



Иванов Д.С., Карпенко С.О.,
Овчинников М.Ю., Сакович М.А.

Определение
относительного движения
спутников при их
разделении по результатам
обработки
видеоизображения

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеоизображения / Д.С.Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2012. № 57. 24 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-57>

Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В. Келдыша
Российской академии наук

Д.С.Иванов, С.О.Карпенко, М.Ю.Овчинников,
М.А.Сакович

Определение относительного движения
спутников при их разделении
по результатам обработки
видеоизображения

Москва — 2012

Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю., Сакович М.А.

Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеоизображения

Описан алгоритм определения относительного расстояния и относительной ориентации спутников с использованием видеоизображения реперных точек. Проведено моделирование работы алгоритма, исследована точность определения относительного фазового состояния в зависимости от расстояния до снимаемого спутника и от размера изображения реперных точек. С помощью разработанного алгоритма определено относительное движение микроспутника "Чибис-М" сразу после отделения его от грузового корабля "Прогресс-13М".

Ключевые слова: отделение спутника, обработка видеоизображения, определение относительного движения

Ivanov D.S., Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Yu., Sakovich M.A.

Satellite Relative Motion Determination During Separation by Video Processing

Satellite relative position and orientation determination algorithm by video processing is developed. The algorithm is numerically simulated and analyzed. Relative state determination accuracy depending on a distance and pre-defined points image size is investigated. Microsatellite "Chibis-M" and SC "Progress-13M" relative motion after separation is determined by the algorithm.

Key words: satellite separation, video processing, relative motion determination

Работа выполнена по заказу ООО "Спутник" (контракт № 1226\11-1) и поддержана Министерством образования и науки РФ и Российским фондом фундаментальных исследований.

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.

Группировка спутников представляет собой намного более гибкую систему, чем одиночный спутник, так как при выходе из строя одного из них групповая миссия может продолжать свое функционирование, в отличие от миссии одиночной. Формация спутников проще подвергается модернизации и способна решать задачи, которые не в состоянии решить одиночный КА. При использовании свойства реконфигурации группировка спутников может быть в рамках одной миссии применена для решения нескольких задач.

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. Обратимся к таблице 1, в которой приведены наиболее известные осуществленные или планируемые проекты, связанные с использованием формаций, как правило, малых спутников [1].

Миссии с использованием относительной навигации

Название миссии	Разработчик	Метод, используемый для относительной навигации	Год запуска
EO-1	NASA	GPS-навигация	2000
GRACE	NASA	GPS-навигация	2002
TechSat21	AFRL	GPS-навигация	2006
PRISMA	SSC/CNES	GPS-навигация+видеонаблюдение	2010
SWARM	ESA	GPS-навигация	2010
MMS	NASA	GPS-навигация	2014
DARWIN	ESA	в стадии разработки	2014
LISA	NASA/ESA	лазерная интерферометрия	2015

Здесь под годом запуска для ещё не осуществленных проектов надо понимать планируемый год запуска.

Для определения относительного фазового состояния аппаратов в группе часто 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 светодиодов 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 [2]. На аппарате Mango установлены четыре видеокамеры, разработанные в Technical University of Denmark (DTU). Эти камеры используются в других проектах в качестве звёздных, способны также получать изображение второго спутника с известной геометрией. Обработав кадр, программа определяет взаимное расстояние и ориентацию аппаратов [3].

Аналогичным образом происходит навигация транспортных кораблей, подлетающих к Международной космической станции (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 по радиоканалу. На близких расстояниях используется автоматический визуальный мониторинг процесса сближения и стыковки космических кораблей «Прогресс» с МКС [4]. Исходной информацией служит видеосигнал, идущий от телекамеры на борту корабля. Получаемая

последовательность кадров обрабатывается в реальном времени. В каждом кадре выделяются детали специальной мишени (рис. 0.1), размеры которых и геометрические параметры взаимного расположения используются как первичные измерения. По этим измерениям восстанавливается движение корабля относительно станции.

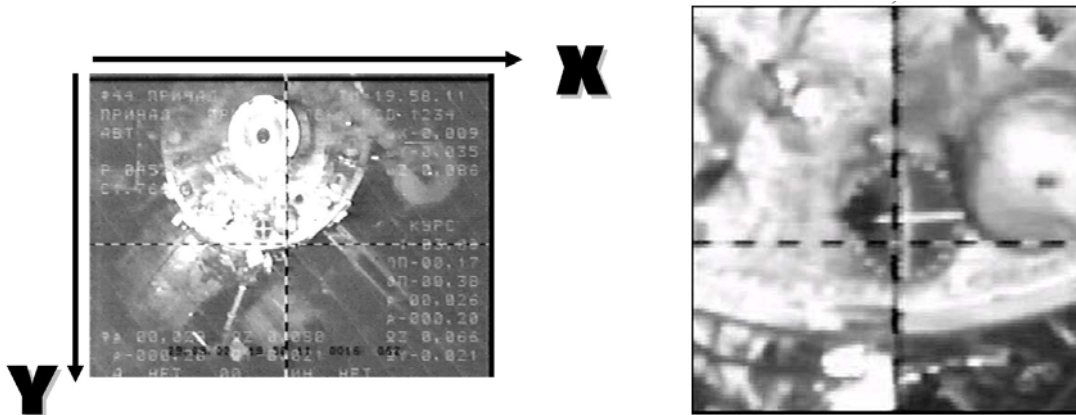


Рис. 0.1. Пример выделения области интереса в поле зрения ТВ-камеры, расположенной на корабле: а) всё поле зрения; б) область интереса

Другая система относительной навигации при стыковке к МКС использует видеоизмерители, которые посылают лазерные импульсы на прикрепленные к стыковочному узлу отражатели. После регистрации и распознавания картины 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, доказав свою надёжность и высокую точность (ошибка в определении расстояния не превосходила 10 см).

В настоящей работе 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 микроспутника "Чибис-М" разработки ИКИ РАН 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, что позволяет распознать их на снимке (рис. 0.2).

