



Иванов Д.С., Овчинников М.Ю.,  
Трофимов С.П.

Применение  
фотограмметрического  
метода в задаче  
автономного определения  
относительного движения  
группы макетов

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** 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>

ОРДЕНА ЛЕНИНА  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ им. М.В.КЕЛДЫША  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

Д.С. Иванов, М.Ю. Овчинников, С.П. Трофимов

**ПРИМЕНЕНИЕ ФОТОГРАММЕТРИЧЕСКОГО МЕТОДА В  
ЗАДАЧЕ АВТОНОМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ  
ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ГРУППЫ МАКЕТОВ**

Москва  
2010

**Применение фотограмметрического метода в задаче автономного определения относительного движения группы макетов.** Д.С.Иванов, М.Ю.Овчинников, С.П.Трофимов. Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, Москва, 19 страниц, 17 рисунков, 1 таблица, библиография 15 наименований

Описан метод определения относительного положения и ориентации подвижного макета, основанный на обработке фотоснимка опорного объекта с известными геометрическими параметрами. Приведены результаты лабораторных экспериментов по управлению макетом с применением разработанного метода.

**Ключевые слова:** определение положения и ориентации, групповой полет, обработка изображений, фотограмметрия

**The Photogrammetric Method for Autonomous Relative Position and Attitude Determination in the Mock-up Formation.** D.S.Ivanov, M.Yu.Ovchinnikov, S.P. Trofimov. Preprint of KIAM RAS, Moscow, 19 Pages, 17 Figures, 1 Table, 15 References

Relative position and attitude determination method based on the image processing of a reference object is presented. The results of laboratory test of mock-up control using the method are given.

**Key words:** position and attitude determination, formation flying, image processing, photogrammetry

## **Введение**

За последнее десятилетие сформировался принципиально новый подход в освоении космоса, который основывается на использовании малых спутников. Небольшие размеры и низкая стоимость их создания и выведения на орбиту стали причиной бурного развития и реализации проектов, связанных с применением таких спутников. Группа простых по своему устройству космических аппаратов зачастую способна заменить один большой сложный спутник и даже превзойти его по некоторым характеристикам. В англоязычной литературе появился специальный термин - Formation Flying. По определению, данному Центром космических полетов НАСА, это группа спутников, летящих на схожих орбитах на сравнительно небольшом удалении друг от друга, в которой осуществляется активное управление относительным положением аппаратов [1]. Такое управление может быть выполнено в виде заложенных в бортовой компьютер алгоритмов или передаваться в виде команд от наземных служб. Оно 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.

Пожалуй, именно определение относительного положения спутников является основной проблемой Formation Flying и именно от её решения зачастую зависит успех миссии.

Обратимся к таблице 1, в которой приведены наиболее крупные осуществленные или планируемые проекты, связанные с использованием формаций малых спутников.

Таблица 1

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 помимо общеизвестных сокращений NASA и ESA для американского и европейского космических агентств использованы также: AFRL – Air Force Research Laboratory (USA), SSC – Swedish Space Corporation, CNES – Centre National d'Études Spatiales (France). Под годом запуска для ещё не осуществленных проектов надо понимать планируемый год запуска.

Как следует из таблицы, основным методом относительной навигации была и остается GPS-навигация. Элементная база её проста и не требует больших затрат. Помимо аппаратных средств – GPS-приёмников, располагающихся на каждом спутнике в формации, и радиочастотного канала для межспутникового обмена данными – необходимым программным звеном являются алгоритмы обработки информации, поступающей с приёмников. Как правило, такие алгоритмы основываются на расширенном фильтре Калмана. Они позволяют обеспечить точность определения относительного расстояния до одного метра и относительной скорости до нескольких см/с [2]. Первым триумфом, показавшим возможность автоматической навигации спутников в группе с использованием данных GPS, стал проект NASA Earth Observing, когда в 2000 году в дополнение к действующему на тот момент спутнику дистанционного зондирования LandSat-7 был запущен спутник EO-1 (рис.1) [3]. В результате их слаженной совместной работы были получены снимки земной поверхности с очень высоким разрешением.

