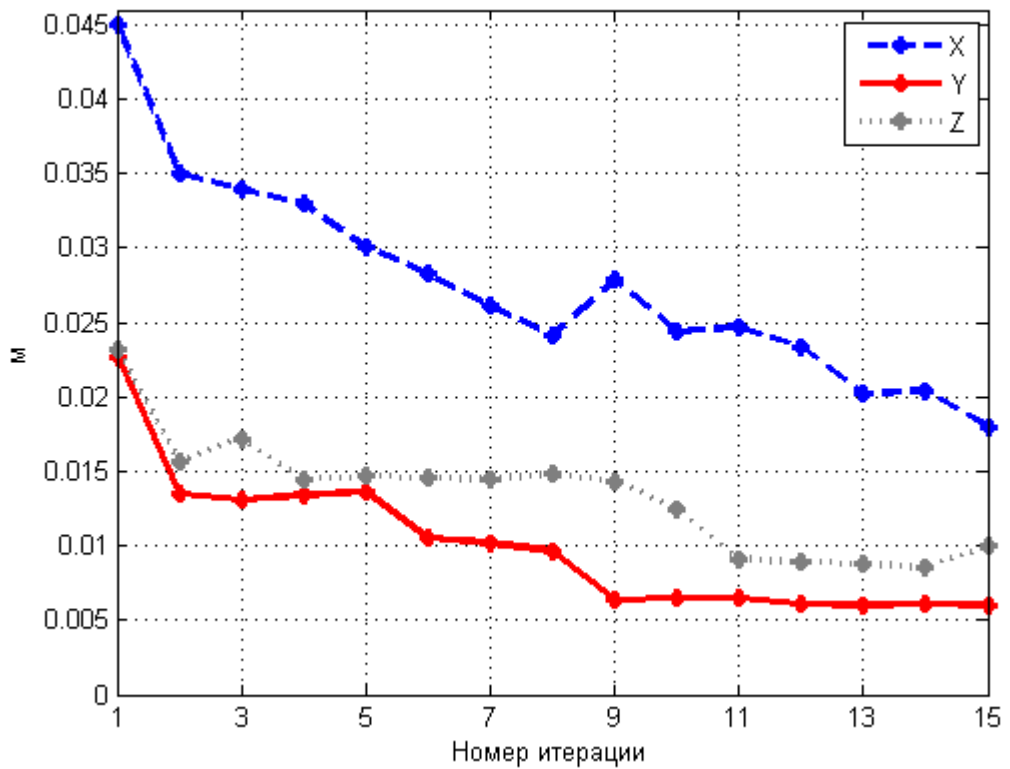


Рис. 3.12 Разность истинных значений координат реперной точки \bar{R}_6 и полученных с помощью алгоритма на определенной итерации

В результате работы алгоритма получены следующие начальные параметры движения:

$$\vec{r} = \begin{pmatrix} 0.0012 \\ -0.0057 \\ 0.2911 \end{pmatrix} m, \quad \vec{v} = \begin{pmatrix} -0.0003 \\ 0.0011 \\ 0.0160 \end{pmatrix} m \setminus c \text{ – радиус-вектор и скорость центра масс соот-}$$

ветственно;

$$\vec{q} = \begin{pmatrix} 0.1452 \\ -0.2393 \\ 0.0021 \end{pmatrix}, \quad \vec{\omega} = \begin{pmatrix} -0.0031 \\ -0.6308 \\ 0.0384 \end{pmatrix} rad \setminus c \text{ – векторная часть кватерниона и угловая ско-}$$

рость центра масс соответственно;

$$\vec{R}_1 = \begin{pmatrix} 0.0204 \\ -0.0472 \\ -0.0347 \end{pmatrix} m \setminus c, \quad \vec{R}_2 = \begin{pmatrix} 0.0185 \\ -0.0512 \\ 0.0325 \end{pmatrix} m \setminus c, \quad \vec{R}_3 = \begin{pmatrix} 0.0187 \\ -0.0117 \\ -0.0409 \end{pmatrix} m \setminus c,$$

$$\vec{R}_4 = \begin{pmatrix} -0.0138 \\ 0.0200 \\ -0.0392 \end{pmatrix} m \setminus c, \quad \vec{R}_5 = \begin{pmatrix} 0.0258 \\ 0.0542 \\ -0.0345 \end{pmatrix} m \setminus c, \quad \vec{R}_6 = \begin{pmatrix} 0.0221 \\ 0.0519 \\ 0.0378 \end{pmatrix} m \setminus c \text{ – радиус-векторы ре-}$$