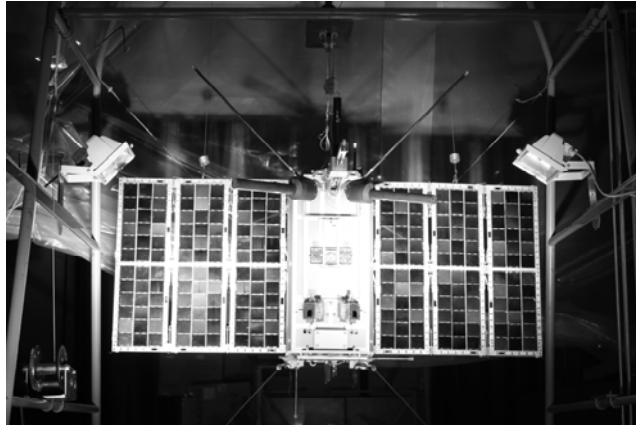


Рис. 0.2. Микроспутник "Чибис-М" на испытательном стенде

Отличие разработанного алгоритма определения от вышеописанных заключается в том, что на снимаемом спутнике не требуется устанавливать дополнительно специальную мишень или фотодиоды – достаточно знать геометрию снимаемого объекта. Для работы алгоритма не требуется передача каких-либо данных со снимаемого спутника, поэтому в качестве второго аппарата может выступать обломок космического мусора. 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.

1. Алгоритм определения состояния по видеоизображению

1.1 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*» [5]. 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.

Клоэсси Г. и Уилтшир Р. в 1960 г. развили идею Хилла применительно к относительному движению спутников в формации в центральном гравитационном поле [6]. 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. Клоэсси Г. и Уилтшир Р. 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, описывающее относительное движение двух спутников в центральном ньютоновом поле, 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:

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

Решением системы (1.1) будет

$$\begin{aligned} x &= C_4 - 3C_1\omega \cdot t + 2C_2 \cos \omega t - 2C_3 \sin \omega t, \\ y &= C_5 \sin \omega t + C_6 \cos \omega t, \\ z &= 2C_1 + C_2 \sin \omega t + C_3 \cos \omega t. \end{aligned}$$

Здесь константы интегрирования определяются начальными условиями следующим образом:

$$\begin{aligned} C_1 &= 2z(0) + \frac{\dot{x}(0)}{\omega}, C_2 = \frac{\dot{z}(0)}{\omega}, \\ C_3 &= -3z(0) - \frac{2\dot{x}(0)}{\omega}, C_4 = x(0) - \frac{2\dot{z}(0)}{\omega}. \end{aligned}$$

Чтобы лучше представить вид траектории, описываемой дочерним спутником, заметим [7], что координаты x и z связаны следующим соотношением:

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

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 $c_1 \neq 0$ - и периодичность нарушается, получается 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. 1.1 показан пример движения, когда начальные условия заданы так, что $c_1 = 0$. На рис. 1.2 приведен пример движений с $c_1 \neq 0$.

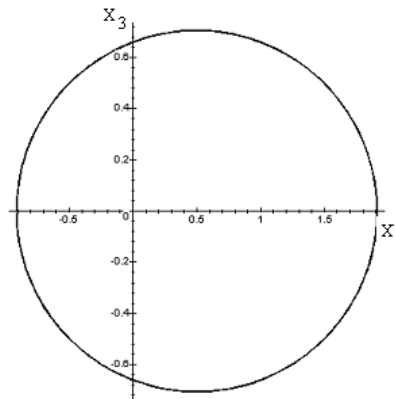


Рис. 1.1. Относительная траектория при $c_1 = 0$

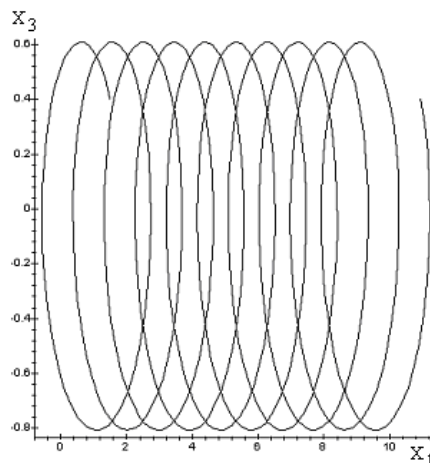


Рис. 1.2. Относительная траектория при $c_1 = -0.05$

То есть в итоге получаем: если заданная орбита может быть получена из уравнения Хилла с нулевой правой частью, то 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.

1.2 Описание алгоритма

Математически задача определения относительного положения и относительной ориентации и их производных (вектор состояния аппарата) 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 другой системой координат $O_2y_1y_2y_3$. Точки O_1 и O_2 соответствуют центрам масс КА (рис. 1.3).

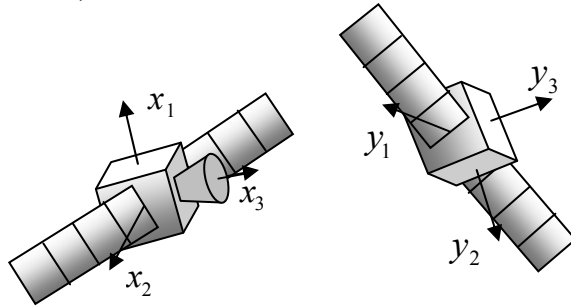


Рис. 1.3. Системы координат, связанные с аппаратами

На первом аппарате установлена видеокамера, оптическая 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 $\tilde{\mathbf{R}}_{p_1} = [y_1^{p_1}, y_2^{p_1}, y_3^{p_1}]^T$ в СК $O_2y_1y_2y_3$. С другой стороны в СК $O_px_1x_2x_3$ эта точка имеет координаты $\mathbf{R}_{p_1} = [x_1^{p_1}, x_2^{p_1}, x_3^{p_1}]^T$. Соотношение между этими двумя векторами можно увидеть на рис. 1.4 и оно равно $\overline{O_pP_1} = \overline{O_pO_2} + \overline{O_2P_1}$.

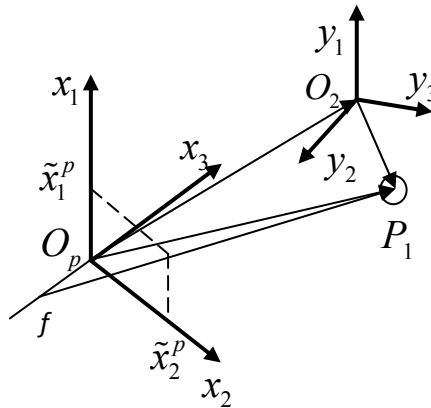


Рис. 1.4. Система координат, связанная с камерой

Это векторное выражение должно быть записано в системе координат $O_px_1x_2x_3$ следующим образом:

$$\mathbf{R}_{p_1} = \overline{O_pO_2} + A \cdot \tilde{\mathbf{R}}_{p_1}. \quad (1.3)$$

Здесь A – это матрица перехода из СК $O_2y_1y_2y_3$ в СК $O_px_1x_2x_3$.