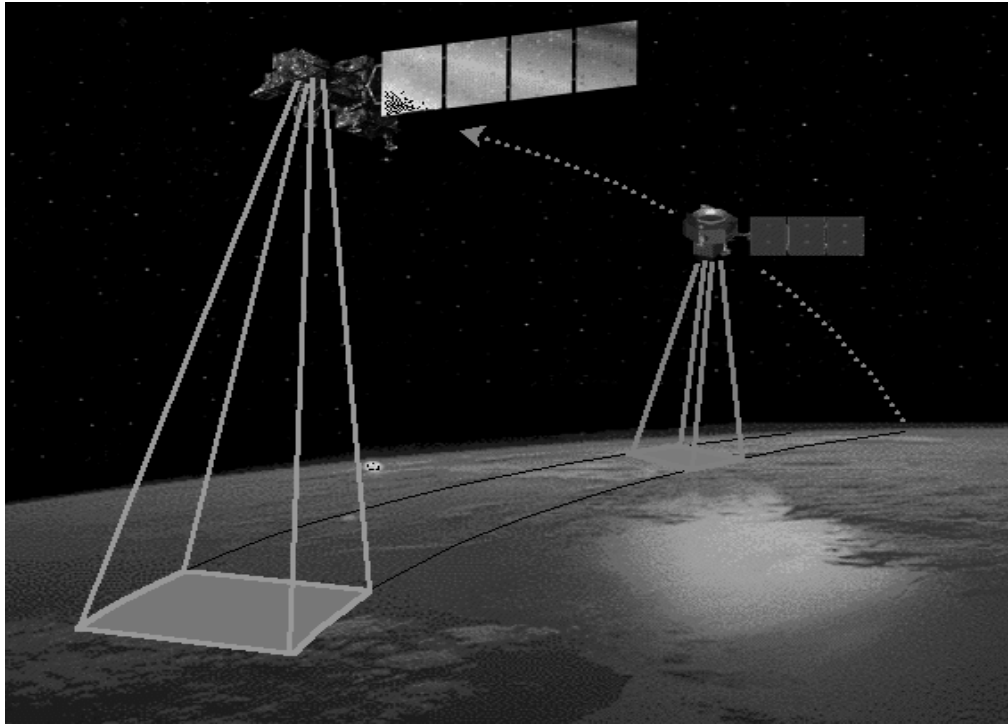


Рис. 1. Спутники EO-1 и LandSat-7

Следует также отметить, что с учётом полученного опыта спустя два года успешно был реализован проект GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) по изучению гравитационного поля Земли.

Наряду с GPS-навигацией в последнее время разрабатываются и проходят экспериментальную проверку другие методы, основанные как на прямых, так и



Рис. 2. Движение формации LISA вокруг Солнца

косвенных измерениях. Так, например, совершенно новый подход к проблеме относительной навигации планируется применить в проекте LISA (Laser Interferometer Space Antenna), целью которого является регистрация гравитационных волн от удалённых объектов вроде чёрных дыр в центрах галактик. Амбициозный план, разрабатываемый совместно NASA и

ESA, предусматривает скоординированный с большой точностью полёт

формации из трёх спутников в виде равностороннего треугольника со стороной 5 млн. км. Центр треугольника перемещается по земной орбите с запозданием на 20 градусов от самой Земли, а плоскость треугольника наклонена под углом 60 градусов к плоскости эклиптики (рис.2). Для сверхточного определения взаимных расстояний и скоростей спутников применяется метод лазерной интерферометрии: лазерный луч, испускаемый с одного аппарата, интерферирует с лучом, испущенным с другого аппарата, причем фазы сигналов при испускании совпадают. Ввиду доплеровского эффекта фаза для луча, приходящего с другого аппарата, отличается от таковой для испускаемого луча, что позволяет с большой точностью вычислить относительную скорость спутников в формации [4].

Ещё более интересным в смысле отработки алгоритмов навигации является проект SSC и CNES под названием PRISMA (рис.3). Целью запуска

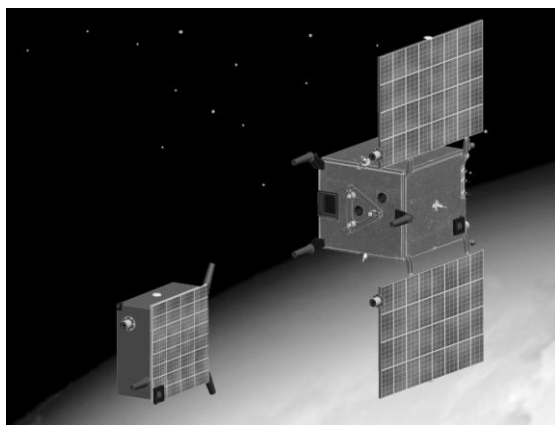


Рис. 3. Спутники Tango и Mango

двух спутников Tango и Mango, который должен состояться в ближайшее время (в феврале 2010 года), предполагается тестирование алгоритмов управления, относительной навигации, отработка процессов реконфигурации и стыковки аппаратов [5],[6]. Для навигации на довольно больших взаимных расстояниях планируется использовать данные GPS, в то время как на близких расстояниях более высокая точность достигается непосредственным видеонаблюдением. В рамках проекта Датским техническим университетом (DTU) была разработана новая технология ASC (Advanced Stellar Compass). Она основана на алгоритме обработки снимков, получаемых с четырёх установленных на одном из аппаратов камер. Разработанные ранее в DTU и использованные в других проектах в качестве звёздных, эти камеры (рис.4) могут также получать изображение второго спутника с известной

геометрией. Обработав кадр, программа определяет взаимное расстояние и ориентацию аппаратов [7].

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



Рис. 4. Звёздная камера, разработанная в DTU

передаётся на корабль через радиочастотный канал связи. Для ближнего наведения на этапе причаливания используются видеоизмерители, которые посылают лазерные импульсы на прикреплённые к стыковочному узлу отражатели [8]. Регистрируя и распознавая картину отражённых лучей, можно определить относительное расстояние и взаимную ориентацию аппарата и станции. Впервые такая система навигации была опробована при стыковке

грузового корабля ATV «Jules Verne» 3 апреля 2008 года и с блеском доказала свою надёжность и высокую точность (ошибка в определении расстояния не превосходила 10 см).

