

Богатырев А.М., Крамлих А.В.

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ ПРИ
ГРУППОВОМ ПОЛЁТЕ**

Введение

Современный этап развития космической техники характеризуется значительным ростом интереса к разработке и запуску наноспутников стандарта CubeSat. Так по данным информационного ресурса www.nanosats.eu всего было запущено 966 наноспутников [1] из них 878 формата CubeSat. Более 37% запущенных наноспутников разработаны и изготовлены университетами, ведущими разработки в области космических технологий. Большой интерес к такому классу космических аппаратов обусловлен тем, что их создание не требует значительных финансовых затрат, позволяет применить технологию проектного обучения, а также провести лётные испытания элементов бортовых систем и новых технических решений в условиях космического пространства прежде, чем применять их в дорогостоящих космических миссиях.

Принимая во внимание общепринятое использование стандарта CubeSat, размеры которого кратны размерам 10x10x10 см (формат 1U), одиночные наноспутники не могут решать сложные задачи. Для расширения области их использования разрабатываются сложные миссии, характеризуемые запуском сразу нескольких наноспутников, нацеленных на решение единой задачи. При этом может быть реализована концепция создания распределённого космического аппарата, представляющего собой группу спутников, летящих на расстоянии от несколько десятков метров до сотен километров [2].

Практическая реализация группового полёта может использоваться для решения таких задач, как [3]:

- исследование свойств полезной нагрузки в распределённом космическом аппарате (например, проект LUVEX);
- исследование геофизических полей в околоземном пространстве (проекты GRACE, SWARM, MMS, SCOPE);
- формирование антенных полей сверхбольшой апертуры (проекты XEUS, DARWIN, LISA);

– осуществление многократной многодиапазонной последовательной съёмки поверхности Земли или дальнего космоса (проекты EO-1/LandSat-7; TanDEM-X, A-Train/TPF);

– техническое обслуживание космических аппаратов на орбите.

Для практической реализации группового полёта необходимо решить ряд задач:

1) обеспечение межспутниковой связи для сбора и обмена целевой и служебной информацией;

2) определение относительной навигации и ориентации наноспутников для формирования контура управления формацией наноспутников;

3) формирование и реализация стратегии управления для поддержания заданной полётной конфигурации группировки наноспутников в процессе движения по околоземной орбите.

Функционирование группировки наноспутников на орбите может требовать обеспечение относительной навигации и ориентации наноспутников друг относительно друга или относительно базового аппарата. Из-за ограниченных информационных и энергетических ресурсов разработка эффективных алгоритмов по поддержанию формации и при необходимости её реконфигурации является сложной задачей. Однако сегодня существуют различные методы решения этой задачи.

В большинстве опубликованных работ определение относительной навигации и ориентации космических аппаратов базируется на обработке видеоизображений, получаемых при съёмке одного аппарата с помощью видеокамеры, установленной на другом аппарате [4,5]. Недостатком этого подхода можно назвать достаточно большой объём необходимых вычислений, что делает проблематичным реализацию алгоритма на бортовом компьютере наноспутника, который, как правило, имеет невысокую вычислительную производительность. Кроме того, реализация подобных методов возможна только при относительно небольшом расстоянии между объектами.

Наиболее распространёнными методами в настоящее время являются методы, основанные на использовании измерений от глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS [6-8]. Определение относительной навигации на основе данных спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS требует размещение на каждом наноспутнике навигационного приёмника. Учитывая высокое энергопотребление навигационных приёмников, использовать такой подход для наноспутников не всегда возможно.

В работе [9] описан метод определения параметров относительного движения двух спутников по данным NORAD. Недостатком данного метода является его малая точность, а также отсутствие оперативности, т.к. он не может быть реализован автономно на борту спутника.

В работе [10] был предложен метод измерения дальности с помощью технологии nanoLOC на расстояниях до 1000 м. Случайная погрешность измерений данной технологии находится в пределах ± 80 см, что было выявлено на основе экспериментальных данных.

В данной работе предлагаются алгоритм определения относительной ориентации по измерениям дальностей между реперными точками, расположенными на наноспутниках. По измеренным дальностям алгоритм определения относительной ориентации наноспутников находит взаимное угловое положение наноспутников в группе.

Математическая постановка задачи определения относительной ориентации наноспутников при групповом полёте

Под относительной ориентацией в данном случае будем понимать взаимное угловое положение между связанными системами координат ведущего и ведомого наноспутников.