Если известны вектор $\overline{O_p O_2}$, записанный в СК $O_p x_1 x_2 x_3$, 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:

$$\tilde{x}_1^p = \frac{x_1^p}{1 - x_3^p / f}, \quad \tilde{x}_2^p = \frac{x_2^p}{1 - x_3^p / f}.$$

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 $\overline{O_p O_2}$ 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 по нескольким точкам, привязанным ко времени.

В качестве реперных точек спутника могут выступать уникальные по отражающим свойствам точки поверхности спутника, например, концы антенн спутника (рис. 1.5).



Рис. 1.5. 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 данных 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-13М" на камере, установленной на "Прогрессе-13М", получаем с помощью моделирования изображение (рис. 1.7). На рис. 1.7 изображены границы всех объектов с рис. 1.6.

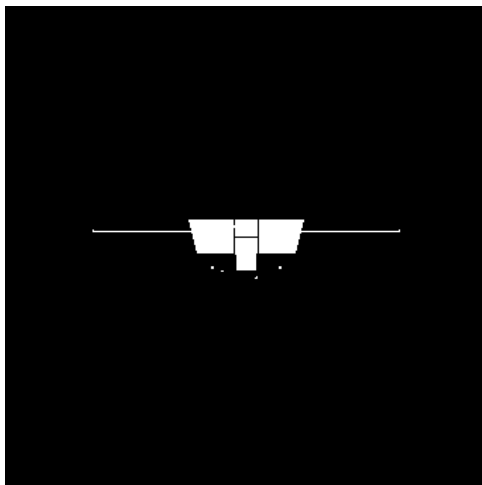


Рис. 1.6. Имитированное изображение микроспутника "Чибис-М"

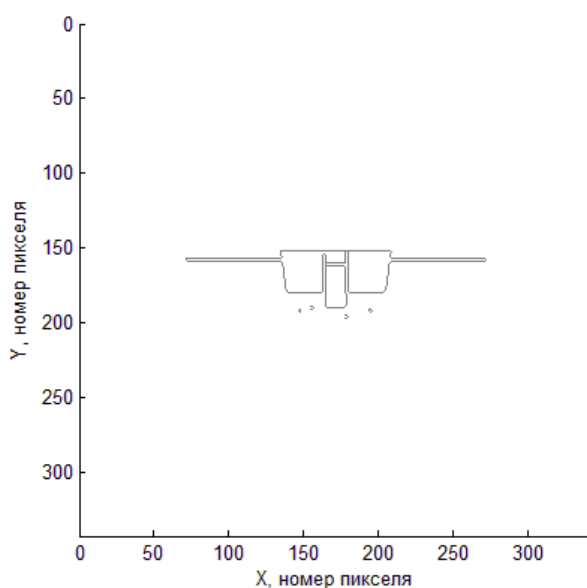


Рис. 1.7. Границы всех объектов на снимке

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

$$\tilde{x}_c = \frac{\sum_{i=1}^N x_i}{N}, \quad \tilde{y}_c = \frac{\sum_{i=1}^N y_i}{N}, \quad (1.4)$$

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.

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 (1.4). Следует отметить, что в выбранной ε -окрестности для какой-то точки может не найтись ни одного объекта на снимке, в таком случае данная эмулированная точка не будет являться реперной для полученного кадра. Например, на рис. 1.8 реперные точки отмечены звездочками.

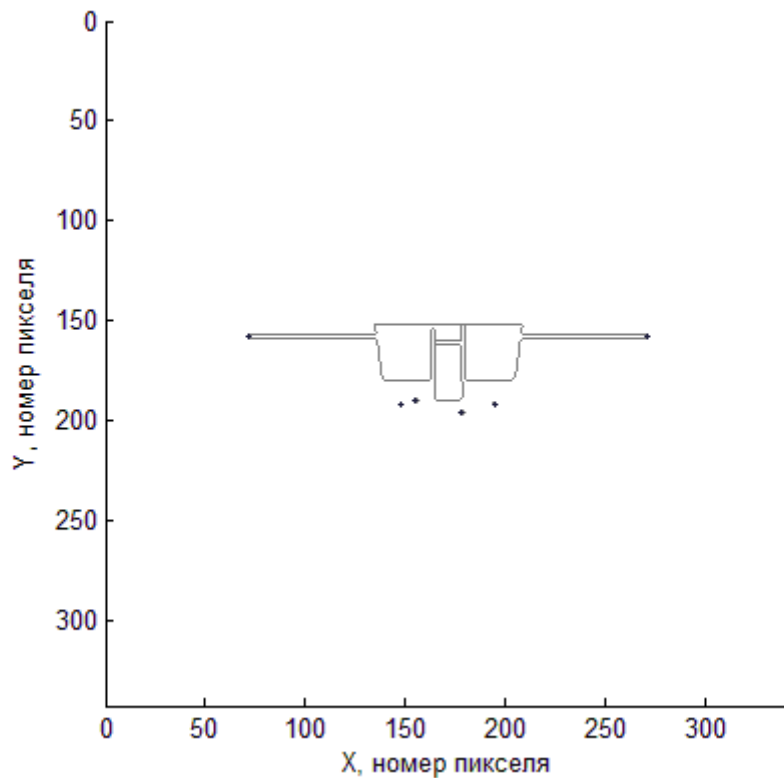


Рис. 1.8. Найденные реперные точки

Заметим, что так как найденные таким образом центры изображений реперных точек 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 лежат 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

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

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 $\mathbf{f} = (x_c, y_c, z_c, q_1, q_2, q_3)$.

Далее для нахождения минимума функционала Φ численно решаем систему уравнений

$$\frac{\partial \Phi}{\partial f_j} = 0, \quad j = \overline{1, 6} \quad \Leftrightarrow \quad \mathbf{F}(\mathbf{f}) = 0, \quad (1.5)$$

где f_j – это j -я компонента вектора \mathbf{f} . Для численного решения системы (1.5) используем метод Ньютона:

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

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

пока не выполнится условие $|\mathbf{f}^n - \mathbf{f}^{n-1}| < \varepsilon_0$, где ε_0 – некоторый заданный вектор ошибок.