Надо сказать, что идея использовать камеру в целях управления движением спутников возникла давно. Самым распространённым способом является определение ориентации спутника по изображению, получаемому звёздной камерой. Были разработаны алгоритмы идентификации звёзд на снимке и нахождения изображения соответствующего участка неба в базе данных [9],[10]. Такие базы данных могут включать в себя сведения о всех звёздах вплоть до седьмой-восьмой звёздной величины, что позволяет однозначно идентифицировать любой участок неба размером в несколько градусов.

Позднее появились работы, в которых предлагалось определять ориентацию и положение относительно центрального объекта (для ИСЗ – Земли), накладывая на его изображение определённый участок звёздного неба. Чаше



всего направление на этот участок ортогонально по отношению к направлению на этот центральный объект, что достигается при помощи специального полупрозрачного зеркала (рис.5). Разработка подобной технологии, получившей название MTS-AOMS (Micro-Tech-Sensor for Attitude and Orbit Measurement System), является важным этапом на пути создания полностью автономных систем ориентации и навигации [11]. Под полной автономией в

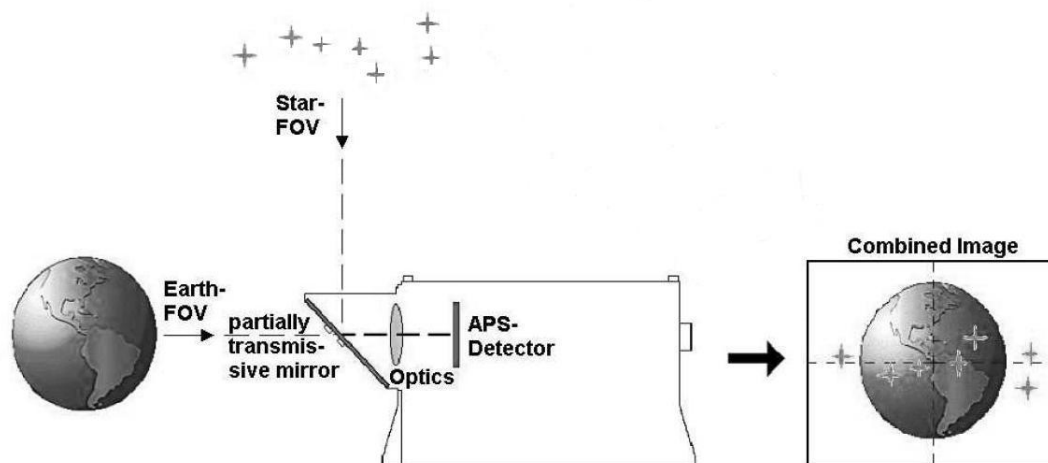


Рис. 5. Наложение изображения участка звёздного неба на изображение Земли

данном случае надо понимать независимость от какой бы то ни было наземной и орбитальной инфраструктуры: установленных на космический аппарат радаров, GPS-спутников, наземных станций слежения. Требование такой независимости, кажущееся неоправданно строгим для спутников на околоземных орбитах, естественным образом будет предъявляться при проектировании миссий, связанных с полётами к удаленным планетам или астероидам.

## **1. Постановка задачи**

В настоящей работе исследуется проблема относительной навигации для объектов, участвующих в групповом движении. Поставленную задачу можно кратко сформулировать так: разработать алгоритм определения относительного расстояния и взаимной ориентации для двух объектов с использованием

различных сенсоров (как позиционных, так и непозиционных) и продемонстрировать его эффективность на лабораторном стенде. Конструктивные особенности стенда позволяют реализовать лишь движение макетов в горизонтальной плоскости. Учитывая это, под определением взаимной ориентации можно понимать определение угла между соединяющей макеты прямой и некоторым фиксированным направлением.

Была сделана попытка обосновать и реализовать метод, основанный на распознавании снимка освещённой части одного объекта, сделанного камерой, которая установлена на другом объекте. Такой метод в соответствии с терминологией картографов и геодезистов естественно назвать *фотограмметрическим*. Он частично перекликается с идеей использования видеоизмерителей, реализованной в проекте PRISMA и механизме стыковки с МКС, а также с идеей, заложенной в технологии MTS-AOMS. Главной целью исследования было показать принципиальную возможность практической реализации такого метода в условиях ограниченности программных и аппаратных ресурсов, что свойственно малым спутникам.

Прежде, чем обратиться к подробному описанию метода, рассмотрим стенд, использованный для экспериментальной отработки алгоритмов управления движением, так как моделируемые условия, форма и характеристики макета оказывают существенное влияние на возможность реализации тех или иных алгоритмов управления и точность их работы.

## **2. Описание стенда**

Стенд под названием LUVEX был разработан в Центре прикладных космических технологий и микрогравитации (ZARM) при Бременском университете (Германия) [12], [13]. Основной частью стенда является стол со стеклянным покрытием размером 2,5 x 2 метра и макет на воздушной подушке, который оборудован шестью импульсными двигателями. Двигатели, как и устройство, реализующее воздушную подушку, используют сжатый воздух,

баллоны с которым симметрично укреплены на макете (рис.6). Давление сжатого воздуха примерно 200 бар, и, таким образом, в четырёх баллонах хранится около  $8 \text{ м}^3$  воздуха, что обеспечивает непрерывную работу макета на

