

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«Московский физико-технический институт
(государственный университет)»

Факультет управления и прикладной математики
Кафедра математического моделирования и прикладной математики

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА ВО ВРЕМЯ МЕЖПЛАНЕТНОГО ПЕРЕЛЕТА С
ПОМОЩЬЮ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ**

Выпускная квалификационная работа
(магистерская диссертация)

Выполнил:
студент 272в группы
Наумкина Ю.К.

Научный руководитель:
к.ф.-м.н., доц. Иванов Д.С.

Москва 2018

1. Введение	3
2. Постановка задачи	6
3. Разработка алгоритма	9
3.1 Построение изображения	9
3.1.1 Моделирование движения планеты	9
3.1.2 Моделирование движения КА	11
3.1.3 Моделирование изображения	12
3.2 Получение измерений с изображения	15
3.2.1 Обработка изображения	15
3.2.2 Модель измерений	20
3.2.3 Измерения, получаемые с помощью обработки изображения	21
3.3 Фильтрация измерений	25
4. Исследование алгоритма	29
4.1 Численное исследование работы алгоритма	29
4.1.1 Тестовый запуск алгоритма	29
4.1.2 Оценка точности	31
4.2 Апробация на снимках со спутника	34
4.3 Эксперимент по определению движения макета на аэродинамическом столе	38
4.3.1 Описание эксперимента	38
4.3.2 Модификация алгоритма	41
4.3.3 Синхронизация данных	45
4.3.4 Результаты обработки видеоизображения	46
Заключение	49
Список литературы	50

1. Введение

В настоящее время количество как уже успешно запущенных, так и планируемых миссий по исследованию дальнего космоса неизменно увеличивается. Кроме того, в ближайшее десятилетие ожидается качественный скачок в области межпланетных полетов, связанный с бурным развитием идей использования микро- и наноспутников для решения исследовательских задач в Солнечной системе. Для успешного осуществления любой миссии требуется решить ряд баллистико-навигационных вопросов, одним из которых является задача определения движения космического аппарата. Традиционные радиометрические средства определения движения имеют ошибку, зависящую от расстояния до аппарата, и в случае межпланетных перелетов этой точности может не быть достаточно. Кроме того, значительные временные задержки при передаче навигационной информации на большое расстояние могут быть недопустимыми, особенно в случае активного маневрирования в окрестности планеты. Поэтому при межпланетных перелетах большое значение имеют средства и методы автономной навигации.

Обзор различных подходов в этой области приведен в работе [1]. Наиболее часто для автономной навигации используются оптические измерения. На космическом аппарате устанавливаются специальные навигационные камеры, на снимках которых на фоне звезд распознаются космические тела (как правило это планеты и астероиды), выступающие в роли маяков, положение которых известно в гелиоцентрической системе координат. Таким образом, определяются единичные векторы направления на эти маяки, так называемые *line-of-sight (LOS) measurements*. Для

решения задачи навигации требуется определение направления как минимум на два маяка [2, 3]. В качестве навигационной камеры может рассматриваться звездный датчик, как, например, в работе [4], но камера должна иметь достаточно широкий динамический диапазон и длительную выдержку, чтобы на изображении было возможно распознать одновременно и яркую планету и, возможно, тусклые звезды на фоне, по которым определяется ориентация камеры.

Однако, если в поле зрения камеры попадает только одно тело, как, например в случае сближения с планетой для совершения гравитационного маневра, то определение положения космического аппарата становится невозможным по одному измерению направления без привлечения дополнительной информации. Для решения этой проблемы можно использовать радиометрические измерения, полученных с Земли [5, 6], использование наблюдений за естественными спутниками планет [7, 8]. Другим вариантом решения задачи навигации является использование измерений углового размера космического тела, полученных с помощью обработки изображения. В работе [9] исследуется возможность космической навигации по планетному горизонту в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне.

Целью настоящей работы является разработка алгоритма автономной навигации с использованием только обработки изображения близлежащей планеты и исследование достижимой точности определения движения космического аппарата, которая зависит от условий освещенности, параметров камеры, неточности знания возмущений, действующих на аппарат. Предлагаемый подход автономной навигации удобен для микро и наноспутников, так как он требует использования только звездной камеры, которая, как правило, является частью системы определения ориентации. Для проведения исследования создан программный комплекс,

позволяющий моделировать изображения камеры при заданном движении аппарата относительно космического тела. Эти изображения подаются на вход предлагаемому алгоритму, в результате чего вычисляется оценка движения космического аппарата. Проводится анализ полученных результатов исследования. Алгоритм апробирован на снимках, полученных с геостационарного спутника, его движение сравнивается с оценкой, полученной с помощью алгоритма. Модифицированный алгоритм также использовался для определения движения макета микроспутника на аэродинамическом столе. На стол неподвижно устанавливался глобус, имитирующий планету, он освещался источником света, имитирующим Солнце, сам макет с помощью системы управления двигался по круговой траектории вокруг глобуса так, что установленная на борту камера была направлена в сторону тела. Результаты работы алгоритма сравнивались с оценкой, полученной системой независимых измерений.

2. Постановка задачи

В настоящей работе рассматривается космический аппарат, который совершает межпланетный перелет и оказывается в некоторой окрестности от планеты. Предполагается, что аппарат оснащен камерой, жестко зафиксированной в связанной с космическим аппаратом системе координат, и системой определения ориентации. В случае использования звездного датчика в системе определения углового движения, который также представляет собой камеру, необходимо, чтобы из получаемого изображения было возможно по изображениям фоновых звезд определить ориентацию и выделить изображение планеты. Задача определения углового положения в настоящей работе не рассматривается и считается, что оно известно. Предполагается, что в начальный момент времени на изображении, полученном с камеры, видна планета, причем размер изображения планеты занимает не менее 5% исходного кадра. Положение и скорость космического аппарата в гелиоцентрической системе координат изначально известны достаточно грубо, с ошибкой до 10%. Требуется с помощью обработки получаемого с камеры изображения в режиме реального времени оценить вектор состояния космического аппарата.

Моделирование и расчеты проводятся при следующем приближении. Считается, что движение планеты кеплерово, т.е. на тело не действует никаких возмущений, на движение космического аппарата влияет возмущение со стороны планеты, орбиты замкнуты. Рассматриваются три системы координат.

$OXYZ$ -- гелиоцентрическая. Начало координат помещается в центр масс Солнца. Инерциальная.

$O'xyz$ -- орбитальная. Начало координат помещается в центр масс космического аппарата, ось $O'z$ направлена вдоль радиус-вектора,

соединяющего центры масс Солнца и КА, ось $O'x$ перпендикулярна оси $O'z$ и лежит в плоскости, проходящей через радиус-вектор и вектор скорости центра масс КА, составляя с последним угол меньше 90° . Неинерциальная.

$O'\xi\eta\zeta$ -- связанная. Начало координат помещается также в центр масс КА. Оси направлены по главным осям инерции тела. Неинерциальная.

Их взаимное расположение изображено на рис.1.

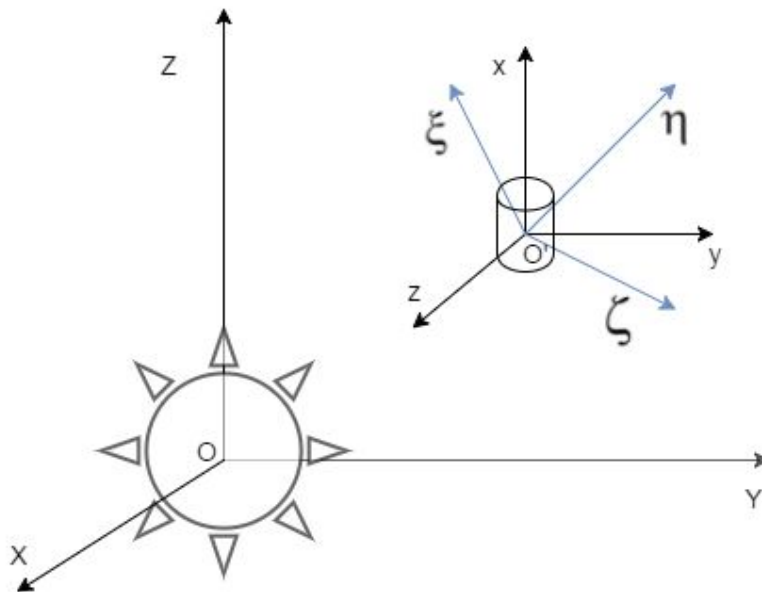


Рис. 1 Системы координат, используемые в работе

Движение планет определено в том смысле, что известны параметры орбиты, по которым в каждый момент времени можно найти положение. Кроме того предполагается, что планета хорошо видна на изображении со звёздного датчика, отсутствует засветка Солнцем, изображение планеты варьируется от тонкого лимба до полного круга.

Для получения измерений используется звездный датчик, установленный на спутнике, камера, фотографирующая участок небесной сферы. При помощи изображений, с одной стороны, по звездам можно определить ориентацию спутника в пространстве, а с другой стороны -- получить информацию о размере и положении видимой планеты, которая впоследствии будет использоваться при вычислениях. Введем

дополнительно систему координат $O_p X_p Y_p Z_p$, связанную с центром ПЗС-матрицы, которая находится в фокальной плоскости линзы. Оси $O_p X_p$ и $O_p Y_p$ направлены параллельно сторонам ПЗС-матрицы, а ось $O_p Z_p$ – перпендикулярно плоскости матрицы в сторону линзы. Помимо этого свяжем с ПЗС-матрицей и так называемую "пиксельную" плоскую систему координат Kxy , начало которой находится в центре прямоугольника чувствительной матрицы, а оси Kx и Ky параллельны осям $O_p X_p$ и $O_p Y_p$.

3. Разработка алгоритма

3.1 Построение изображения

Для первого этапа анализа алгоритма использовались изображения, полученные в среде MATLAB. Сначала моделируется движение наблюдаемой планеты и КА, затем на основании этих данных создается изображение, получаемое камерой, установленной на спутнике. Планета и КА находятся на орбите Земли в точках, отвечающих за разное время прохождения через перицентр орбиты.

3.1.1 Моделирование движения планеты

Орбита планеты получается с помощью классических элементов орбиты: Ω -- долгота восходящего узла, ω -- аргумент перицентра, i -- наклонение (расположение углов изображено на рис. 2), e -- эксцентриситет, a -- большая полуось, τ_π -- время прохождения через перицентр. По этим элементам в любой момент времени можно вычислить положение тела. Сначала, решая уравнение Кеплера

$$E - e \sin E = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}(t - \tau_\pi), \mu = GM = 132712440018 km^3 c^{-2}$$

находим величину эксцентрической аномалии E . Решение находится численно методом Ньютона, итерационная формула имеет вид:

$$E_{n+1} = \frac{e \sin E_n + \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}(t - \tau_\pi) - e E_n \cos E_n}{1 - e \cos E_n}.$$

В результате получаем E с заданной точностью $\varepsilon = 10^{-6}$.