Решением системы (1.5) являются новые значения параметров, которые интегрируются с помощью уравнений относительного движения (1.1) и уравнений движения относительно центра масс

$$J \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times J \cdot \boldsymbol{\omega} = 3\omega_0^2 \cdot (A\mathbf{e}_3) \times (J \cdot A\mathbf{e}_3), \quad (1.6)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – абсолютная угловая скорость второго КА, J – тензор инерции второго КА, ω_0 – его орбитальная угловая скорость, A – матрица направляющих косинусов, описывающая поворот связанной со вторым КА системы координат относительно орбитальной, \mathbf{e}_3 – единичный вектор, направленный в направлении от Земли, записанный в связанной с КА системе координат, точкой обозначено дифференцирование по времени. Здесь учитывается лишь действие гравитационного момента. Матрица A получается умножением матрицы перехода системы координат, связанной с главным аппаратом, из орбитальной системы координат (этот переход предполагается известным) на матрицу перехода из системы координат, связанной с главным аппаратом, в систему координат, связанную со вторым аппаратом (рис. 1.3).

Результаты интегрирования будут использоваться в качестве начального приближения на следующем шаге алгоритма (для следующего кадра) для расчета реперных точек.

Следует отметить, что рассматриваемый метод определения относительного положения имеет 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. 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.

1.3 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-13М". За реперные точки принимаем концы антенн спутника "Чибис-М", как показано на рис. 1.5. В качестве начальных условий задаются значения следующих величин:

$$\mathbf{v}_{0,rel} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.01 \end{pmatrix} [м / с], \quad \mathbf{r}_{0,rel} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 3 \end{pmatrix} [м] \quad - \text{соответственно скорость и радиус-}$$

вектор центра масс микроспутника относительно корабля "Прогресс-13М",

$$\boldsymbol{\omega}_0 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0.01 \\ 0 \end{pmatrix} [рад / с] \quad - \text{абсолютная угловая скорость спутника "Чибис-М",}$$

$$J = \begin{pmatrix} 1.60 & 0 & 0 \\ 0 & 1.16 & 0 \\ 0 & 0 & 1.86 \end{pmatrix} [кг \cdot м^2] \quad - \text{его тензор инерции.}$$

Двухстрочные элементы корабля "Прогресс-13М" на момент отделения имеют вид

```
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.
```

Для принятых начальных значений переменных и значений параметров зависимость радиус-вектора центра масс и ориентации микроспутника относительно корабля "Прогресс-13М" от времени показана на рис. 1.9 и рис. 1.10 соответственно.

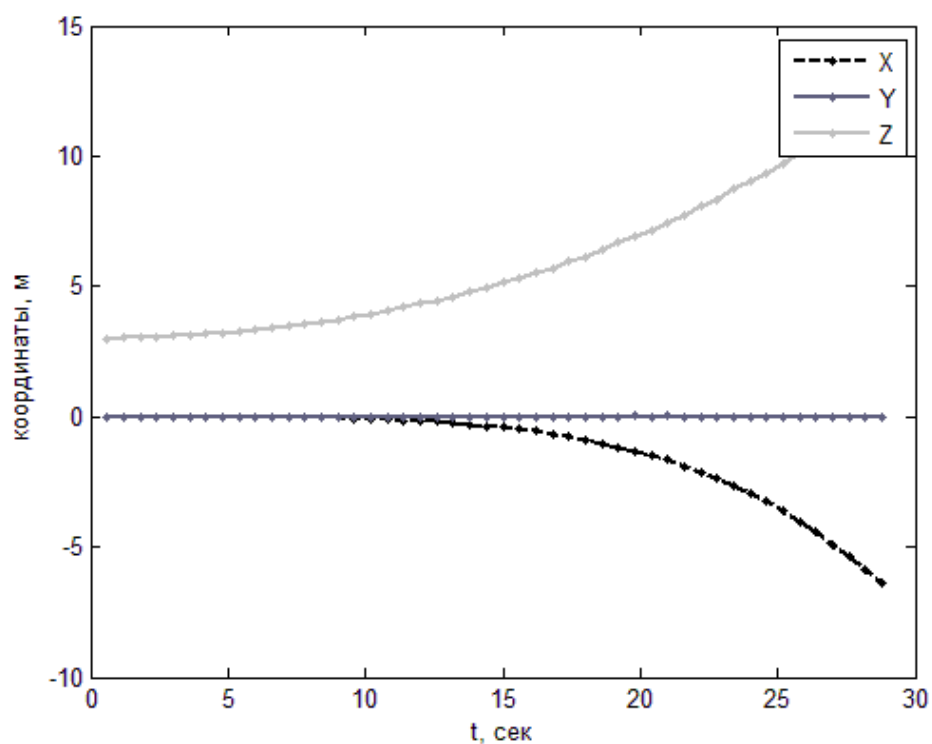


Рис. 1.9. Зависимость радиус-вектора центра масс от времени

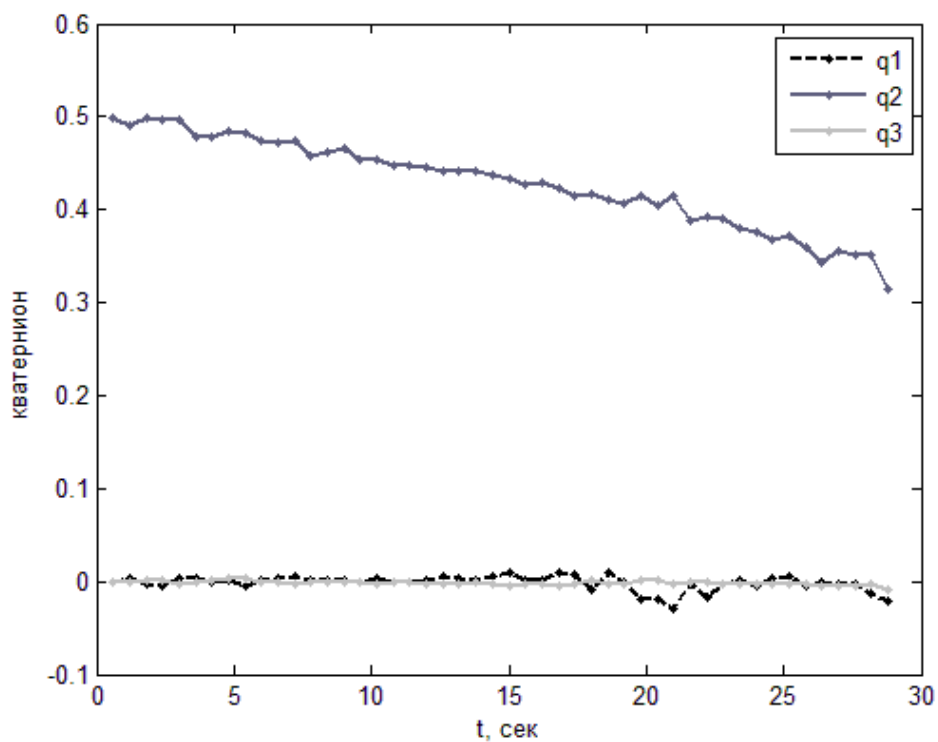


Рис. 1.10. Зависимость кватерниона спутника от времени

Разница полученных интегрированием линеаризованных уравнений Хилла (1.1) и уравнений движения центра масс (1.6) от полученных вследствие работы