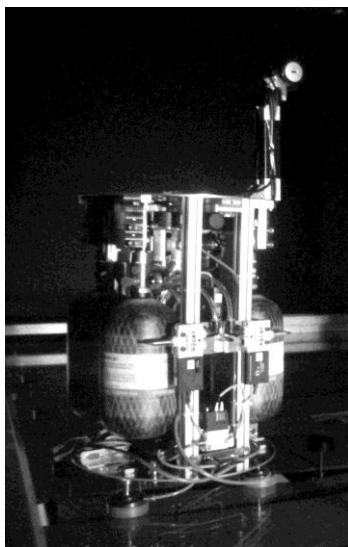


Рис. 6. Внешний вид макета

протяжении 20-25 минут. Конструкция стенда позволяет моделировать управляемое плоское движение тела. Сбор информации с датчиков и управление клапанами двигателей и воздушной подушки осуществляется установленным на макете бортовым компьютером. Макет оборудован соответствующей инфраструктурой для беспроводной передачи внешних управляющих сигналов на бортовой компьютер. Кроме того, в целях реализации рассматриваемого алгоритма определения положения и ориентации на верхней части макета была установлена веб-камера (рис.7). Часть помещения, где

установлен стеклянный стол, отгорожена светонепроницаемой тканью. В качестве Солнца – источника света – использована частично задрапированная лампа дневного света (рис.8). Для других экспериментов, которые проводятся на этом стенде, в целях моделирования звёздного неба к потолку были прикреплены светодиоды (рис.9).



Рис. 7. Веб-камера

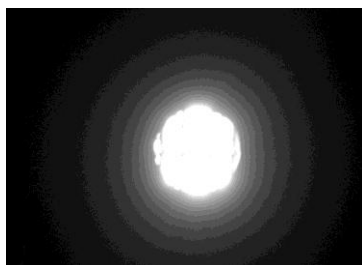


Рис. 8. Источник света



Рис. 9. Модель звёздного неба

### **3. Описание алгоритма**

Основная идея алгоритма определения положения и ориентации макета заключается в следующем: по анализу снимка какого-либо центрального тела с

известными параметрами (модель ведущего спутника), то есть по размерам его освещенной части, вычисляется расстояние до этого тела и угол между направлением на тело и направлением на источник света. Макет в данном случае являет собой модель

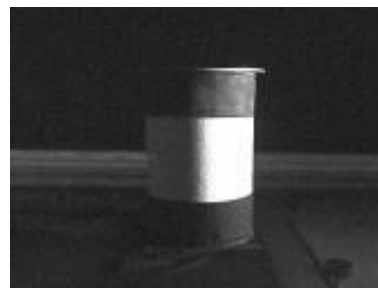


Рис. 10. Неподвижное центральное тело

дочернего спутника. В целях упрощения расчётов и увеличения точности в качестве центрального тела был выбран цилиндр. В проведённых экспериментах на полом железном цилиндре была закреплена полоса белой ткани, остальная его часть была задрапирована (рис.10). Исходя из расстояния до источника света и его сравнительно небольших размеров, можно считать в первом приближении, что центральное тело освещается параллельным пучком света. По мере движения макета производимые с некоторой периодичностью ( $t \approx 2$  сек) снимки обрабатывались в среде MATLAB. Далее полученные в результате обработки данные о положении и ориентации макета передавались по беспроводному Wi-Fi соединению на бортовой компьютер. На их основе работал алгоритм поддержания заданного типа движения (рис.11).



Рис. 11. Блок-схема алгоритма

Использование среды MATLAB при анализе изображений потребовало установки на макет вспомогательного компьютера и увеличивало временной интервал между получением кадра и использованием результатов обработки в алгоритме движения. Тем не менее, такой шаг показался оправданным, так как он позволил сэкономить время на подготовке и отладке алгоритма анализа изображения, не искажая при этом основные принципы реализуемого метода.

Перед тем, как перейти непосредственно к расчётам, которые и составляют суть обработки снимка, необходимо упомянуть о калибровке камеры. Суть любого метода калибровки заключается в нахождении калибровочной матрицы – матрицы преобразования координат точек реального пространства в координаты пикселей изображения [14]. В данной работе использовался простой и наиболее распространённый подход: элементы калибровочной матрицы находились из системы уравнений, полученной на основе обработки снимка двумерной точечной калибровочной сетки. Такой подход, как и большинство других известных методов калибровки, опирается на модель камеры-обскуры (pinhole camera model) и позволяет учесть различные типы дисторсий, вносимых камерой [15]. Но простая количественная оценка их вклада в погрешность в выполненных экспериментах показала, что этим вкладом можно пренебречь. Таким образом, задача калибровки свелась к нахождению мультипликаторов, связывающих линейные размеры вдоль каждой из двух осей калибровочной плоскости с расстоянием между пикселями на снимке.

Перейдём к формальному описанию алгоритма, на котором основывается фотограмметрический метод, реализованный в нашей работе. На рис.12 схематично изображён вид сверху на макет, обозначенный материальной точкой O (его размеры в данном случае не принципиальны для понимания метода), и центральное тело цилиндрической формы, освещаемое параллельными лучами света от некоторого источника. Ось цилиндра

пересекает плоскость рисунка в точке С, а перпендикулярная прямая, проведенная к радиусу цилиндра через точку О, касается его в точке А.