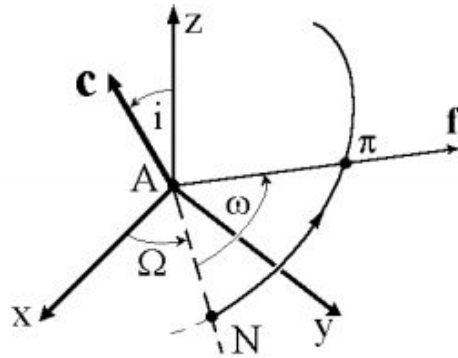


Рис. 2 Элементы орбиты спутника

Затем, по формуле

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \mathbf{B} \begin{pmatrix} a(\cos E - e) \\ b \sin E \\ 0 \end{pmatrix}$$

находим координаты радиус-вектора тела в $OXYZ$. Матрица B есть произведение трех матриц поворота на углы Ω , ω и i соответственно:

$B = A_1^T A_2^T A_3^T$, её компоненты:

$$b_{11} = \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i$$

$$b_{12} = -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i$$

$$b_{13} = \sin \Omega \sin i$$

$$b_{21} = \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i$$

$$b_{22} = -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i$$

$$b_{23} = -\cos \Omega \sin i$$

$$b_{31} = \sin \omega \sin i$$

$$b_{32} = \cos \omega \sin i$$

$$b_{33} = \cos i$$

Таким образом вычисляются координаты тела в каждый момент времени.

3.1.2 Моделирование движения КА

Для построения положения КА ведется численное интегрирование уравнений движения космического аппарата. В настоящей работе в качестве них используется классическое выражение для задачи двух тел:

$$\ddot{\vec{r}} + \mu \frac{\vec{r}}{r^3} = 0.$$

Интегрирование проводится с помощью метода Рунге-Кутты 4-го порядка, коэффициенты которого рассчитываются следующим образом:

$$k_1 = f(\mathbf{X}_i, \mathbf{t}_i)$$

$$k_2 = f\left(\mathbf{X}_i + \frac{\mathbf{h}}{2} \mathbf{k}_1, \mathbf{t}_i + \frac{\mathbf{h}}{2}\right)$$

$$k_3 = f\left(\mathbf{X}_i + \frac{\mathbf{h}}{2} \mathbf{k}_2, \mathbf{t}_i + \frac{\mathbf{h}}{2}\right)$$

$$k_4 = f(\mathbf{X}_i + \mathbf{h} \mathbf{k}_3, \mathbf{t}_i + \mathbf{h}),$$

а значение на новом шаге получается по формуле:

$$X_{i+1} = X_i + \frac{h}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4).$$

Здесь h -- шаг по времени, а f -- используемое уравнение движения.

В данном случае система выглядит так:

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}$$

$$\dot{\mathbf{v}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3},$$

\mathbf{r}, \mathbf{X} -- компоненты вектора состояния, отвечающие за радиус-вектор и скорости соответственно.

Кроме координат и скоростей необходимо знать угловое движение космического аппарата, чтобы моделировать измерения, получаемые со звёздного датчика, а также для корректного построения изображений с камеры. Обозначим $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]$ - вектор угловых скоростей. Для

ориентации осей связанной системы координат в орбитальной будем использовать нормированный кватернион $\mathbf{q} = [q_1, q_2, q_3, q_4]$. Его выбор связан с отсутствием вырождения уравнений движения. Введем матрицу:

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix}$$

Тогда уравнения углового движения принимают вид:

$$\dot{\mathbf{q}} = \Omega \frac{\mathbf{q}}{2}$$

$$J\dot{\omega} + [\omega, J\omega] = \mathbf{0},$$

где

$J = \begin{pmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{pmatrix}$ -- тензор инерции космического аппарата. Их интегрирование производится также с помощью метода Рунге-Кутты 4-го порядка, после чего осуществляется нормировка кватерниона.

В качестве первого шага, необходимого для начала интегрирования, используются взятые с определенной ошибкой значения вектора состояния, получаемые с помощью элементов орбиты.

3.1.3 Моделирование изображения

На основании имеющихся данных о планете и КА можно построить изображение, получаемое с помощью бортовой камеры. Рассмотрим в качестве примера планету с совпадающими с Землей параметрами движения и размерами. Модуль отрисовки создает сферу со средним радиусом Земли равным 6371 км. Затем на сферу натягивается изображение карты Земли. Центр полученного объекта помещается в точку, соответствующую координатам планеты в данный момент.

Источник света - это точечный источник, излучающий из заданного положения равномерно во всех направлениях. Так как используется гелиоцентрическая система координат, он помещается в точку начала координат.

Камера помещается в точку центра масс КА. С помощью известного углового движения вычисляется вектор оптической оси камеры и угол поворота относительно нее. В связанной системе координат ось камеры направлена по оси Oz , а ось Oy , связанная с камерой, сонаправлена с осью Oy КА. Также задается угол зрения камеры, который является функцией от фокусного расстояния камеры. Параметры камеры, которые задаются в среде MatLab показаны на рис. 3.

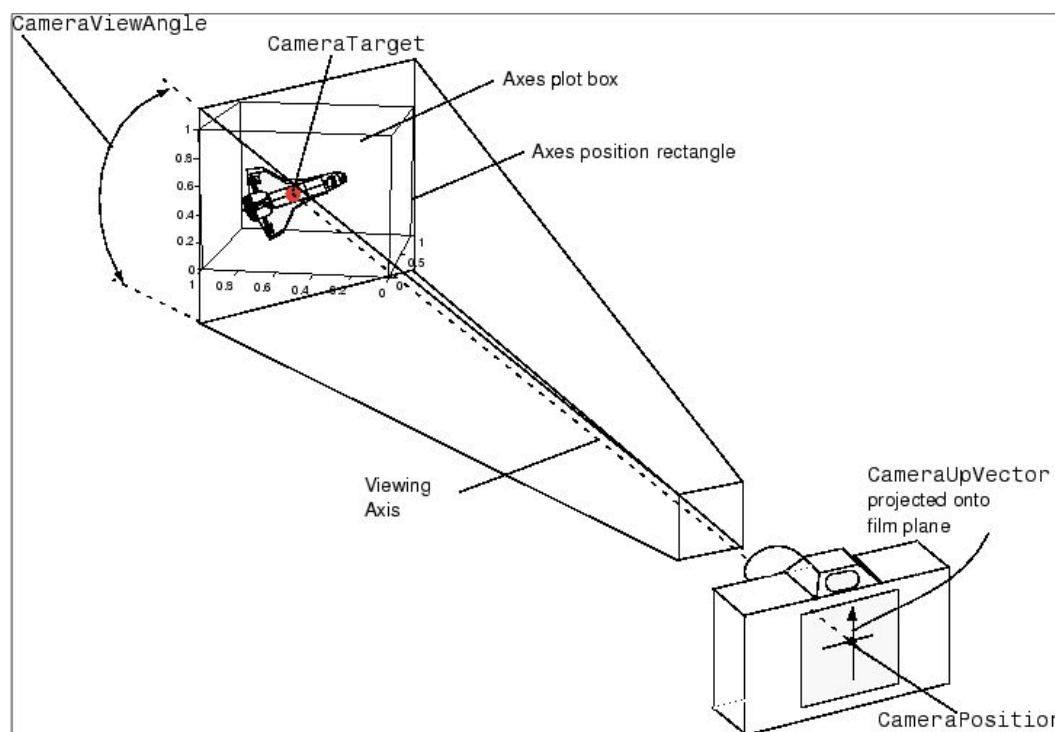


Рис. 3 Расположение параметров камеры

Полученное в результате изображение сохраняется в формате .png. Примеры получаемых изображений представлены на рис. 4

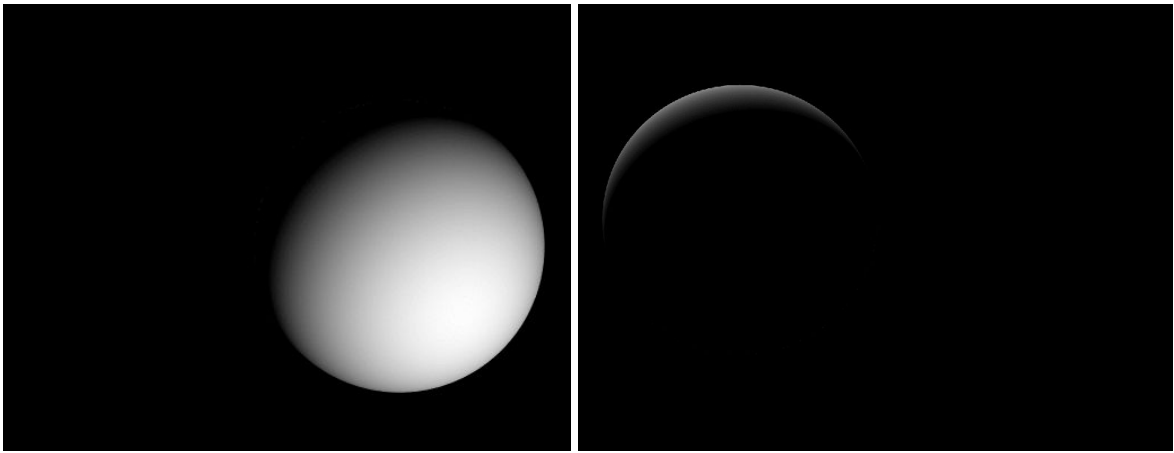


Рис. 4 Изображения, создаваемые в процессе моделирования

Дополнительно после создания изображения на него накладывается шум. В качестве шума использовался гауссовский белый шум с математическим ожиданием равным нулю и ненулевой дисперсией.

3.2 Получение измерений с изображения

3.2.1 Обработка изображения

Готовое изображение открывается в следующем модуле программы. Полноцветное изображение сначала переводится в полутоновое, после чего происходит оценка яркости снимка, берется среднее значение пикселя на картинке и делится на 255. Это число выступает в качестве значения `threshold` при переводе в бинарное изображение, с которым идет последующая работа. Сначала использовалось постоянное значение, но в процессе работы было обнаружено, что при сильном зашумлении изображения некорректный перевод в бинарное изображение приводит к ошибкам алгоритма поиска границы (см. рис.5).

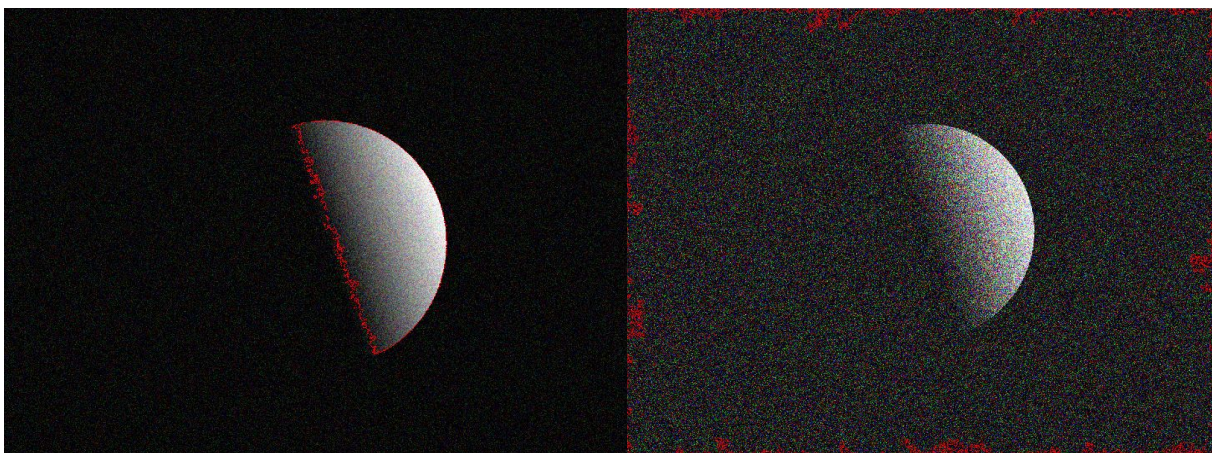


Рис. 5 Определение границы при различных шумах

Также, если изображение слишком яркое, то даже переменного значения `threshold` может не хватать для корректной работы и отбрасывания лишних шумов, поэтому свыше определенного значения необходимо вводить коэффициент. Но дальнейшее исследование показало, что подобные яркости могут встречаться только на изображениях, полученных в лабораторных условиях. Для подобных изображений коэффициент устанавливается отдельно.