алгоритма координат центра масс и ориентации "Чибиc-M" относительно корабля "Прогресс-13М" показана на рис. 1.11 и рис. 1.12 соответственно.

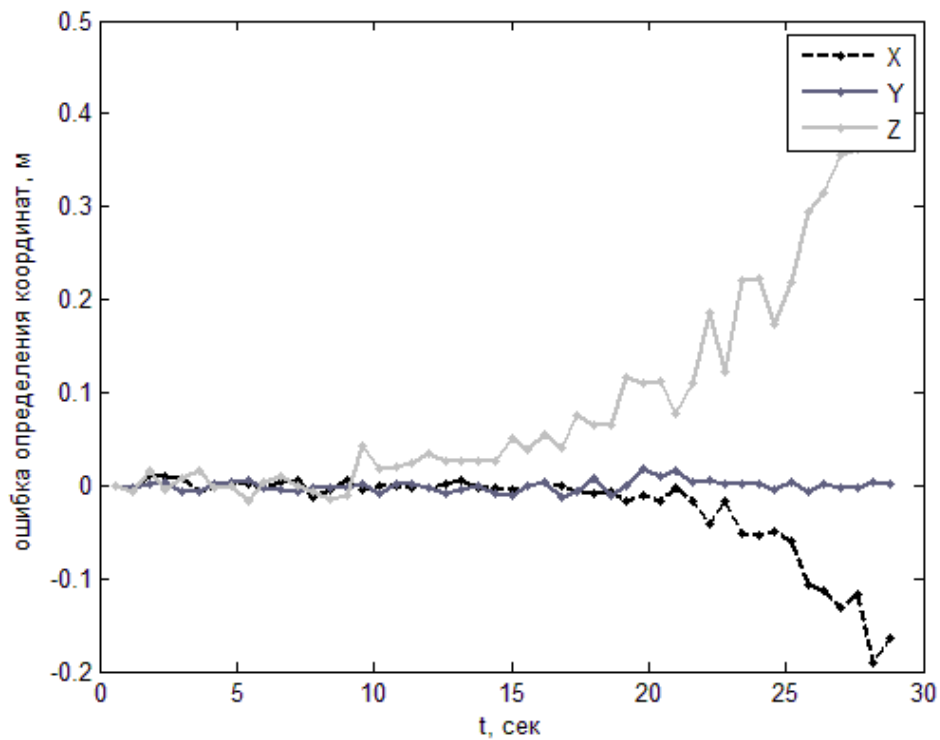


Рис. 1.11. Ошибка определения координат центра масс

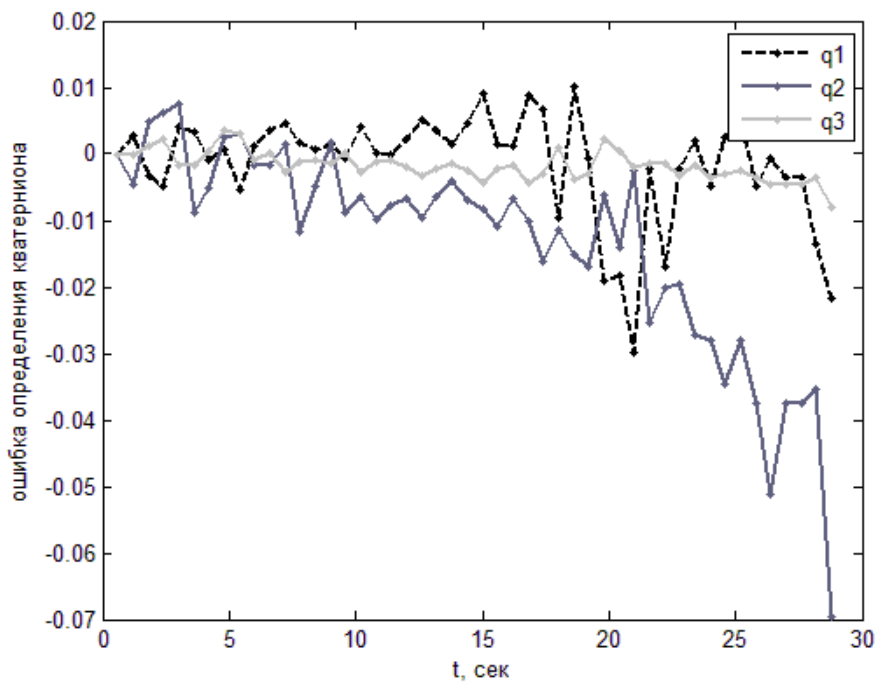


Рис. 1.12. Ошибка определения ориентации спутника

Суммарная среднеквадратичная ошибка всех параметров положения показана на рис. 1.13.