Рассмотрим два близколетящих наноспутника, которые имеют в составе бортовой аппаратуры многоантенную систему, имеющую возможность измерять дальность между соответствующими фазовыми центрами антенн (реперными точками), расположенных на каждом наноспутнике (рис.1).

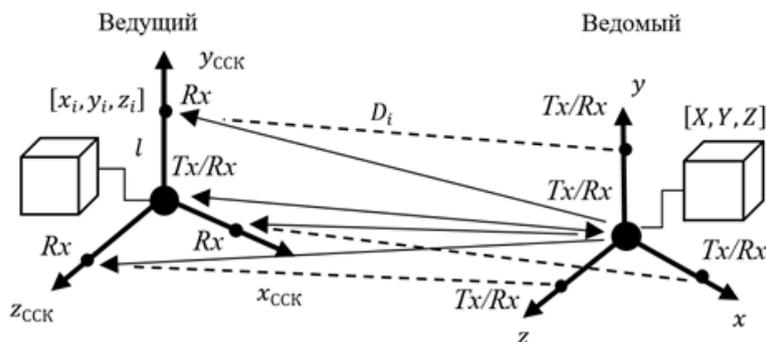


Рис. 1. Схема измерений дальности при решении задачи относительной ориентации

Измерение дальности происходит следующим образом. Ведомый наноспутник излучает радиосигнал всеми реперными точками, а ведущий наноспутник принимает этот сигнал своими реперными точками. В результате имеем измерения дальности между разными реперными точками (рис. 1).

Отметим допущения, принятые при решении задачи относительной ориентации:

- положение центра масс ведомого наноспутника в связанной системе координат ведущего наноспутника известно (результат решения задачи относительной навигации);
- известно пространственное положение ведущего наноспутника (на его борту установлен навигационный приёмник);
- пренебрежимо малы отличия между орбитальными системами координат наноспутников, что справедливо при относительном расстоянии между наноспутниками менее 1 км (например, на высоте 500 км взаимное угловое положение орбитальных систем координат не превышает $0,001^\circ$);
- наноспутник является радиопрозрачным телом, условие видимости/невидимости не рассматривается, количество измерений дальностей «ведущий – ведомый» принимается равным 4;
- бортовые часы наноспутников синхронизованы;
- разворачивающиеся приёмные и излучающие антенны считаются абсолютно жёсткими, координаты фазовых центров в связанной системе координат считаются известными.

Используя координаты реперных точек ведущего и ведомого наноспутников, запишем уравнение измерения дальности между реперными точками на ведущем наноспутнике и реперными точками ведомого наноспутника:

$$D_{ik} = \sqrt{\sum_{j=1}^3 (\eta_j^i - \eta_j^k(\alpha, \beta, \gamma))^2}. \quad (1)$$

Здесь $\eta_j^i = (x_i, y_i, z_i)$ – координаты реперных точек ведущего наноспутника в собственной связанной системе координат; i, k – номера реперных точек ведущего и ведомого наноспутников соответственно; $\eta^k(\alpha, \beta, \gamma)$ – координаты реперных точек ведомого наноспутника в связанной системе координат ведущего наноспутника:

$$\eta^k(\alpha, \beta, \gamma) = M \times \xi^k + \eta^{\text{ЦМ}}, \quad (2)$$

M – матрица перехода от связанной системы координат ведомого наноспутника к связанной системе координат ведущего наноспутника, ξ^k – координаты k -той реперной точки ведомого наноспутника в собственной связанной системе координат, $\eta^{\text{ЦМ}}$ – координаты центра масс ведомого наноспутника.

Матрица M имеет вид:

$$M = \begin{bmatrix} c(\beta) c(\alpha) & -s(\alpha) & s(\beta) c(\alpha) \\ s(\beta) s(\gamma) + s(\alpha) c(\beta) c(\gamma) & c(\alpha) c(\gamma) & s(\beta) c(\gamma) s(\alpha) - s(\gamma) c(\beta) \\ s(\alpha) c(\beta) s(\gamma) - s(\gamma) c(\gamma) & c(\alpha) s(\gamma) & c(\beta) c(\gamma) + s(\alpha) s(\beta) s(\gamma) \end{bmatrix},$$

где $c - \cos$; $s - \sin$; α, β, γ – углы относительной пространственной ориентации, описывающие поворот связанной системы координат ведомого наноспутника относительно связанной системы координат ведущего наноспутника, которые являются аналогами углов Эйлера (рис. 2).