Затем на бинарном изображении при помощи функции `bwboundaries` находятся границы. Функция реализует алгоритм отслеживания в окрестности Мура модифицированный критериями остановки Джейкоба. Пусть есть некоторая часть плоскости, состоящая из клеток T и фигура P на этой части плоскости. Нужно получить множество граничных клеток-пикселей (то есть контур) этой фигуры. Начиная с нижнего левого угла сетки, сканируется каждый столбец пикселей снизу вверх до тех пор пока не встречается черный пиксель. Этот пиксель объявляется «начальным» пикселем. Записываем его во множество контура фигуры, после чего начинаем обходить пиксели, начиная с того, из которого мы пришли по часовой стрелке относительно пикселя, принадлежащий фигуре, пока не находим новый такой пиксель. Алгоритм завершается, когда начальный пиксель посещается во второй раз. Подобное правило остановки ограничивает набор контуров, которые алгоритм может пройти полностью. С улучшенным условием остановки цикл завершается, если начальный пиксель вводится во второй раз в том же направлении, в котором вводился первоначально. Пройденные черные пиксели будут контуром шаблона.

Из найденных границ выбирается та, которая состоит из большего числа элементов. Выбор происходит таким грубым образом, потому что в ситуации, когда размер планеты близок на изображении к размерам звёзд, выходят за границы применимости алгоритма.

Теперь замкнутую границу необходимо разделить на две части, самый простой способ - найти две наиболее удаленные друг от друга точки, они будут называться точками поворота. Точки поворота соединяются линией, находится центр линии и полуокружностей. Сравнивается расстояние от этого центра до полуокружностей и дальняя выбирается как целевая (рис.

б). На рис. 7 изображен выбор целевой полуокружности на примере двух модификаций видимой планеты.

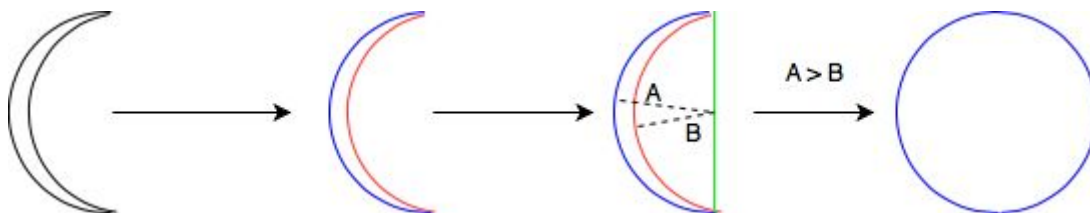


Рис. 6 Схема выбора полуокружности



Рис. 7 Изображения планет с выделенными границами, желтым показана выбранная для приближения окружностью

Перед дальнейшей обработкой точек необходимо отбросить те, которые находятся на границе снимка или близко к нему, так как большое их количество повлияет на параметры итоговой окружности. Но кроме этого следует понимать, что если пересечение с границей кадра достаточно большое, это не только может привести к ухудшению оценки окружности и/или ошибкам алгоритма выбора целевой полуокружности, но также это означает, что планета в определенный момент может оказаться вне поля зрения камеры. Иными словами, одно лишь отбрасывание точек на границе кадра может улучшить работу алгоритма и продлить его использование на определенное количество шагов, но в какой-то момент этого станет недостаточно. Следовательно, для избежания ситуаций, когда планета перестает наблюдаться, в модуль, ответственный за отбрасывание точек,

необходимо добавить флаг, который будет подниматься, когда изображение планеты не просто касается границы кадра, а пересекается ею. Поднятие этого флага означает необходимость управления угловым движением.

Добавим управление в уравнение углового движения спутника:

$$J\dot{\omega} + [\omega, \mathbf{J}\omega] = \mathbf{U},$$

где U -- управляющий момент от маховиков. Угловое положение аппарата, которое необходимо получить, следующее: ось $O'Z$, которая совпадает с оптической осью камеры, должна быть направлена по радиус-вектору, соединяющему центр масс КА с центром масс планеты, положение остальных осей не принципиально, поэтому они определяются таким образом, чтобы получилась правая тройка.

В качестве управления используется PD регулятор, который обеспечивает стабилизацию относительно нового направления оси камеры. После возвращения планеты в некоторую окрестность центра кадра управление выключается.

Дальнейшее исследование показало, что точность измерений зависит от размера планеты на изображении, поэтому дополнительно к положению планеты следует проверять отношение текущего углового размера к углу зрения. Если это число опускается ниже 0.1 следует уменьшить угол зрения, а если стремится к 1 - увеличить. Физически это можно сделать, если на используемой камере есть возможность изменять фокусное расстояние.

После выбора и фильтрации точек на изображении лимба планеты необходимо приблизить их окружностью. Для этого подбираются такие коэффициенты, чтобы равенство

$$(x_j \ y_j \ 1) * \mathbf{a} = -(x_j^2 + y_j^2), \quad \mathbf{a} = (a_1 \ a_2 \ a_3)^T$$

выполнялось наилучшим образом для всех j из массива точек границы изображения планеты в смысле метода наименьших квадратов. Именно таким образом производится деление массивов в Matlab. Раскрывая скобки и приводя к равенство к привычному уравнению окружности, получим

$$(x_j + \frac{1}{2}a_1)^2 + (y_j + \frac{1}{2}a_2)^2 = \frac{a_1^2}{4} + \frac{a_2^2}{4} - a_3.$$

Отсюда координаты центра окружности и радиус планеты на изображении выражаются через найденные коэффициенты следующим образом:

$$x_0 = -\frac{1}{2}a_1, y_0 = -\frac{1}{2}a_2, R = \sqrt{\frac{a_1^2}{4} + \frac{a_2^2}{4} - a_3}$$

Эти параметры в дальнейшем используются для вычисления двух углов направления на центр планеты в связанной со спутником системе координат и углового размера планеты. Эти три величины рассматриваются как измерения, полученные с помощью обработки изображения.

Блок-схема алгоритма обработки изображения показана на рис. 8



Рис. 8 Блок-схема алгоритма

3.2.2 Модель измерений

В настоящей работе в качестве измерений, из которых в дальнейшем получается вектор состояния КА, используются углы направления на центр планеты, а именно угол места θ и азимут ϕ , а также угловой размер α рассматриваемого космического тела. Запишем модель измерений в следующем виде:

$$\mathbf{h} = \begin{pmatrix} \theta \\ \phi \\ \alpha \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \arcsin\left(\frac{z-R_z}{L}\right) \\ \arctg\left(\frac{y-R_y}{x-R_x}\right) \\ 2\arctg\frac{D}{2L} \end{pmatrix}$$

где x, y, z -- координаты космического аппарата в гелиоцентрической системе координат, R_x, R_y, R_z -- координаты планеты, D -- реальный диаметр планеты, L - расстояние между планетой и космическим аппаратом.

Измерения направления на центр планеты состоят из двух частей - измерений звездного датчика и измерений, получаемых в результате обработки изображения планеты. В качестве измерений, получаемых со звездного датчика, используется кватернион ориентации связанной системы координат относительно инерциальной системы координат.

3.2.3 Измерения, получаемые с помощью обработки изображения

В результате обработки изображения получены координаты центра и радиус планеты. Теперь эти данные необходимо преобразовать для вычисления углов направления на центр планеты и углового размера планеты.

На рис. 9 показано соответствие размеров объекта в пространстве и на изображении. Размеры объекта в плоскости, перпендикулярной плоскости кадра не представляют интереса, поэтому на рисунке он обозначен как плоский объект. Введем систему координат, связанную планетой и поместим ее начало в точку, которая проецируется в центр кадра.

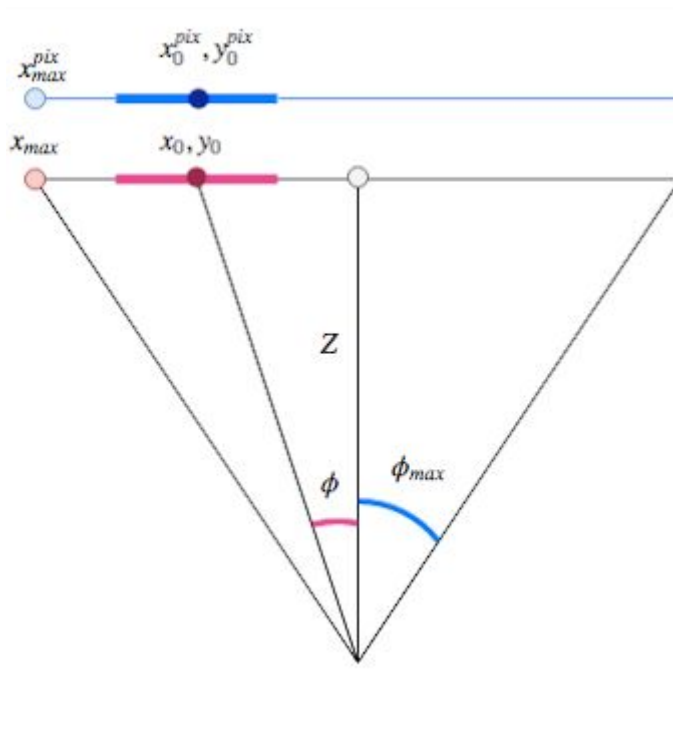


Рис. 9 Схематичное представление изображения планеты

Введем обозначения:

x_0^{pix}, y_0^{pix} - положение центра объекта в пиксельной системе координат, связанной с камерой;

x_0, y_0 - положение центра объекта в системе координат, связанной со спутником;

x_{max} - значение максимального положения видимого объекта в пиксельной системе координат;

ϕ - угол направления на центр объекта;

ϕ_{max} - максимальный угол поля зрения камеры;

Z - расстояние до центра поля зрения (компонента z координат центра объекта в связанной системе координат);

Запишем выражения для тангенсов выбранных углов:

$$\operatorname{tg}\phi = \frac{x_0}{Z}, \operatorname{tg}\phi_{max} = \frac{x_{max}^{pix}}{Z}$$

Выразим из этих формул Z и приравняем значения:

$$\frac{x_0}{\operatorname{tg}\phi} = \frac{x_{max}}{\operatorname{tg}\phi_{max}} \quad (1)$$

Введем параметры: f – фокусное расстояние, c_x, c_y – координаты точки пересечения оптической оси камеры OZ с ПЗС-матрицей. Далее, если s_x, s_y – коэффициенты, определяющие размер пикселя, то $f_x = s_x f, f_y = s_y f$. Тогда связь между координатами i -ой точки $[X_i, Y_i, Z_i]^T$ в системе $OXYZ$ и пиксельными координатами $[x_i, y_i]^T$ в системе Kxy определяется формулами проективной геометрии:

$$x_i = f_x \frac{X_i}{Z_i} + c_x$$

$$y_i = f_y \frac{Y_i}{Z_i} + c_y$$

Значение c_x в данном случае для простоты принимается равным нулю, а отношение f_x/Z обозначим за k . Тогда $x_0 = kx_0^{pix}$, $x_{max} = kx_{max}^{pix}$, где x_0^{pix} – пиксельная координата центра, x_{max}^{pix} - половина количества пикселей в изображении по оси x .