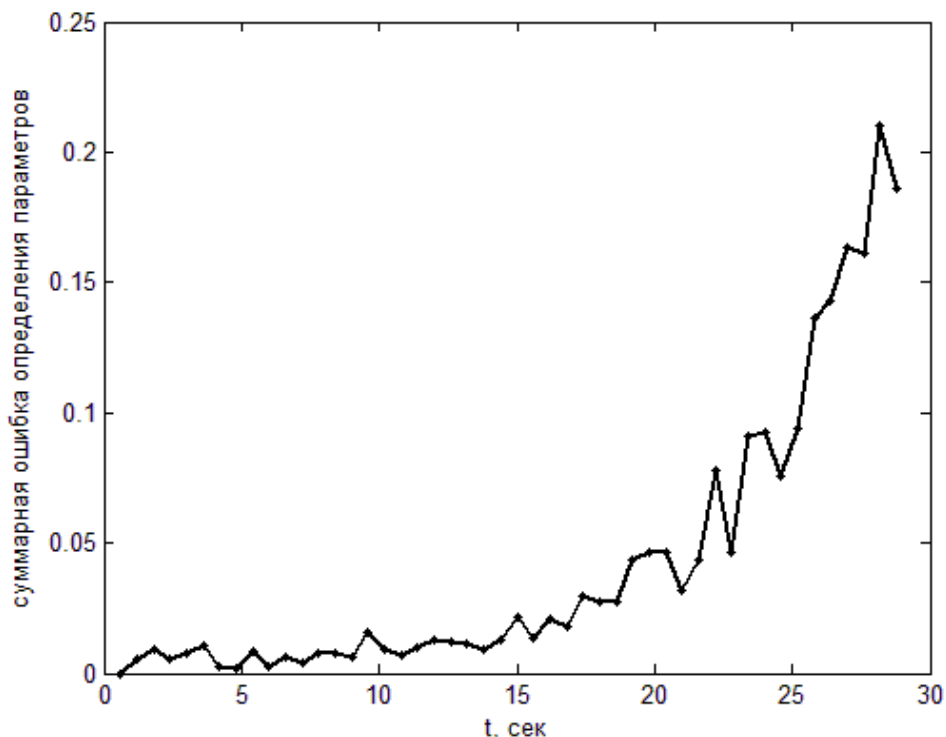


Рис. 1.13. Суммарная ошибка определения положения в зависимости от времени

Из рис. 1.11 – рис. 1.13 видно, что с течением времени по мере отдаления "Чибиc-M" от "Прогресс-13М" ошибка измерений алгоритма увеличивается, причем по закону, близкому к экспоненциальному. Это объясняется тем, что при удалении спутника размер реперных точек уменьшается, и центр изображения определяется по меньшему количеству точек, что приводит к ошибкам. Таким образом, на расстоянии примерно 3 м ошибка составляет 0.01 м (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°. На расстоянии 15 м в рассматриваемом примере размер изображения реперных точек становился 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 заданных параметрах снимающей камеры (фокусное расстояние и угол обзора, размер чувствительной матрицы) и при заданных размерах реперных точек. При моделировании работы алгоритма с другими параметрами камеры и другим размером реперных точек величина расстояния, на котором алгоритм перестает работать, также будет другой. Рис. 1.14 демонстрирует в качестве примера зависимость времени работы алгоритма от размера реперных точек при неизменных остальных параметрах моделирования. Видно, что существует некоторый критический размер реперных точек, изображение которых меньше одного пикселя, и алгоритмом они не распознаются. Зависимость имеет экспоненциальный характер, как и зависимость ошибки определения положения от расстояния.

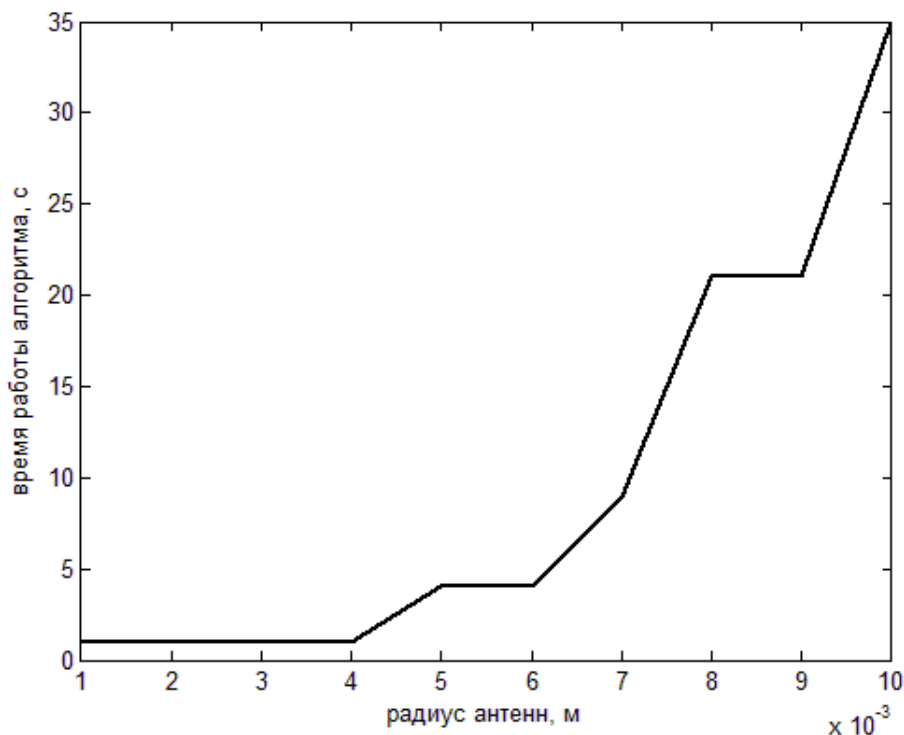


Рис. 1.14. Зависимость времени работы алгоритма от размера реперных точек

2. Применение алгоритма для определения относительного движения микроспутника "Чибис-М"

Описанный выше алгоритм был применен для обработки видеопленки отделения микроспутника "Чибис-М" (разработка ИКИ РАН) от грузового корабля "Прогресс-13М", которое произошло 25 января 2012 года. Во время, когда грузовой корабль был пристыкован к МКС, в люковое отверстие был установлен пусковой контейнер для микроспутника. На рис. 2.1 изображен микроспутник "Чибис-М" в стыковочном люке грузового корабля "Прогресс-13М" во время отстыковки от МКС. Фото сделано космонавтом с борта МКС.