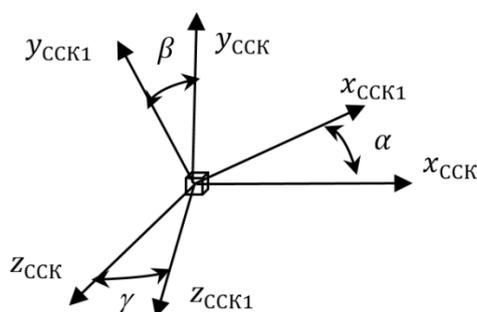


Рис. 2. Углы относительной ориентации

Используя координаты реперных точек ведущего наноспутника η^i и координаты центра масс ведомого наноспутника, с учётом (1) записывается система уравнений измерений, решением которой будут углы α, β, γ относительной ориентации ведомого наноспутника.

2. Метод решения задачи относительной ориентации наноспутников при групповом полёте

Решение задачи относительной ориентации происходило путём минимизации целевой функции с применением метода дифференциальной эволюции.

Исходными данными задачи являются:

- 1) набор измерений дальностей «ведущий-ведомый» D_{ik}^{meas} ;
- 2) координаты реперных точек η_i ведущего наноспутника в собственной связанной системе координат;
- 3) координаты центра масс $\eta^{ЦМ}$ ведомого наноспутника в связанной системе координат ведущего наноспутника.

Искомыми являются углы α, β, γ относительной ориентации ведомого наноспутника.

Последовательность вычислений следующая:

- 1) формирование измерений дальностей D_{ik}^{meas} между реперными точками, расположенными на ведомом и ведущем наноспутниках;
- 2) минимизация целевой функции (3) с применением метода дифференциальной эволюции:

$$f(\alpha, \beta, \gamma) = (D_{ik} - D_{ik}^{meas})^2 \rightarrow \min. \quad (3)$$

3. Параметрический анализ алгоритма определения относительной ориентации наноспутников при групповом полёте на модельной задаче

На модельной задаче проводилось исследование влияния условной базы измерений l , расстояния между наноспутниками r , ошибки измерения дальности Δ на погрешность решения задачи относительной ориентации. По результатам исследования была сформирована область применимости данного алгоритма.

При моделировании были приняты следующие допущения:

- исследование влияния условной базы измерений l производилось при значениях от 0,1 м до 0,5 м с шагом 0,1 м;
- расстояние между наноспутниками не превышает 100 м.

Исследование влияния расстояния между наноспутниками на методическую погрешность решения задачи относительной ориентации проводилась аналогично задаче относительной навигации.

На первом этапе оценивалась математическое ожидание методической ошибки алгоритма, при этом ошибка измерения дальности Δ принималась равной нулю.

На рис. 3 показана зависимость математического ожидания методической ошибки решения задачи относительной ориентации ведомого наноспутника от условной базы измерений.

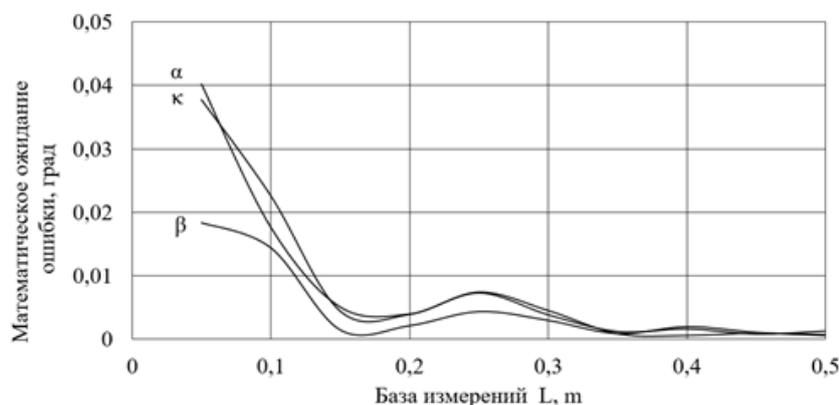


Рис. 3. Математическое ожидание методической ошибки решения задачи относительной ориентации

Из рис. 3 видно, что при увеличении условной базы измерений ошибка определения углов относительной ориентации уменьшается.

На втором этапе оценивалось влияние ошибки измерения дальности между реперными точками наноспутников. Принималось, что ошибка измерения дальности между аппаратами не превышает 0,5 м, при этом решение задачи относительной

ориентации происходило при условной базе измерений равной 0,1, 0,3 и 0,5 м. Полученный результат приведён на рис. 4.