Подставляя это в равенство (1) и выражая ϕ , получим формулу перевода параметров окружности на изображении в угол азимута в связанной системе координат:

$$\theta = \text{arctg}\left(x_0^{pix} \frac{\text{tg}\phi_{max}}{x_{max}^{pix}}\right).$$

Аналогичным образом получается подобная формула для угла места:

$$\phi = \text{arctg}\left(y_0^{pix} \frac{\text{tg}\theta_{max}}{y_{max}^{pix}}\right).$$

Запишем тогда вектор направления на планету в ССК: $p^{SSK} = [\theta \ \phi \ 1]^T$. Полученный вектор направления на планету в ССК нормируется и переводится в ИСК. Итоговый вектор направления на планету

$$p^{ISK} = Q * \frac{p^{SSK}}{\|p^{SSK}\|}$$

где Q - матрица поворота, составленная из компонент кватерниона текущей ориентации.

Из направления можно получить значения элевации и азимута:

$$\theta^{ISK} = \text{arcsin}(p_3^{ISK})$$

$$\phi^{ISK} = \text{arctg}\left(\frac{p_2^{ISK}}{p_1^{ISK}}\right)$$

Реальный угловой размер связан с угловым размером на изображении прямо пропорционально с коэффициентом, зависящим от угла зрения:

$$\alpha = D_{pix} \frac{\phi_{max}}{x_{max}^{pix}},$$

где D_{pix} - диаметр планеты на изображении.

Таким образом, полученные измерения приведены к виду, в котором их можно использовать для определения вектора состояния космического аппарата.

3.3 Фильтрация измерений

Для автономной навигации необходимо получать последовательную оценку вектора состояния в режиме реального времени по поступающим с некоторым шагом измерениям. Построим для этой цели расширенный фильтр Калмана, который работает по принципу "прогноз-коррекция". Его суть состоит в том, что, используя полученные измерения, их модель, а также модель движения, вычисляется оценка вектора состояния. На каждом шаге рассчитываются весовые коэффициенты, с помощью которых корректируется текущая оценка вектора состояния. Для инициализации обработки данных на вход алгоритма подаётся начальный вектор состояния X_0 и матрица ошибок P_0 , содержащая в себе информацию о предполагаемых ошибках вектора состояния в начальный момент времени.

На этапе прогноза с помощью численного интегрирования уравнений движения космического аппарата вычисляется априорная оценка вектора состояния X_k^- . Оно происходит аналогично моделированию движения КА, но в этом случае в качестве значения на предыдущем шаге берётся оценка вектора состояния, полученная в результате обработки измерений.

После получения вектора состояния X_k^- , вычисляется прогноз вектора измерений h_k , согласно модели измерений. Затем осуществляется прогноз матрицы ошибок:

$$P_k^- = \Phi_k P_{k-1}^+ \Phi_k^T + Q_k.$$

Значение Q_k вычисляется следующим образом. Пусть линеаризованная модель движения имеет вид:

$$\delta \dot{x} = F_k \delta x + B d, \quad (2)$$

где

$$B = \begin{pmatrix} 0_{3 \times 3} \\ E_{3 \times 3} \end{pmatrix},$$

d - вектор случайных внешних возмущений, действующих на спутник, распределенный согласно нормальному распределению вероятностей, для которого выполняется

$$M(d) = 0, \quad M((d)(d)^T) = D = \begin{pmatrix} \sigma_d^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_d^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_d^2 \end{pmatrix}.$$

В дискретном виде модель ошибок (2) можно переписать в виде

$$\delta \mathbf{x}_k = \Phi_k \delta \mathbf{x}_{k-1} + Q_k,$$

где

$$\Phi_k = E + F_k(t_k - t_{k-1}),$$

$$F_k = \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{t})}{\partial \mathbf{x}},$$

тогда матрица Q_k вычисляется следующим образом:

$$Q_k = \Phi_k B D B^T \Phi^T(t_k - t_{k-1}).$$

Для используемых моделей движения и измерений в результате линеаризации матрицы динамики F_k и измерений H_k принимают вид:

$$F_k = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{\mu(2x^2 - y^2 - z^2)}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & \frac{3\mu y x}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & \frac{3\mu z x}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{3\mu y x}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & \frac{\mu(2y^2 - x^2 - z^2)}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & \frac{3\mu z y}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{3\mu z x}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & \frac{3\mu z y}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & \frac{\mu(2z^2 - x^2 - y^2)}{(x^2 + y^2 + z^2)^{\frac{5}{2}}} & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$H_k = \begin{pmatrix} \frac{\partial \theta}{\partial x} & \frac{\partial \theta}{\partial y} & \frac{\partial \theta}{\partial z} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\partial \varphi}{\partial x} & \frac{\partial \varphi}{\partial y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\partial \alpha}{\partial x} & \frac{\partial \alpha}{\partial y} & \frac{\partial \alpha}{\partial z} & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

где

$$H_k = \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{t})}{\partial \mathbf{x}}.$$

Компоненты матрицы H :

$$\frac{\partial \theta}{\partial x} = -\frac{(x - R_x)(z - R_z)}{L^2 \sqrt{(x - R_x)^2 + (y - R_y)^2}}$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial y} = -\frac{(y - R_y)(z - R_z)}{L^2 \sqrt{(x - R_x)^2 + (y - R_y)^2}}$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial z} = -\frac{\sqrt{(x - R_x)^2 + (y - R_y)^2}}{L^2}$$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial x} = -\frac{(y - R_y)}{(x - R_x)^2 + (y - R_y)^2}$$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial y} = -\frac{(x - R_x)}{(x - R_x)^2 + (y - R_y)^2}$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial x} = \frac{D(R_x - x)}{L[L^2 + \frac{D^2}{4}]}$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial y} = \frac{D(R_y - y)}{L[L^2 + \frac{D^2}{4}]}$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial z} = \frac{D(R_z - z)}{L[L^2 + \frac{D^2}{4}]}$$

L - расстояние между планетой и спутником

Следующим этапом необходимо обработать измерения для получения оценки вектора состояния. Для этого вычисляется весовая матрица:

$$K_k = P_k H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1},$$

$M(\mathbf{r}_k) = \mathbf{0}$, $M(\mathbf{r}_k \mathbf{r}_k^T) = \mathbf{R}_k$, здесь \mathbf{r}_k нормально распределенная случайная ошибка модели измерений, которая в общем случае имеет вид:

$$\mathbf{z} = \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{t}) + \mathbf{r}_k.$$

Далее с помощью матрицы K_k происходит коррекция вектора \mathbf{X}_k^- :

$$\mathbf{X}_k^+ = \mathbf{X}_k^- + K_k[\mathbf{z}_k - \mathbf{h}(\mathbf{X}_k^-, t)],$$

\mathbf{z}_k - полученные измерения, $\mathbf{h}(\mathbf{X}_k^-, t)$ - модельные. Значение \mathbf{X}_k^+ является апостериорной оценкой вектора состояния.

Последним действием на текущем шаге является коррекция матрицы ошибок:

$$P_k^+ = [E - K_k H_k] P_k^-.$$

После этого начинается новый цикл. Общая схема работы фильтра Калмана изображена на рис. 10



Рис. 14 Схема работы фильтра Калмана

4. Исследование алгоритма

В ходе работы над алгоритмом было проведено исследование получаемых точностей как на моделируемых программным обеспечением изображениях, так и на фотографиях, полученных с геостационарного спутника. Кроме того был проведен эксперимент в лабораторных условиях. Результаты исследования представлены ниже.

4.1 Численное исследование работы алгоритма

4.1.1 Тестовый запуск алгоритма

Продемонстрируем работу фильтра Калмана при следующих параметрах:

- угол зрения камеры - 7 градусов
- внешние возмущения порядка 10^{-5} м/с²
- дисперсия шума = 0.002
- время интегрирования 25 минут
- начальная ошибка определения положения 10 000 км
- начальная ошибка определения скорости 1000 км/с
- размер шага 10 секунд

Размер получаемого изображения: 1200x900 пикселей

Параметры орбиты планеты:

$$a = 149598261 \text{ km}$$

$$e = 0.01671123$$

$$i = 7.155^\circ$$

$$\Omega = 348.73936^\circ$$

$$\omega = 114.20783^\circ$$

$$t_\pi = 100$$

Параметры орбиты космического аппарата почти полностью совпадают с параметрами планеты за исключением:

$$a = 149598023 \text{ km}$$

$$t_{\pi} = 5000$$

Параметры выбраны таким образом затем, чтобы планета на изображении не очень быстро удалялась со временем, а на ее размер влиял в первую очередь угол зрения камеры (рис.11). Однако же, по этой причине будут наблюдаться большие относительные ошибки определения скорости.

Выбранный размер шага в 10 секунд считается оптимальным и используется на протяжении всего процесса моделирования.

Зафиксируем параметры накладываемых на изображение шумов, математическое ожидание гауссовского шума $m = 0$, а дисперсию установим на достаточно низком уровне $v = 0.001$.



Рис. 11 Примеры изображений в начальный момент времени

На рис. 12 представлены ошибки измерений направления на планету и углового размера для рассматриваемого примера. Увеличение ошибок связано с уменьшением размера планеты на кадре.

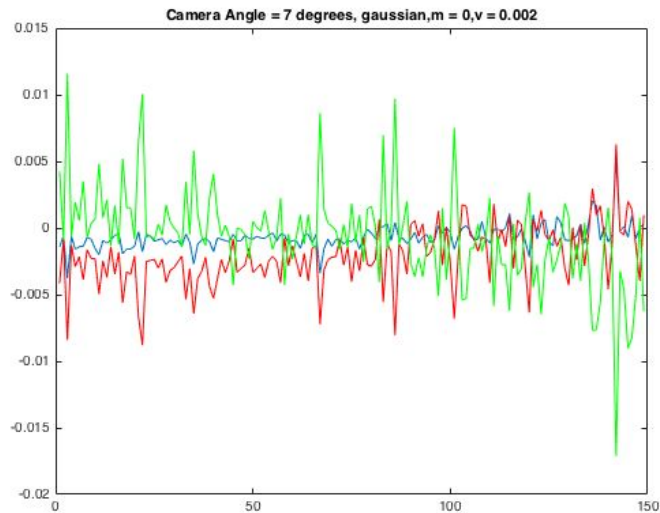


Рис. 12. Ошибки измерений

На рис. 17 показан результат работы фильтра Калмана. Как видно, фильтр демонстрирует достаточно быструю сходимость. Появляющиеся в конце ошибки связаны с нарастанием ошибок измерений.