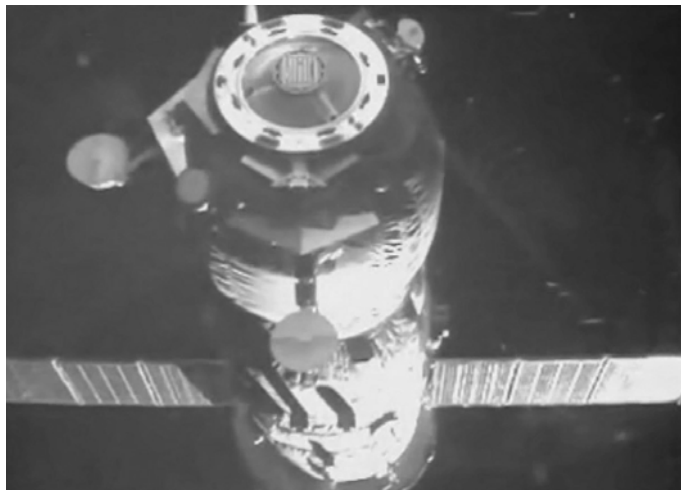


Рис. 2.1. Микроспутник "Чибиc-М" в стыковочном люке грузового корабля "Прогресс" во время отстыковки от МКС

После отстыковки грузовой корабль поднялся на круговую орбиту высотой примерно 600 км, после чего 25 января 2012 года в 2:18:00 UTC был отстыкован "Чибиc-М". Оси связанной системы координат транспортного корабля во время отстыковки направлены, как это показано на рис. 2.2 [8]:

- ось «-X» (ось отделения КА) лежит в плоскости орбиты "Прогресса" и направлена назад по направлению полета под углом 30° вверх к плоскости местного горизонта (тангаж $+30^\circ$, курс 180°);
- ось «+Z» совпадает с нормалью к плоскости орбиты и осью «+Z» орбитальной системы координат "Прогресса" (тангаж 0° , курс 270°);
- ось «+Y» дополняет систему до правой, лежит в плоскости орбиты "Прогресса" и направлена вверх (тангаж 60° , курс 0°).

Такая ориентация была выбрана для обеспечения безопасности движения обоих космических аппаратов и для обеспечения хороших условий освещенности для наблюдения отстыковки с помощью видеокамеры. Угол между осью визирования "Прогресса" и направлением на Солнце составлял $\sim 160^\circ$.

На рис. 2.3 приведен в качестве примера кадр из видеофильма отделения микроспутника "Чибиc-М". Видно, что изображение сильно пересвечено отражением солнечного света поверхностями микроспутника, однако четко видны длинные хорошо отражающие антенны и две небольшие антенны снизу, концы которых отражают даже лучше, чем сами антенны. Таким образом, есть возможность распознать снимок, если задать некоторый уровень перевода цветного изображения в бинарное. На рис. 2.4 приведено бинарное изображение того же кадра. На бинарном изображении четко выделены концы маленьких антенн, длинные же антенны можно распознать, рассмотрев максимальную и минимальную точку самого длинного контура по оси X.



Рис. 2.2. Положение грузового корабля "Прогресс-13М" относительно Солнца и осей орбитальной системы координат на момент отстыковки спутника «Чибиc-М»



Рис. 2.3. Кадр из видеофильма отделения "Чибиc-М" от грузового корабля "Прогресс"

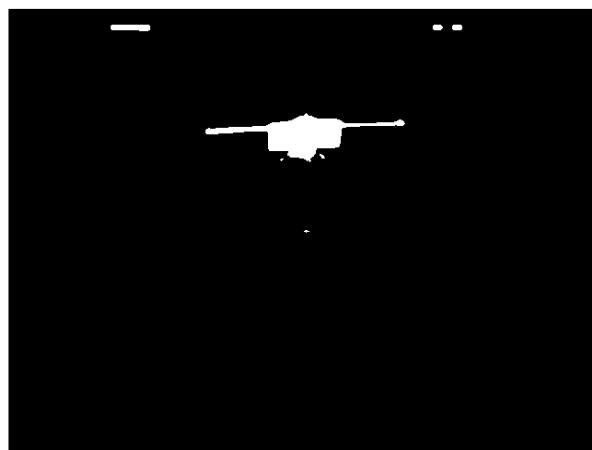


Рис. 2.4. Бинарное изображение кадра из видеофильма, снятого при отделении

Далее бинарное изображение подается на вход алгоритма определения, описанного в разделе 2 настоящей работы, и с помощью метода наименьших квадратов определяется текущее относительное фазовое состояние аппаратов.

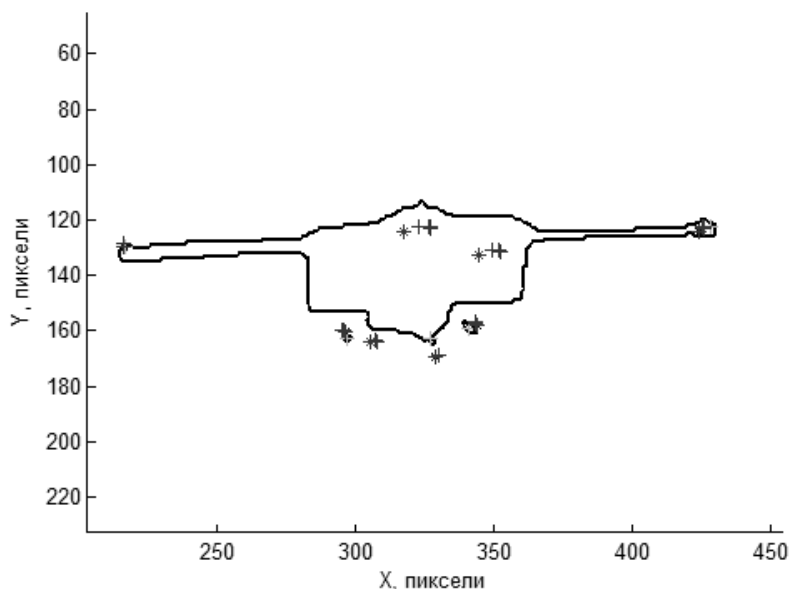


Рис. 2.5. Процесс определения относительного состояния по изображению.

Звездочками обозначены изображения реперных точек по начальному приближению, крестиками — оценка изображений по методу Ньютона

К сожалению, из-за сильной засветки видеоизображения, удалось определить относительное движение только в течение трех секунд после отделения, далее распознать концы антенн не удастся. Видеофильм имеет частоту кадров, равную 30 кадрам в секунду. Таким образом, было обработано примерно 100 кадров. На рис. 2.6 и рис. 2.7 приведен результат работы алгоритма по определению положения центра масс спутника "Чибиc-М". Также была получена средняя за 3 секунды скорость движения

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} 0.12 \\ 0.00 \\ 0.27 \end{bmatrix} [\text{м/с}]$$

и угловая скорость вращения

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} -2.08 \\ -3.01 \\ 2.15 \end{bmatrix} [\text{град/с}].$$

Среднеквадратичная ошибка определения составляет порядка 1 см/с по линейной скорости и 0.5 °/с по угловой скорости по оси Y и порядка 4 °/с по двум другим компонентам (невысокая точность определения этих компонент угловой скорости обусловлена большими шумами изображения реперных точек —

концов двух антенн связи). Модуль угловой скорости равен $4.24 \text{ }^\circ/\text{с}$. Через 30 секунд после отделения была активирована система ориентации микроспутника "Чибис-М", в состав которой входили датчики угловой скорости. С помощью датчиков угловой скорости удалось измерить модуль угловой скорости, который оказался равным примерно $4.5 \text{ }^\circ/\text{с}$. Таким образом, определенная с помощью алгоритма распознавания кадров видеоизображения угловая скорость оказалась близкой к измеренной датчиками угловой скорости, что может говорить об удовлетворительной работе алгоритма.