Зная калибровочные мультипликаторы  $k_x$  и  $k_y$ , можно найти высоту  $h_0$  и ширину  $w_0$  освещенной области, которые бы она имела, находясь в калибровочной плоскости

$$h_0 = k_x \cdot h_{pix}, \quad (1)$$

$$w_0 = k_y \cdot w_{pix}. \quad (2)$$

Здесь  $h_{pix}$  и  $w_{pix}$  – размеры освещенной области в пикселях, полученные при обработке изображения. Угловые размеры освещенной области, очевидно, равны

$$\varphi_h = \frac{h_0}{d_0}, \quad (3)$$

$$\varphi_w = \frac{w_0}{d_0}. \quad (4)$$

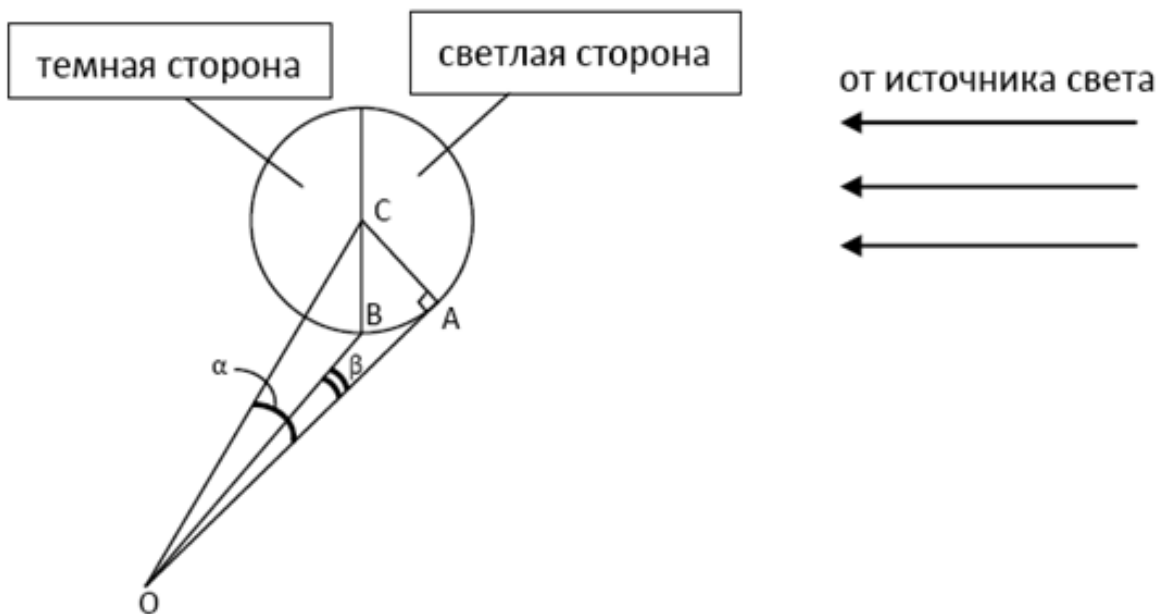


Рис. 12. Вид сверху на макет и центральное тело

Здесь  $d_0$  – расстояние от плоскости изображения до калибровочной плоскости. Теперь, зная реальную высоту цилиндра  $h$ , можем найти расстояние до центрального тела

$$d = \frac{h}{\varphi_h}. \quad (5)$$

Следует заметить, что, строго говоря, по этой формуле мы найдем расстояние ОВ, а не расстояние до ближайшей точки цилиндра. В том случае, когда радиус  $r$  цилиндра много меньше характерного расстояния между ним и макетом, данная поправка, имеющая порядок  $r/d$ , будет несущественной. Угол между направлением на центральный объект и направлением лучей света от источника определяется цепочкой равенств

$$\begin{aligned} \theta &= \frac{\pi}{2} + \angle OCB = \frac{\pi}{2} + \left( \frac{\pi}{2} - \alpha - \angle BCA \right) \approx \pi - \arcsin\left(\frac{r}{r+d}\right) - \arccos\left(\frac{r-d \cdot \sin \beta}{r}\right) = \\ &= \pi - \arcsin\left(\frac{r}{r+d}\right) - \arccos\left(1 - \frac{d \cdot \varphi_w}{r}\right). \end{aligned}$$

В итоге получаем выражение

$$\theta = \pi - \arcsin\left(\frac{r}{r+d}\right) - \arccos\left(1 - \frac{d \cdot \varphi_w}{r}\right). \quad (6)$$

Фотограмметрический метод также позволяет найти другие величины, знание которых может быть полезно в работе алгоритма управления, например, отклонение направления на центр цилиндра от центра кадра. Кроме того, сравнивая результаты обработки последовательно сделанных снимков, можно оценить скорость движения аппарата, снабжённого камерой. Точность такой оценки, очевидно, увеличивается с увеличением частоты получаемых кадров.

Рассмотрим некоторые принципиальные недостатки реализованного метода. Во-первых, существует область засветки – область пространства, в которой в объектив камеры попадает источник света, что делает невозможным

корректную обработку снимка. Размер этой области варьируется в зависимости от поля зрения камеры и углового размера источника и в проведённых экспериментах соответствует  $\theta = (180 \pm 15)^\circ$ . При прохождении области засветки управление опиралось исключительно на данные акселерометра и датчика угловой скорости.