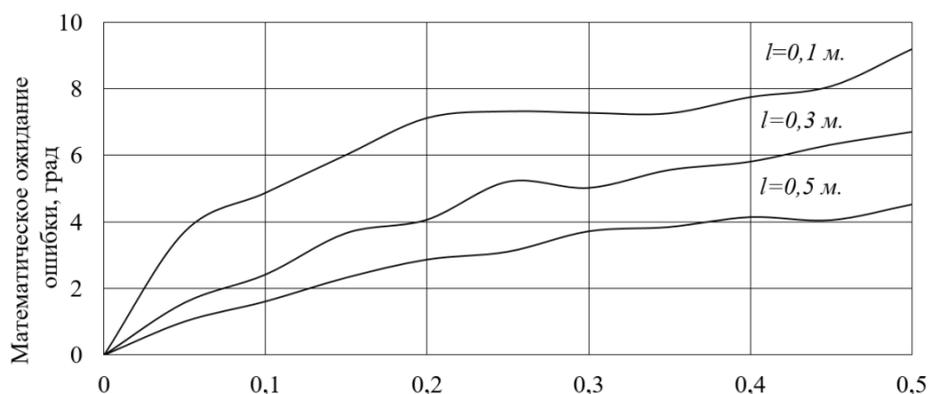


Рис. 4. Ошибка измерения дальности Δ , м.

Заключение

Разработан и исследован алгоритм определения относительной ориентации наноспутников при групповом полёте на основе дальномерных измерений. Получены оценки погрешности решения задачи относительной ориентации в зависимости от ошибки измерения дальности, расстояния между наноспутниками и условной базы измерений. Алгоритм определения относительной ориентации наноспутников применим на расстоянии между наноспутниками до 100 м, при этом ошибка определения углов относительной ориентации не превышает 10° .

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект №17-79-20215).

Библиографический список

1. База данных о наноспутниках [Электронный ресурс] статистика запущенных и анонсированных наноспутников: веб сайт 2017. URL: <http://www.nanosats.eu> (Дата обращения: 14.07.2017).
2. Космос-Журнал [Электронный ресурс] Научно-популярный сайт о космосе: веб сайт 2017. URL: <http://www.cosmos-journal.ru/articles/686> (Дата обращения: 18.07.2017).
3. Палкин, М.В. Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полета [Текст]/ М.В. Палкин // Наука и Образование: Научное издание. – 2015.– №8 – С.100-115.
4. Иванов, Д.С. Исследование алгоритма определения относительного положения и ориентации спутников в групповом полёте с использованием обработки

видеоизображений [Текст] / Д.С. Иванов, М.А. Сакович, М.Ю. Овчинников, С.О. Карпенко // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2012. – №57 – 24 с.

5. Симаков, С.П. Определение взаимного положения и ориентации наноспутников по анализу видеоизображений [Текст] / С.П. Симаков, Е.В. Устюгов, // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета – Т. 15, – № 1, – 2016 г. – С. 122-131.

6. Рапопорт, Л.Б. Метод определения относительной ориентации [Текст] / Л.Б. Рапопорт // Управление подвижными объектами и навигация – №5 – 2010 г. – С. 57-64.

7. Alfriend, K.T. [Текст] / K.T. Alfriend, S.R. Vadali, J.P. How, L.S. Breger // Spacecraft Formation Flying Dynamics control and navigation – Elsevier Astrodynamics Series –2010.

8. Wang, D. Satellite Formation Flying Relative Dynamics, Formation Design, Fuel Optimal Maneuvers and Formation Maintenance, Intelligent Systems, Control and Automation [Текст] / D. Wang, B. Wu, E.K. Poh // Science and Engineering, Springer Science+Business Media Singapore – 2017 – 210 p.

9. Овчинников, М.Ю. Определение параметров относительного движения двух спутников с помощью траекторных измерений [Текст] / М.Ю. Овчинников, С.С. Ткачев // Космические исследования. – 2008. – Т. 46 – № 6. – С. 553–558.

10. Гоголев, А. Точность определения расстояний с помощью технологии nanoLOC [Текст] / А. Гоголев, Д. Екимов, К. Екимов, А. Мошвикин, А.Федоров, И. Цыкунов // Беспроводные технологии. – 2008. – № 3 – С. 50-53.