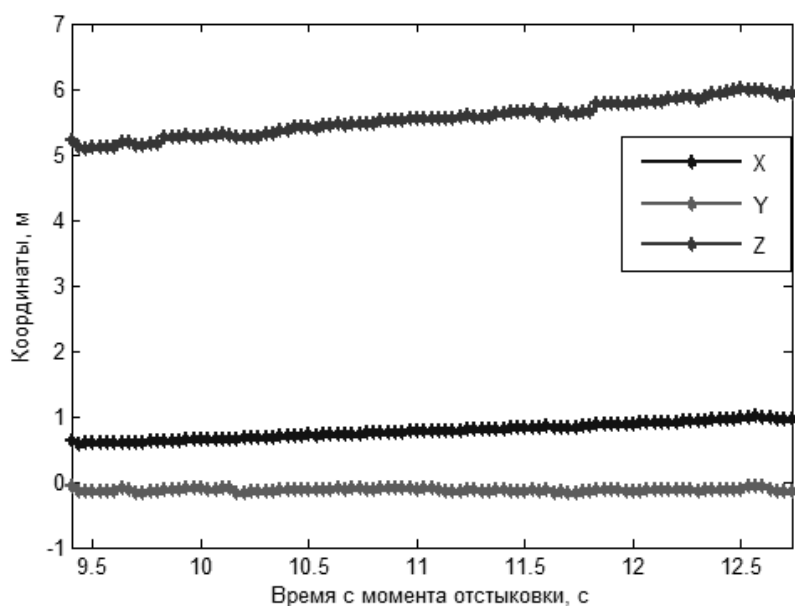


Рис. 2.6. Определение положения центра масс микроспутника "Чибис-М"

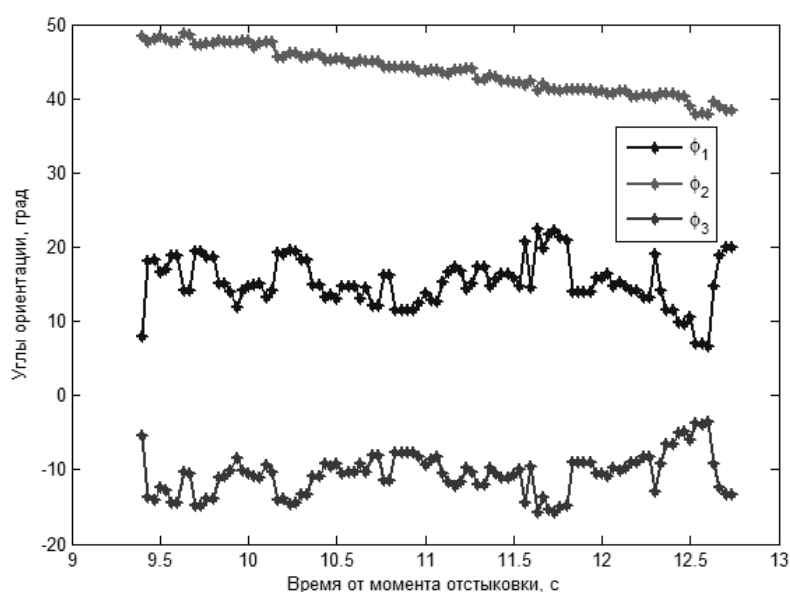


Рис. 2.7. Определение ориентации микроспутника "Чибис-М"

Заключение

Разработан алгоритм определения ориентации спутников в групповом полете с использованием видеоизображения. Математическое моделирование работы алгоритма показало, что алгоритм удовлетворительно работает на небольших взаимных расстояниях, когда на снимках видны особенности геометрии спутника и можно распознать реперные точки. При расхождении аппаратов размер изображения реперных точек уменьшается и ухудшается точность определения их центра освещенности, что приводит к ошибкам оценки алгоритма, которые растут экспоненциально с увеличением расстояния между спутниками.

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 спутника, который, как правило имеет 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 параметров 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.

Алгоритм определения относительного состояния апробирован с помощью видеофильма отделения микроспутника "Чибиc-M" от грузового корабля "Прогресс-13М". Было определено относительное движение центра масс микроспутника и относительная ориентация, относительная скорость отделения и угловая скорость вращения. Угловая скорость вращения оказалась близкой к измеренной с помощью датчиков угловой скорости.

В целом, во время верификации алгоритм показал свою работоспособность и достаточно высокую точность определения вектора состояния - от нескольких сантиметров на близком расстоянии до нескольких десятков сантиметров на дальнем расстоянии, и точность до нескольких градусов при определении относительной ориентации.

Список литературы

1. Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Трофимов С.П. Применение фотограмметрического метода в задаче автономного определения относительного движения группы макетов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2010. № 5. 22 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-5>
2. 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.
3. 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, 20 p.
4. Богуславский А.А. и др. Автоматический мониторинг стыковки космического корабля с орбитальной станцией по видеоинформации // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2004. № 74. 20 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2004-74>
5. Hill G.W. Researches in Lunar Theory // American Journal of Mathematics. 1878. Vol. 1. Pp. 5–26.
6. Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous // Journal of the Astronautical Sciences. 1960. Vol. 27, № 9. Pp. 653–678.
7. Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. М: ЛКИ, 2009. 432 с.
8. Чибис-М: фундаментальные космические исследования и космическое образование с использованием микроспутников. URL: <http://chibis.cosmos.ru/>

Оглавление

Введение	3
1. Алгоритм определения состояния по видеоизображению	6
1.1 Координатный способ описания относительного движения	6
1.2 Описание алгоритма	8
1.3 Моделирование работы алгоритма определения относительного движения	14
2. Применение алгоритма для определения относительного движения микроспутника "Чибис-М"	18
Заключение	23
Список литературы	24