Вторым, менее существенным, недостатком является неоднозначность определения угла  $\theta$  при его малых значениях, когда макет, центральное тело и источник света располагаются практически вдоль одной прямой. Действительно, при  $-\alpha \leq \theta \leq \alpha$  поперечный размер освещенной области не изменяется и равен  $\beta_{\max} = \varphi_w = 2\alpha$ . Можно оценить этот размер в проведённых экспериментах. Берем для оценки  $r = 14$  см,  $d \approx 120$  см, следовательно  $\beta_{\max} \approx 2 \arcsin\left(\frac{r}{r+d}\right) \approx 12^\circ$ . Поэтому результатом обработки снимка при нахождении макета в данной зоне всегда будет  $\theta = \alpha$ , что может привести к выработке неправильных управляющих воздействий. Сходством со случаем засветки является то, что управление должно опираться при прохождении проблемной области на данные акселерометра и датчика угловой скорости, но есть и отличие: информация о расстоянии до центрального тела остается справедливой.

Следует отметить, что во избежание выхода центрального объекта из поля зрения камеры (в нашем случае оно составляет около  $20^\circ$ ) в результате произведённого управляющего импульса, его угловой размер должен быть достаточно маленьким, но, разумеется, значительно превышать предельно разрешаемый. К сожалению, в силу конструктивных параметров стенда реализовать данный критерий удалось не в полной мере, что приводило к частым сбоям управления. Подробнее этот вопрос будет освещён при обработке экспериментальных результатов.



#### **4. Результаты экспериментов**

Для подтверждения применимости фотограмметрического метода были осуществлены эксперименты по поддержанию заданного типа движения макета вокруг центрального тела. В качестве таких типов движения были использованы удержание начального положения и круговой обход с постоянной угловой скоростью.

На рис.13 и 14 показаны зависимости расстояния  $d$  и угла  $\theta$  от времени в эксперименте, когда целью управления было удержать макет неподвижным (сохранить как его положение на столе, так и ориентацию). Измерения, помеченные крестиками, для наглядности соединены отрезками прямых линий. Проанализировав графики, можно заметить некоторые характерные особенности движения, возникающие при практической реализации управления. В промежуток времени примерно с 15-й по 20-ю секунды произошло ощутимое отклонение от начального положения как по расстоянию, так и по углу. Далее, до 45-й секунды, алгоритм управления осуществлял одновременную корректировку обоих параметров. После этого угловой уход от начального значения продолжил уменьшаться, в то время как управление расстоянием ухудшилось. Наиболее вероятным объяснением такого поведения макета является то, что аппарат “срезал” путь, что привело к V-образному провалу на графике зависимости расстояния от времени. Причиной этого является не только стремление возвратиться в начальную точку по кратчайшей траектории, но и инерционность макета, что приводит к трудностям при реализации движения по траекториям с большим радиусом кривизны.

Тем более сложной в силу перечисленных выше трудностей выглядела задача по выполнению макетом кругового обхода центрального тела с постоянной угловой скоростью. Надо сказать, что осуществить её в полной мере – сделать полный оборот – так и не удалось. Однако было продемонстрировано хорошее соответствие между данными о положении и ориентации, получаемыми с акселерометра и датчика угловой скорости, и

соответствующими данными обработки снимков, что следует из рис.15 и рис.16. Почти вертикальные участки графиков, соответствующие резким изменениям относительного расстояния, связаны в большинстве своём с генерацией двигателями управляющих импульсов в эти моменты времени.