перных

Заключение

В настоящей работе рассмотрен алгоритм определения ориентации спутников в групповом полете с использованием видеоизображения. Математическое моделирование работы алгоритма показало, что алгоритм хорошо работает на небольших взаимных расстояниях, когда на снимке видны особенности геометрии аппарата и можно распознать реперные точки. При отдалении размер изображения реперных точек уменьшается и ухудшается точность определения центра освещенности этих точек, что приводит к ошибкам оценки вектора состояния алгоритма, которые растут экспоненциально с увеличением расстояния между спутниками.

Алгоритм был протестирован на лабораторном стенде, что подтвердило его работоспособность. Если не учитывать засвеченные моменты на видео макета, точность определения ориентации составила 0.5 град, положения – 1 см для рассмотренных в работе видео-камеры и макете микроспутника.

Преимуществом алгоритма является то, что для его работы не требуется дополнительной установки на спутник специальной мишени или светодиодов. В качестве недостатков можно назвать достаточно большой объем необходимых вычислений, что делает проблематичным реализацию алгоритма на бортовом компьютере космического аппарата, которые, как правило имеют невысокую вычислительную производительность. Кроме того, алгоритм требует задания множества параметров: окрестность, внутри которой ищется изображение реперной точки, достаточно хорошее начальное приближение относительного состояния второго аппарата, а также знание динамических характеристик спутника (масса, тензор инерции) и орбиты, по которой движется спутник. В случае задания параметров алгоритма с некоторыми ошибками возможна его неудовлетворительная работа, так как изображение реперных точек будет выходить за пределы допустимой окрестности прогнозируемых положений.

Для улучшения работы алгоритма определения относительного состояния был разработан алгоритм определения реперных точек и начальных условий относительного движения. Работа алгоритма была проверена, используя видео макета на лабораторном стенде. Полученные результаты подтвердили корректную работу алгоритма на некоторых начальных условиях. Данный алгоритм может быть использован, например, для определения движения космического мусора с целью его захвата и увода с орбиты.

Список литературы

1. Folta D. et al. NASA's Autonomous Formation Flying Technology Demonstration, Earth Observing-1 (EO-1) // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Monterey, California, 2002.
2. <http://www.ssc.se/?id=7611>[25.06.12].
3. <http://www.celestrak.com/> [25.01.12].
4. Овчинников М.Ю., Ткачев С.С. Определение параметров относительного движения двух спутников с помощью траекторных измерений // Космические исследования. 2008. Т. 46, № 6. с. 553–558.
5. Fehse W. Automated rendezvous and docking of spacecraft. New York: Cambridge University Press, 2003. 495 с.
6. Ergenzinger K. et al. Dual absolute and relative high precision laser metrology // International Conference on Space Optics. Rhodes, 2010. № October. P. 6.
7. Lau K. et al. The new millennium formation flying optical interferometer // AIAA Guidance, Navigation and Control conference. New Orleans, 1997. P. 6.
8. Noteborn R. Flight Results from the PRISMA Optical Line of Sight Based Autonomous Rendezvous Experiment // 4th International Conference on Spacecraft Formation Flying Missions and Technologies, May 2011, Montreal, Canada.
9. Delpech M. Preliminary Results of the Vision Based Rendezvous and Formation Flying Experiments Performed During the Prisma Extended Mission // Paper at the 1st IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems, 19-21 March, 2012, Porto, Portugal, 20p.
10. Богуславский А.А. et al. Автоматический мониторинг стыковки космического корабля с орбитальной станцией по видеоинформации // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2004. № 74. 20 с..
11. Hill G.W. Researches in Lunar Theory // American Journal of Mathematics. 1878. Vol. 1. Pp. 5–26.
12. Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous // Journal of the Astronautical Sciences. 1960. Vol. 27, № 9. Pp. 653–678.
13. Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. М: ЛКИ, 2009. 432с.