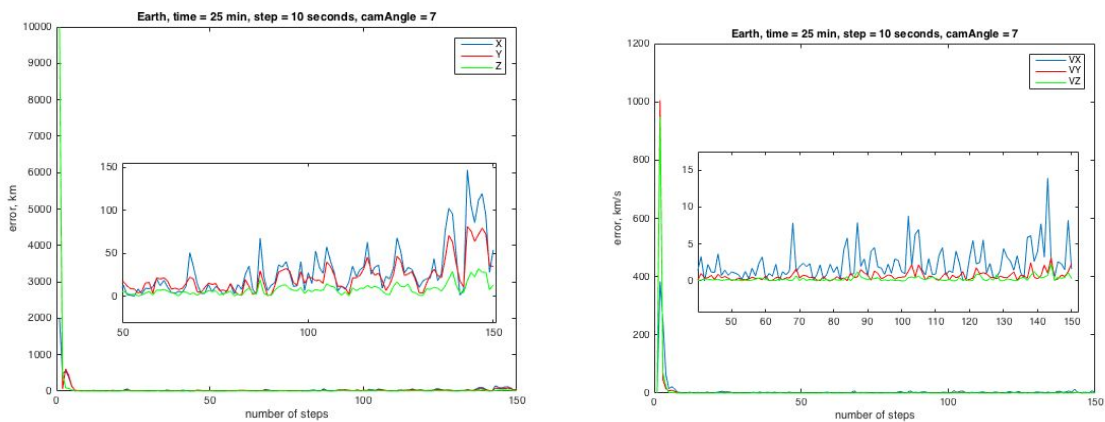


Рис. 13 Ошибки определения вектора состояния КА при тестовом запуске алгоритма

4.1.2 Оценка точности

На точность измерений, а, следовательно, и на точность определения вектора состояния спутника, влияют размер планеты на изображении, который зависит от угла зрения камеры и расстояния, и качество изображения, а именно тип и сила шума, а также качество результатов

обработки измерений в большой мере зависит от неточности модели движения. Ниже приведены результаты исследования алгоритма на модельных изображениях с различными параметрами.

На рис. 18 показаны ошибки определения положения и скорости в зависимости от величины угла зрения камеры. Внутри прямоугольника находится 50% всех результатов, сверху и снизу - по 25%, красная линия отображает среднее значение, крестиками обозначены значения, выпадающие за пределы 3σ при предположении, что данные распределены по нормальному закону вероятности. Из полученных графиков видно, что точность измерений примерно одинакова для небольших углов и сильно понижается, когда размер планеты на кадре становится достаточно мал.

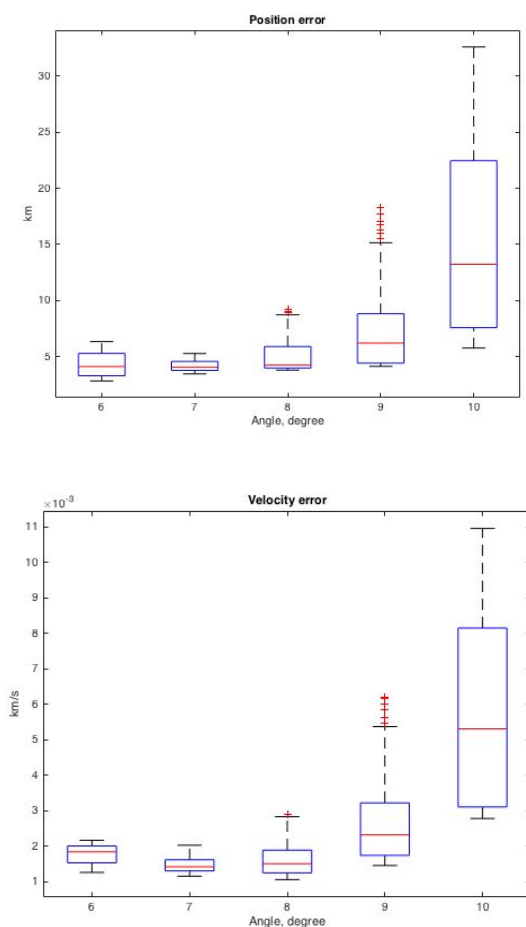


Рис. 18 Ошибки определения положения и скорости при различных значениях угла зрения камеры

Зафиксируем угол зрения равным 7 градусам, так как для этого значения демонстрировалась наилучшая точность. На рис. показаны значения ошибок. Прослеживается обратная зависимость точности от величины дисперсии шума. Это ожидаемый результат вызванный тем, что при возрастания шума на изображении в массив точек границы планеты попадают лишние точки, увеличивающие впоследствии видимый угловой размер.

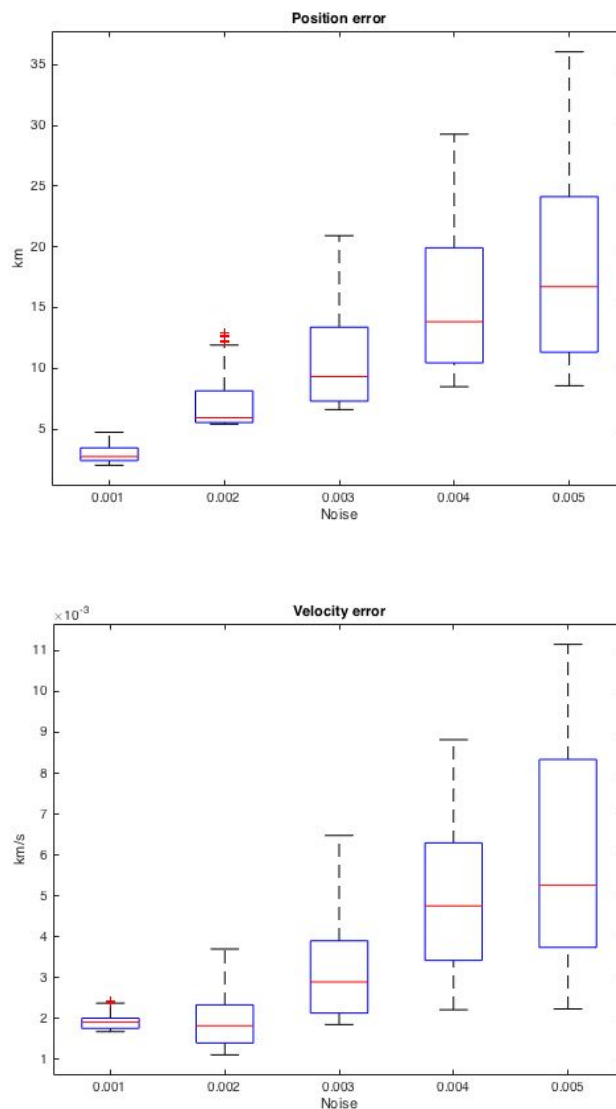


Рис.19 Ошибки определения положения и скорости при различных значениях дисперсии шума.

Зафиксируем теперь величину угла зрения камеры и шума на изображении, начальные ошибки определения положения – 100 км, а скорости – 10 м/с. На рис. 20 показано изменение точности определения скорости и положения спутника в зависимости от ошибки модели движения, данные собраны спустя одинаковое время для каждого значения. Возмущения, закладываемые во время моделирования, порядка 10^{-5} м/с^2 , поэтому для этого значения математическое ожидание ошибки наименьшее. Для возмущений порядка 10^{-4} м/с^2 возрастают ошибки определения скорости, а определение положения сходится медленнее. Для 10^{-6} м/с^2 полученные ошибки близки к ошибкам для 10^{-5} м/с^2 , но математическое ожидание и дисперсия в этом случае несколько больше.

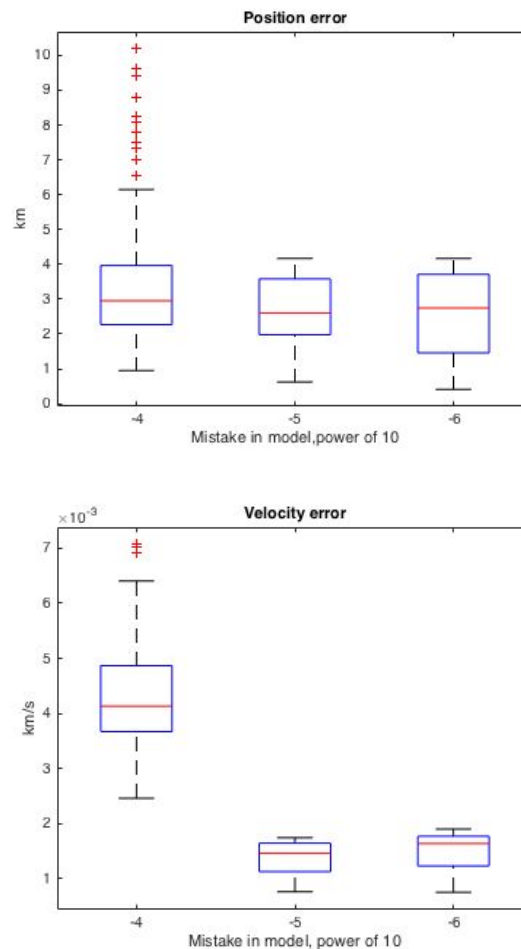


Рис. 20 Ошибки определения положения и скорости при различных значениях неточности модели движения

4.2 Апробация на снимках со спутника

Протестируем работу алгоритма на реальных изображениях, полученных со спутника. Рассмотрим спутник GOES-EAST, расположенный на геостационарной орбите. Он является одним из спутников серии находящихся в ведении американской национальной информационной службы спутниковых данных об окружающей среде (NESDIS), обеспечивающих прогнозирование погоды, отслеживание штормов и метеорологические исследования. Выведен на геостационарную орбиту 29 ноября 2016 года, подспутниковая точка располагается на экваториальной орбите в точке 75.2 градуса западной долготы.

Выбор спутника с геостационарной орбитой не случаен. С одной стороны, движение спутника известно достаточно точно, чтобы сравнить с оценкой вектора состояния, полученного с помощью разработанного алгоритма. С другой стороны, снимки Земли с этой орбиты позволяют проверить работу алгоритма на всех значениях освещенности.

Дополнительно обработка реальных изображений планеты позволит определить влияние фона на самой планете и дополнительных помех в определении границы, связанных с переотражением на границе атмосферы.

Снимки с камеры спутника имеются в общем доступе. Кадры со спутника с интервалом в 15 минут в течение дня выкладываются на сайте NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration - Национальное управление океанических и атмосферных исследований) и хранятся в течение суток [10]. Можно выбрать от 24 до 96 последовательных кадров и скачать их в формате .gif. Угол зрения камеры совпадает с видимым угловым размером и равен 17.18° . На рис. 21 показаны примеры кадров.