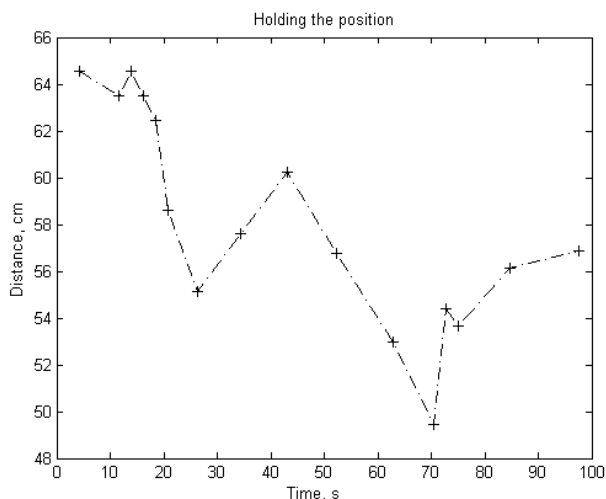


Рис. 13. Зависимость относительного расстояния от времени

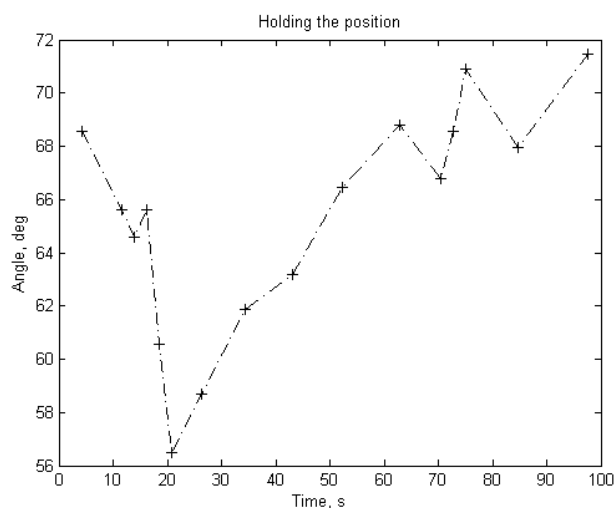


Рис. 14. Зависимость угла относительной ориентации от времени

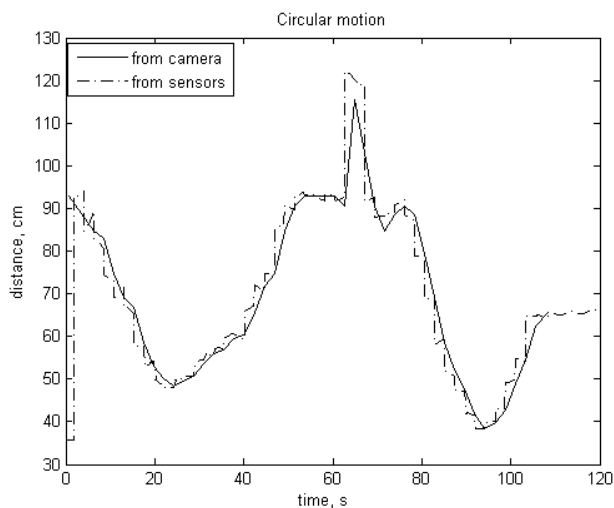


Рис. 15. Зависимость относительного расстояния от времени (измерения с помощью камеры и с помощью датчиков)

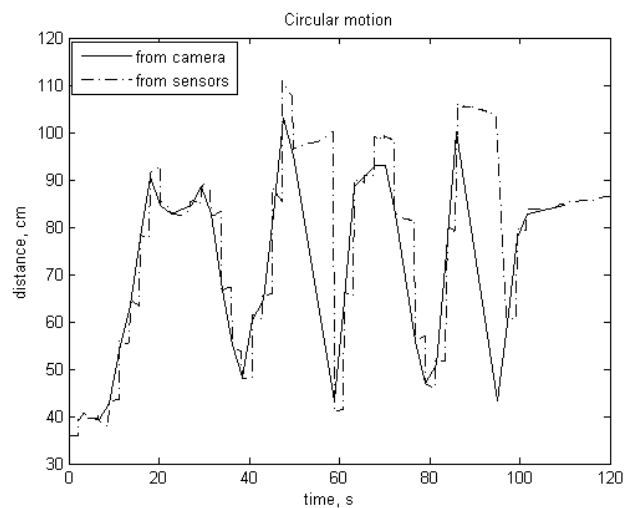


Рис. 16. Зависимость относительного расстояния от времени (измерения с помощью камеры и с помощью датчиков)

На рис. 17 показана траектория макета в одном из проведённых экспериментов. На протяжении движения по дуге размером порядка  $120^\circ$  получаемые из анализа изображений сведения о положении и ориентации макета помогли построить управление, соответствующее заданному типу

движения – круговому обходу. Крестиками обозначены измерения положения центра масс макета. Можно отметить достаточно уверенное прохождение макетом одной из вышеупомянутых проблемных областей – области неоднозначности, соответствующей малым значениям угла  $\theta$ .

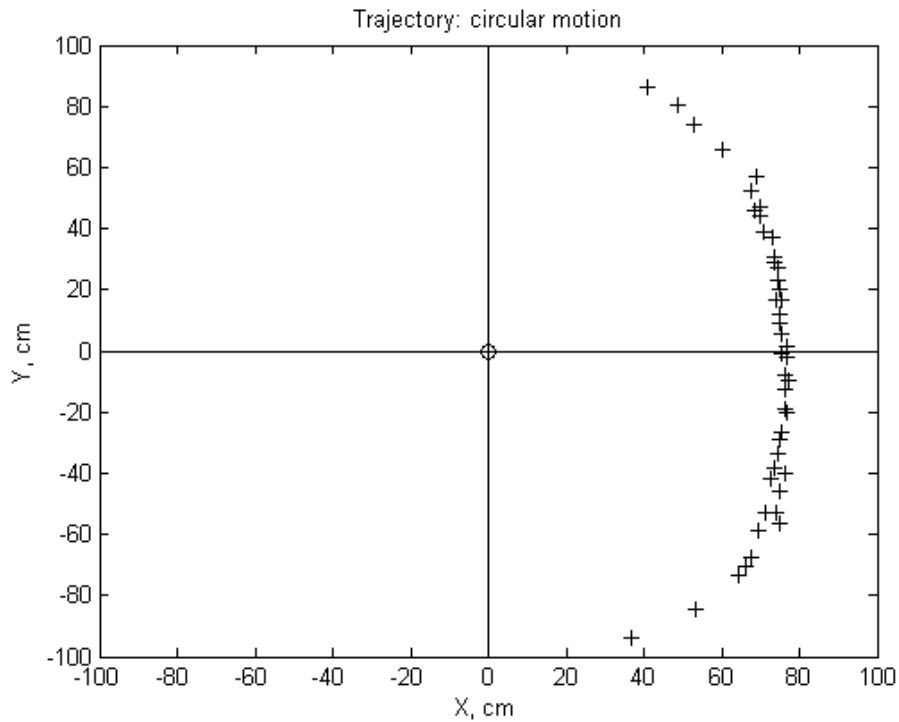


Рис. 17. Траектория макета при попытке кругового обхода центрального тела

Основными ограничениями при проведении экспериментов являлись:

- смещённое расположение импульсных двигателей на макете – вектор тяги двигателей, отвечающих за генерацию поступательных импульсов, не проходил точно через центр масс, что приводило к нежелательному закручиванию аппарата;
- частый уход центрального тела из поля зрения камеры при подаче управляющих импульсов – следствие недостаточной удалённости объектов друг от друга и достаточно большой величины управляющего импульса, делающей движение макета слишком инерционным;
- неидеальность реализации движения на воздушной подушке – стол имел небольшой наклон, а давление, подаваемое на ножки макета, было неодинаковым для разных ножек.