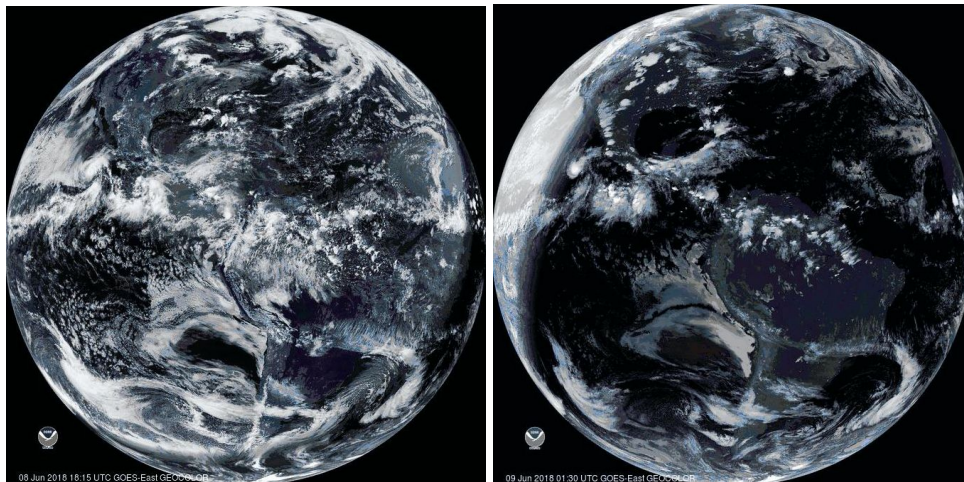


Рис. 21 Кадры, полученные спутником GOES-16

Для удобства вычислений в этом примере используется геоцентрическая система координат, реальное положение спутника в ней вычисляется с помощью модели SGP4, использующей в качестве входных параметров элементы орбиты в формате TLE, хранящиеся в открытом доступе. При вычислении вектора направления на центр Земли предполагалось, что геостационарный спутник стабилизирован в орбитальной системе координат. Остальные этапы обработки совпадают с описанными ранее, за исключением моделирования изображений.

С изображений спутника были получены измерения, представленные на рис. 22, по которым видно, что ориентация оси камеры близко к направлению на центр Земли, что соответствует кадрам, представленным на рис. 21.

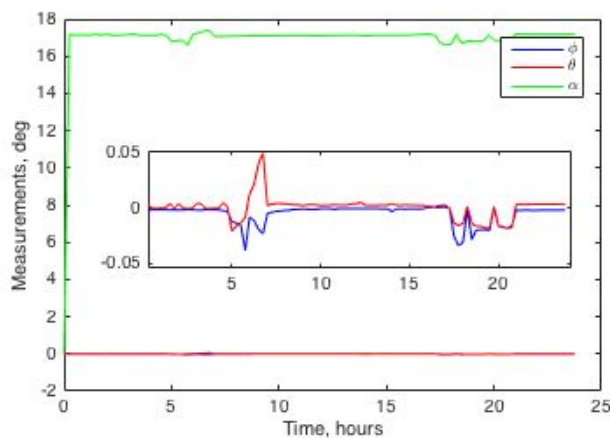


Рис. 22. Измерения углов, полученные с изображений

Результат обработки фотографий со спутника за одни сутки показан на рис.23. Среднее отклонение по положению составляет 200 км, по скорости - 0.02 км/с, однако вследствие ошибок при обработке изображения максимальная ошибка по положению составила почти 2 тыс. км и 0.18 км/с по скорости.

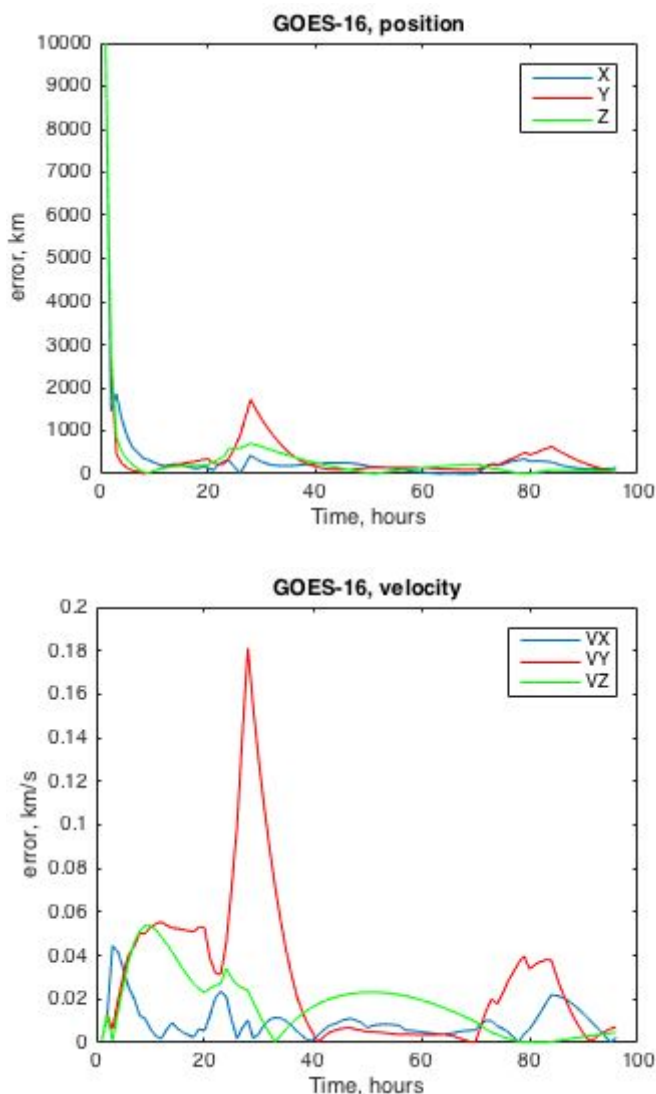


Рис. 23 Ошибки определения положения и скорости геостационарного спутника GOES-16

На рис. 24 видно, что полученная орбита спутника быстро сходится к близкой к геостационарной.

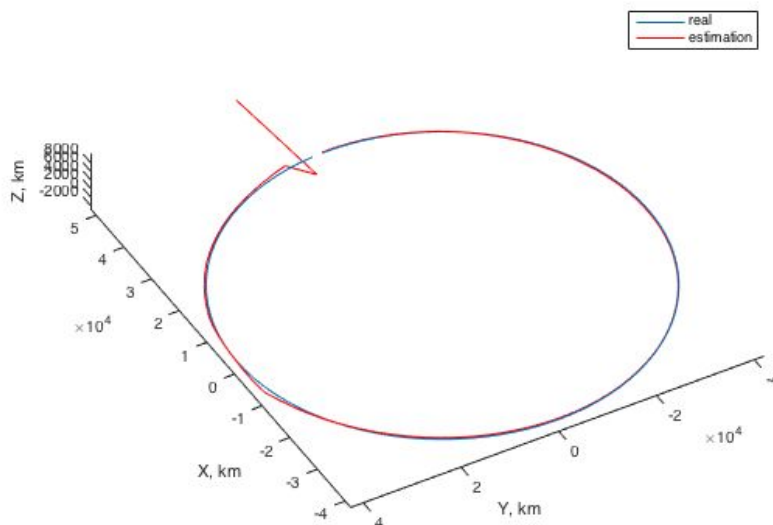


Рис. 24 Положение спутника на орбите, рассчитанное по TLE и оценка положения, полученная с помощью алгоритма

Данные отклонения превышают значения, полученные в ходе моделирования, так как шаг по времени слишком велик для лучшей работы фильтра Калмана. Кроме того, обрабатываемые изображения не до конца соответствуют реальности в том смысле, что затененные участки на фотографиях на самом деле получены мультиспектральной инфракрасной камерой. К примеру, на изображениях хорошо видны облака, которые по своей яркости могут составить конкуренцию видимому лимбу планеты, что вносит ошибки в определении границы небесного тела.

4.3 Эксперимент по определению движения макета на аэродинамическом столе

На завершающем этапе анализа была проведена серия экспериментов с использованием аэродинамического стола, установленного в ИПМ им. М.В.Келдыша, и макета спутника с установленной на борту камерой. Для проведения полунатурных испытаний системы управления движением космического аппарата используются наземные стенды, позволяющие имитировать в усеченном виде его орбитальное и угловое движение. В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН совместно с ОАО Спутникс создан стенд, представляющий собой аэродинамический стол, по которому на воздушной подушке движутся управляемые макеты спутников с тремя степенями свободы: одной вращательной и двумя поступательными.

В состав стенда входит аэродинамический стол, промышленный вентилятор с блоком управления и системой трубопроводов, а также макеты системы управления движением спутников. Аэродинамический стол представляет собой плоское металлическое основание с отверстиями, через которые поступает воздух, нагнетаемый промышленным вентилятором по системе воздуховодов. Таким образом создается воздушная подушка между поверхностью стола и дискообразной платформой, на которую устанавливается макет системы управления [11].

4.3.1 Описание эксперимента

Цель эксперимента - оценить точность определения движения макета на аэродинамическом столе с помощью разработанного алгоритма. Эксперимент проходил следующим образом. В центр стола, с размерами $1.6 \times 2 \text{ м}^2$ был помещен глобус диаметром 21 см, имитирующий Землю. На макет спутника закреплена с внешней стороны камера, снимающая видео.

Глобус подсвечивался прожектором, жестко закрепленном на одном из углов стола. Одной из проблем, возникших в ходе моделирования условий реального полета, была сложность в создании фона, имитирующего космическое окружение. Чтобы исключить попадание на снимок частей помещения лаборатории, за глобусом был расположен модуль из черной ткани, который перемещался вслед за изменением позиции камеры. Кроме того, нельзя было полностью отказаться от освещения в лаборатории в дополнение к свету прожектора, так как в отсутствие достаточного количества света появляются проблемы с работой алгоритма, обеспечивающего определение положения и управление спутником. Этот алгоритм основан на обработке видео со стола, на котором распознается метка, закрепленная на верхней части макета [12]. В условиях плохой освещенности точность определения положения макета падает, а значит, сравнение движения макета, полученное с помощью системы независимых измерений, с оценкой движения, полученной с помощью алгоритма настоящей работы становится менее информативным.

Расположение объектов во время эксперимента изображено на рис. 25

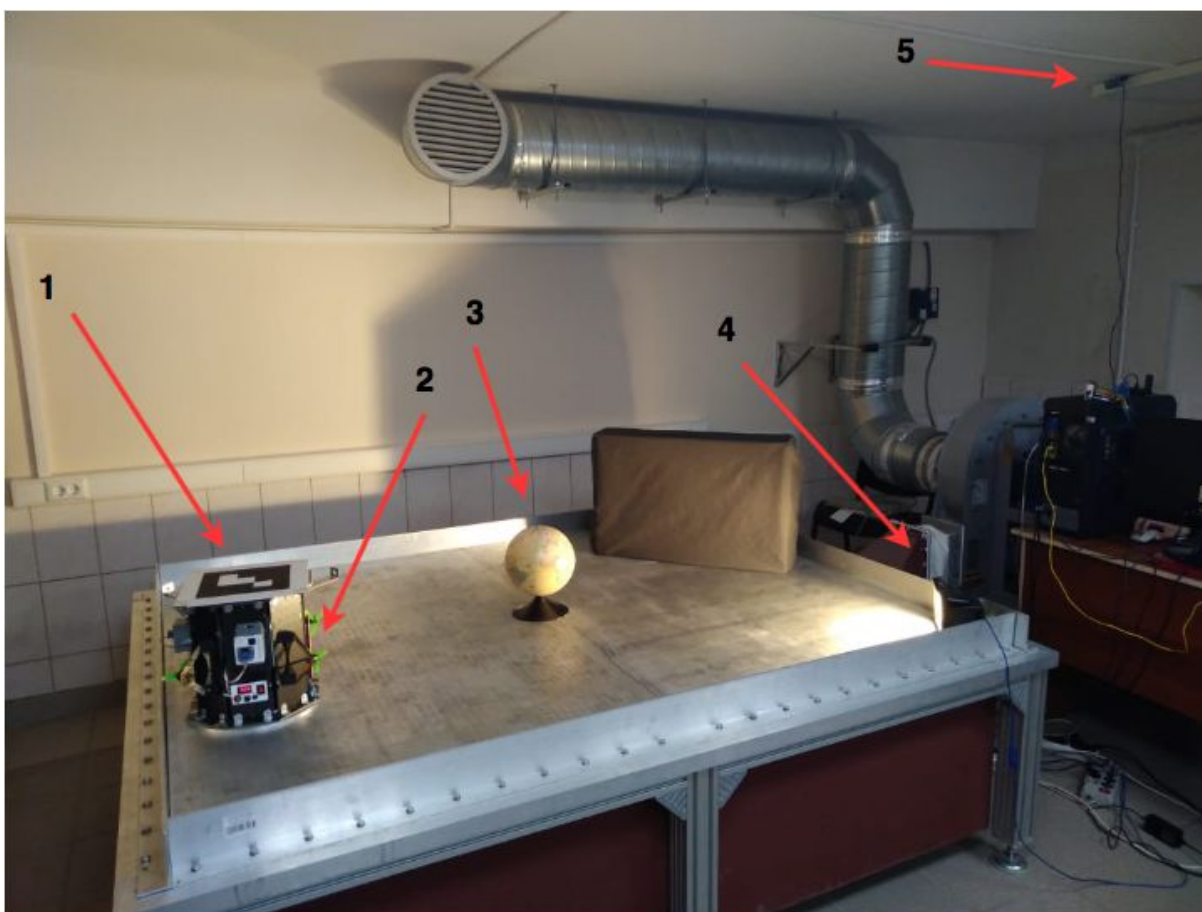


Рис. 25. Лабораторный стенд в ИПМ им.М.В.Келдыша, 1 – макет спутника с меткой, 2 – камера, 3 – глобус, имитирующий планету, 4 – источник света, 5 – камера для алгоритма определения положения спутника по метке

Для работы был выбран режим движения макета по окружности вокруг глобуса, при этом грань макета, на которой закреплена камера, направленная к центру окружности. В качестве актюаторов использовались вентиляторные двигатели, установленные на макете и имитирующие двигатели малой тяги. Управление, которое отслеживало опорную траекторию, описано в работе [11]. Было произведена серия экспериментов, при которых макет стартовал с одной и той же точки аэродинамического стола с околонулевой скоростью. Из-за особенностей расположения источника света удалось получить видео при движении только по полуокружности, так как в определенный момент происходит засветка глобуса источником света, а в других случаях макет перегораживает свет, что создает затенение глобуса. На рис. 26 показана

траектория макета в ходе эксперимента, а на рис. 27 пример получаемых изображений.

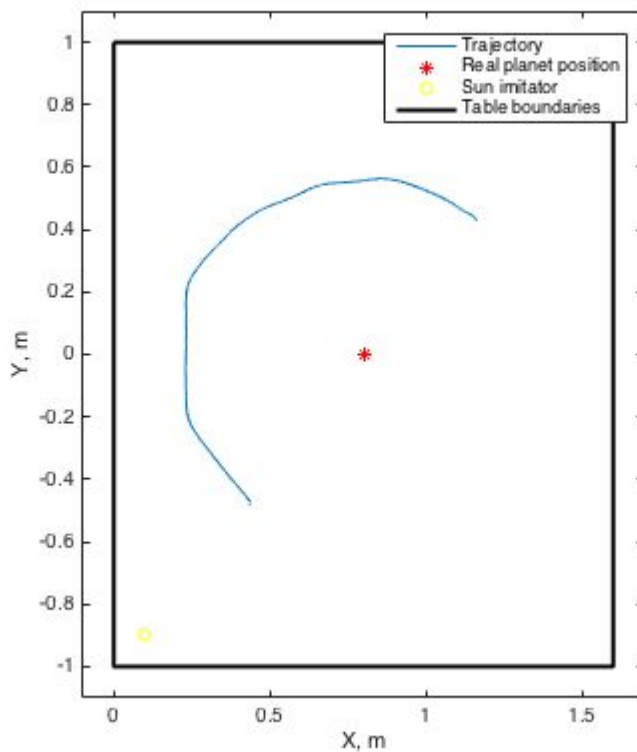


Рис. 26 Траектория макета, положение глобуса и источника света, в системе координат, связанной со столом



Рис. 27. Набор кадров из видео, полученного в эксперименте

4.3.2 Модификация алгоритма

Первичная обработка тестовых снимков показала, что полученного ранее значения `threshold` недостаточно для корректного перевода в

бинарное изображение из-за наличия пятна света от лампы в правой части кадра, поэтому для этой задачи параметр умножался на коэффициент 1,5. Но это также не всегда решало проблему, так как корректное значение зависит в первую очередь не от общей яркости кадра, а от взаимного расположения объектов на нем. Лабораторные изображения достаточно специфичны и не соответствуют кадрам, которые возможно получить в ходе реальных миссий. В связи с этим в процессе работы алгоритма отбрасывались снимки, угловой размер планеты на которых отличается от предыдущего шага более чем на 20%, чтобы исключить обработку выбросов.

Система определения углового движения макета по видеоизображению метки на верхней крышке макета возвращает следующие значения:

- $time - unixtime$, время прошедшее с полуночи 1 января 1970 года, миллисекунды
- x, y - координаты макета на столе, метры
- ang - угол между системой, связанной с макетом и системой, связанной со столом, радианы
- v_x, v_y - скорости макета по оси x и y , метры в секунду
- v_{ang} - угловая скорость, радианы в секунду

Модель движения макета на аэродинамическом столе не соответствует модели движения космического аппарата, так как на аэродинамическом столе движение плоское и задано окружностью, а траектория космического аппарата является пространственной и определяется силой притяжения. Кроме того, в силу того, что камера жестко закреплена на макете, угол наклона постоянен и не представляет интереса. Таким образом, модель измерений также отличается. Руководствуясь этими различиями, модифицируем

разработанный алгоритм для задачи определения движения макета на столе.

Рассмотрим вектор состояния макета в виде

$$\mathbf{x} = [x \ y \ v_x \ v_y].$$

Опорная траектория макета - движение по кругу с отслеживанием направления на глобус:

$$x(t) = x_0 + A \cos(\omega t + \phi_0),$$

$$y(t) = y_0 + A \sin(\omega t + \phi_0)$$

$$\phi(t) = \omega t ,$$

где x_0, y_0 - координаты положения глобуса на столе, A - радиус окружности ϕ_0 - положение камеры в системе координат макета, $\omega = 2\pi/T$.

В текущей задаче $x_0 = 0,8 \text{ м}$, $y_0 = 0 \text{ м}$, $T = 60 \text{ с}$

Уравнения движения макета по окружности относительно глобуса имеют вид:

$$\ddot{x} = -A\omega^2 \cos(\omega t + \phi_0)$$

$$\ddot{y} = -A\omega^2 \sin(\omega t + \phi_0)$$

Приведем эти уравнения к виду:

$$\dot{x} = F x,$$

где

$$F = \begin{pmatrix} 0_{2 \times 2} & E_{2 \times 2} \\ \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} & 0_{2 \times 2} \end{pmatrix}, \quad \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} = \begin{pmatrix} -\omega^2 & 0 \\ 0 & -\omega^2 \end{pmatrix}$$

Эти уравнения будут интегрироваться для получения прогноза вектора состояния макета для работы ФК.

Вектор измерений имеет вид:

$$z = [\phi \ \alpha].$$

Запишем его в виде:

$$z = Hx, H = \begin{pmatrix} \frac{\partial \phi}{\partial x} & \frac{\partial \phi}{\partial y} & 0 & 0 \\ \frac{\partial \alpha}{\partial x} & \frac{\partial \alpha}{\partial y} & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

где D - диаметр глобуса, а частные производные имеют вид:

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} = -\frac{y-y_0}{(x-x_0)^2+(y-y_0)^2}$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial y} = \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2+(y-y_0)^2}$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial x} = \frac{D(x-x_0)}{\sqrt{(x-x_0)^2+(y-y_0)^2}[(x-x_0)^2+(y-y_0)^2+\frac{D^2}{4}]}$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial y} = \frac{D(y-y_0)}{\sqrt{(x-x_0)^2+(y-y_0)^2}[(x-x_0)^2+(y-y_0)^2+\frac{D^2}{4}]}$$

Таким образом изменены в соответствии с текущей моделью измерения матрицы динамики и чувствительности фильтра Калмана, остальные изменения касаются размерностей и так или иначе связаны с представленными матрицами.

Еще одно изменение в алгоритме касается расположения камеры в системе координат макета, оно изображено на рис. 28. Как видно, для получения положения центра масс макета измерения, полученные с камеры необходимо преобразовать.

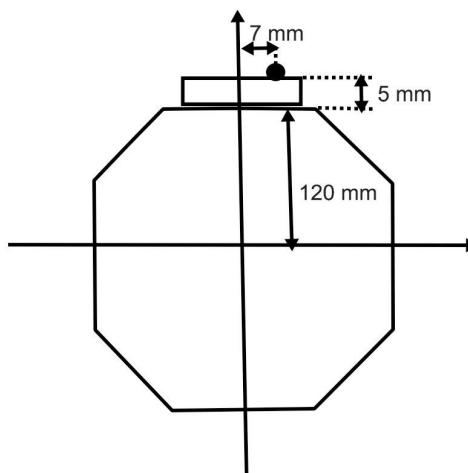


Рис. 28. Положение и ориентация камеры в системе координат, связанной с макетом

Угол зрения камеры телефона не указывался в спецификации, но он легко восстанавливается с помощью фотографирования объекта известной

величины, расположенного на известном расстоянии, в качестве такого объекта использовалась миллиметровая бумага. Угол зрения составляет приблизительно $57,3^\circ$. Также изображение было обрезано сверху, чтобы исключить попадание стен в кадр, что сократило угол до $38,2^\circ$

4.3.3 Синхронизация данных

С камеры, установленной на макете аппарата, получены видеозаписи, которые после обрезания моментов запуска и остановки макета, имеют длительность 28 секунд. Видеосъемка велась с частотой 30 кадров в секунду. Измерения, полученные с помощью системы обработки изображения метки на макете, получаются примерно каждые 45 миллисекунд, но это число варьируется от значения в 40 миллисекунд до 60. Видеозапись, полученная с камеры на макете, состоит из 840 кадров для обработки, в то время как данных, полученных с помощью системы независимых измерений, имеется только для 680 временных точек. Имеющаяся модель измерения требует кроме получения данных с изображения использовать информацию об угловом положении макета. Из-за нехватки этой информации и чтобы исключить использование одних и тех же значений для разных кадров, а также исключить ошибки, связанные с тем, что угловое положение не совпадает с тем, что соответствует моменту изображенному на кадре, на обработку будут подаваться только те снимки, для которых есть измерения вектора состояния с временной меткой, отстоящей не более чем на 15 миллисекунд от времени кадра на видео, остальные кадры будут отбрасываться.