## **Заключение**

В работе описан один из вариантов фотограмметрического метода определения относительного положения и ориентации объектов (макетов), участвующих в групповом движении, и приведены результаты лабораторных экспериментов.

Значительные ограничения в постановке задачи (плоское движение объектов и фиксированная форма центрального макета) кажутся серьезным препятствием для воплощения метода в реальных задачах небесной механики и навигации. Однако можно предложить различные модификации фотограмметрического подхода, заслуживающие тщательного рассмотрения в дальнейшем. Одной из таких модификаций является установка на ведущий спутник наиболее подходящей конфигурации излучателей в некотором частотном диапазоне (необязательно видимом), а на дочерний спутник – приемника излучения. Получаемые “снимки” излучателей, наблюдаемых в текущий момент с дочернего спутника, при условии правильного их расположения и знания геометрических параметров конфигурации позволят определить относительное расстояние и взаимную ориентацию спутников. В этой концепции снимаются оба упомянутых выше ограничения. Кроме того, становится необязательным наличие внешнего источника излучения, что может быть актуально при полетах к удалённым планетам Солнечной системы или вообще за её пределы. Это может стать предметом дальнейших исследований.

## **Благодарности**

Авторы выражают благодарность сотрудникам Центра прикладных космических технологий и микрогравитации (ZARM) Бременского университета (Германия) и, в частности, куратору проекта LUVEX руководителю департамента Даниэлю Бинделю за оказание посильной помощи в реализации задуманных нами идей и ценные советы.

Работа выполнена при частичной поддержке DAAD (программа Leonard Euler, реферат 325) и РФФИ (грант 09-01-00431).

Результаты работы доложены на XXXIV Академических чтениях по космонавтике (Москва, 26-29 января 2010 года).

### **Литература**

[1] *D.Folta, L.Newman, T. Gardner*. Foundations of Formation Flying for Mission to Planet Earth and New Millennium //AIAA-96-3645-CP, NASA Goddard Space Flight Center, 1996.

[2] <http://www.gpsworld.com/government/formation-flight-space-727>

[3] *D.Folta, J.Bristow, A.Hawkins, G.Dell*. NASA's Autonomous Formation Flying Technology Demonstration, Earth Observing-1 (EO-1) //AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Monterey, California, 2002.

[4] <http://www.lisa.nasa.gov>

[5] <http://www.ssc.se/?id=7611>

[6] <http://www.prismasatellites.se/?sid=9028>

[7]

[http://www.space.dtu.dk/English/Research/Instruments\\_Systems\\_Methods/Stellar\\_navigation.aspx](http://www.space.dtu.dk/English/Research/Instruments_Systems_Methods/Stellar_navigation.aspx)

[8] <http://sci-lib.com/article32.html>

[9] *H.Iglseder, H.Rath, P.Schlomm*. BREMSAT: a Small University Satellite //Proceedings of the First European Workshop on Flight Opportunities for Small Payloads, ESRIN, Frascati, Italy, 1989.

- [10] *М.Ю.Овчинников, А.С.Середницкий, А.М.Овчинников.* Лабораторный стенд для отработки алгоритмов определения движения микроспутника по снимкам звездного неба //Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, Москва, 2006 г., 31с.
- [11] *Ch.Kuehl, M.Melf, H.Diehl, E.Gottzein.* Micro- Tech.- Sensor for Attitude and Orbit Determination //AAS 03-001, 26th Annual AAS Guidance and Control Conference, Breckenridge, Colorado, 2003.
- [12] *Д.С.Иванов, Т.Вальтер, Д.Биндель, М.Ю.Овчинников.* Стенд для отработки алгоритмов управления движением многоэлементных систем //Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, Москва, 2008 г., №56, 32с.
- [13] *Д.Биндель, И.Е.Зараменских, Д.С.Иванов, М.Ю.Овчинников, Н.Г.Прончева.* Лабораторный стенд для верификации алгоритмов управления группировкой спутников //Известия РАН. Теория и системы управления. №5, сентябрь-октябрь, 2009.
- [14] *X.Armangue, J. Salvi, J. Batlle.* A Comparative Review of Camera Calibrating Accuracy Evaluation //Proceedings of 5th Ibero-American Symposium on Pattern Recognition, 2000.
- [15] *R.Tsai.* An Efficient and Accurate Camera Calibration Technique for 3-D Machine Vision //Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 1986.

## **Оглавление**

Введение .....	3
1. Постановка задачи .....	8
2. Описание стенда.....	9
3. Описание алгоритма .....	10
4. Результаты экспериментов.....	16
Заключение.....	19
Благодарности.....	19
Литература .....	20