Начальный момент времени эксперимента определялся в выходном файле добавлением контрольной строки, а на видеозаписи – по звуку работающих вентиляторных двигателей.

4.3.4 Результаты обработки видеоизображения

Окончательно было обработано только 18 секунд исходной видеозаписи, так как в ее начале и в конце изображение не соответствовало исходным предположениям относительно освещенности наблюдаемого тела - сначала глобус был затенен макетом, а в конце - в кадр попадал источник света, что приводило к засветке изображения. На рис. 29 тонкой линией показаны измерения, полученные по модели, а толстой – в ходе эксперимента. Угловой размер определяется с допустимой ошибкой, в то время как разница между полученными углами достаточно большая (рис.30). Такие отклонения могут быть вызваны тем, что камера была установлена на макете недостаточно жестко и могла перемещаться горизонтально вдоль стенки макета.

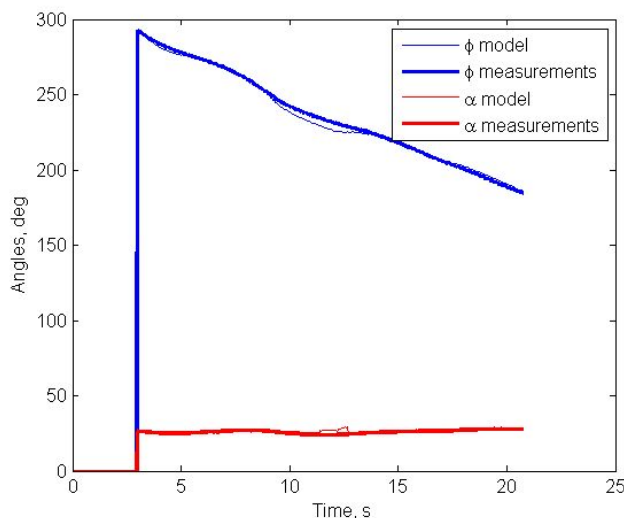


Рис. 29 Прогноз измерений согласно модели и измерения, полученные в результате обработки видеоизображения

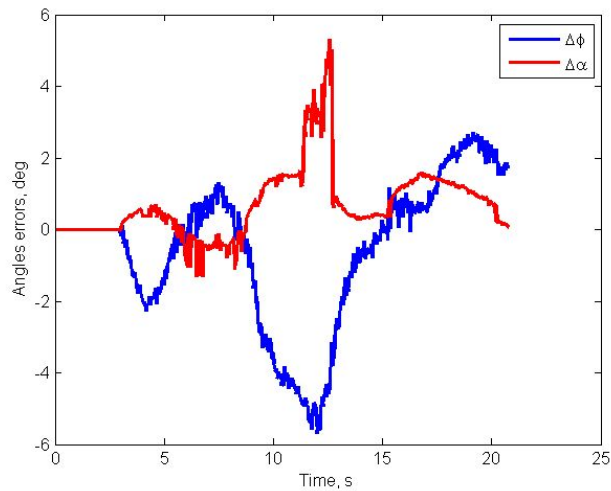


Рис. 30 Разность прогноза измерений и полученных значений

На рис. 31 представлено покомпонентное сравнение оценки положения макета, полученное с помощью системы независимых измерений и с помощью разработанного алгоритма. На рис. 32 совместно изображены две траектории макета. Максимальная ошибка составляет 20 см, однако в среднем она не превышает 2 см. Полученные максимальные расхождения связаны, прежде всего, с качеством полученных изображений. Кроме того, повлияла неточность в синхронизации данных, получаемых из разных источников.

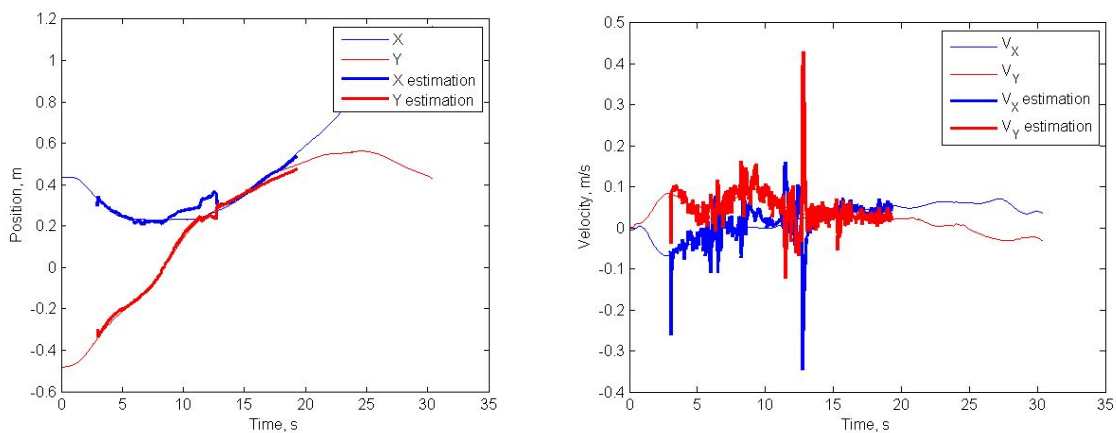


Рис. 31. Покомпонентное сравнение оценки положения и скорости макета, полученное с помощью системы независимых измерений и с помощью разработанного алгоритма

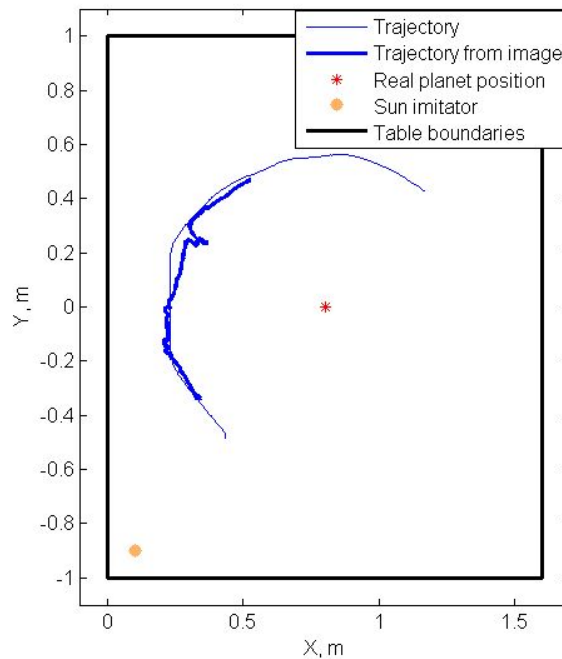


Рис.32 Сравнение траектории движения, полученной с помощью системы независимых измерений и с помощью обработки изображения

Таким образом, адаптированный алгоритм для задачи определения макета на аэродинамическом столе, в целом, имеет удовлетворительную точность определения, однако полунатурная обработка требует большего внимания к воссозданию лучших условий освещенности имитируемой с помощью глобуса планеты, что может привести к лучшим точностям определения движения.

Заключение

В рамках диссертационной работы разработан алгоритм определения вектора состояния спутника по изображению планет. Было создано программное окружение, позволяющее моделировать полет спутника и планет, моделировать изображения с камеры, установленной на КА, при различных значениях параметров камеры и тестировать работу алгоритма. При исследовании алгоритма, была найдена зависимость получаемой точности от размера планеты на изображении, качества самого изображения и неточности модели движения. На наилучших параметрах положение определялось с ошибкой в 0,001% от реального положения, а скорости с ошибкой в 0.01%

Работа алгоритма была проверена на фотографиях со спутника GOES-16 и в лабораторных условиях в ходе эксперимента. Качество определения несколько хуже по сравнению с полученным в ходе моделирования, что связано с особенностями обработки реальных изображений. Несмотря на то, что отчасти эти особенности воспроизводимы только в лабораторных условиях, необходимо доработать алгоритм нахождения планеты на изображении, чтобы сделать его более устойчивым к изменениям яркости и конфигурации изображения в кадре.

Список литературы

- [1] X. Ma, J. Fang, X. Ning. An overview of the autonomous navigation for a gravity-assist interplanetary spacecraft// Progress in Aerospace Sciences, 2013, V. 63 P. 56–66
- [2] R.R. Karimi, D.Mortari, : Autonomous interplanetary navigation system using visible planets. J.Guid. Control Dyn. 38, 1151–1156 (2015);
- [3] Mancuso S. Vision based GNC systems for planetary exploration. In: Proceedings of the 6th conference on dynamics and control of systems and structures in space; 2004.
- [4] D. Mortari, D. Conway. Single-point position estimation in interplanetary trajectories using star trackers // Celest Mech. Dyn. Astr., 2017, V. 128, № 1, pp 115–130
- [5] JE Riedel, WM Owen, JA Stuve. Optical navigation during the Voyager Neptune encounter. In: Proceeding of the AIAA/AAS astrodynamics conference; 1990. p. 118–28;
- [6] D Reuter, S Stern, J Scherrer, D Jennings, J Baer, J Hanley, et. al. Ralph: a visible/infrared imager for the New Horizons Pluto/Kuiper belt mission. Space Science Reviews 2008; 140(1–4): 129–154.
- [7] R.L. McNutt, S.C. Solomon, D.G. Grant. The MESSENGER mission to Mercury: status after the Venus flyby. Acta Astronautica 2008; 63(1–4): 68–73.;
- [8] C.T. Russell , A. Coradini, U. Christensen, M.C. De Sanctis, W.C. Feldman, R. Jaumann. Dawn: a journey in space and time. Planetary and Space Science 2004; 52: 465–489.
- [9] Б. С. Жуков, С. Б. Жуков. Возможности космической навигации по планетному горизонту в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне // Сборник трудов четвертой всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Таруса, 8-11 сентября 2014. С. 293-310.
- [10] <https://www.star.nesdis.noaa.gov/GOES/index.php>
- [11] Иванов Д. С., Коптев М.Д., Маштаков Я.В., Прошунин Н.Н., Ткачев С.С., Федосеев А.И., Шачков М.О. Определение возмущений,

действующих на макеты малых спутников на аэродинамическом столе // Препринт ИПМ № 14, Москва, 2017

- [12] М.Д. Коптев, Н.Н. Прошунин, Д.С. Иванов. Определение движения макетов системы управления микроспутников на аэродинамическом столе с использованием видеокамеры// Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. – М., 2015. – № 109 – 32 с.