

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗАИМНОГО ПОЛОЖЕНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ ПО АНАЛИЗУ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ

© 2016 С. П. Симаков, Е. В. Устюгов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье рассмотрено использование видеоизображений для определения ориентации и положения второго наноспутника (НС) относительно первого по серии фотокадров, сделанных первым НС. В качестве измерительных средств на первом НС используются коммерческие оптические камеры. Для решения поставленной задачи разработан подход, включающий в себя: алгоритм обработки изображений, генетический алгоритм дифференциальной эволюции и модель движения относительно центра масс. При этом учитываются требования к аппаратуре НС, которая накладывает ограничения по вычислительным ресурсам бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) и по качеству изображения, получаемого с оптической камеры. Разработанный подход более экономичный, чем известные методы определения относительного положения и ориентации. Верификация подхода проводилась на модельной задаче разделения двух НС, рассматриваемого на коротком интервале времени. Выявлена зависимость координат центра масс второго НС от текущей ориентации и пиксельных координат ориентира на фотокадре. Приведены графики погрешности определения ориентации и положения центра масс второго НС относительно первого. Подход показывает приемлемую точность на интервалах до 10 секунд для рассматриваемой задачи. При этом точность значительно падает с увеличением расстояния до второго НС.

*Наноспутник, видеонавигация, генетический алгоритм, алгоритм обработки изображений, модель движения, относительные параметры движения.*

Метод определения местоположения при помощи регистрирующей видеоаппаратуры широко применяется на больших космических аппаратах (КА). На данный момент проводятся многочисленные эксперименты, связанные с видеонавигацией. В качестве примера по использованию видеонавигации на КА можно привести эксперимент европейского космического агентства Mango-Tango [1; 2], целью которого является демонстрация технологий, связанных с наведением, навигацией и управлением, а также сближение в составе спутниковой группировки. На борту КА Mango установлена система видеорегистрации, при помощи которой фиксируется положение КА Tango на расстоянии до 500 км, а также определяется его положение на близком расстоянии (порядка 10 м) во время запланированных манёвров сближения.

Примером подобных экспериментов в России является эксперимент, проведённый на наноспутнике «Чибис-М». В рамках научной программы наноспутника «Чибис-М» с помощью специально разработанной оптической камеры был произведён эксперимент по определению положения и ориентации грузового корабля Прогресс-13М при отделении наноспутника от грузового корабля. В работе [3] описывается алгоритм, при помощи которого обрабатывалась поступающая при проведении эксперимента информация. Алгоритм использует метод Ньютона для нахождения трёх составляющих кватерниона ориентации и трёх координат центра масс. На каждом шаге алгоритма вычисляется несколько итераций методом Ньютона, что делает алгоритм требовательным к ресурсам БЦВМ.

---

*Цитирование:* Симаков С.П., Устюгов Е.В. Определение взаимного положения и ориентации наноспутников по анализу видеоизображений // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 122-131. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-122-131

Поскольку аналогичную задачу планируется решить на борту НС, то с учётом требований к аппаратуре НС, которая накладывает ограничения по вычислительным ресурсам БЦВМ и по качеству изображения, получаемому с оптической камеры, необходимо разработать подход, требующий меньшего количества вычислений, чем предложенный в [3].

Целью работы является разработка подхода, позволяющего определить относительное положение и относительную ориентацию двух близко летящих НС в условиях отсутствия информационного обмена между ними.

Под понятием относительного положения понимается положение центра масс второго НС относительно первого в системе координат, связанной с первым НС.

В работе используются следующие системы координат:

1. Связанная система координат первого НС (ССК 1)  $O_1x_1y_1z_1$  с началом в центре масс первого НС (рис. 1). Ось  $O_1x_1$  направлена вдоль продольной оси НС. Ось  $O_1y_1$  располагается в плоскости сим-

метрии, совпадающей с плоскостью траектории, и направлена вверх. Ось  $O_1z_1$  дополняет систему координат до правой.

2. Связанная система координат второго НС (ССК 2)  $O_2x_2y_2z_2$  с началом в центре масс второго НС (рис. 1). Направления координатных осей принимаются аналогично ССК 1.

3. Приборная система координат первого НС (ПСК)  $O_p x'_1 y'_1 z'_1$  с началом в центре плоскости матрицы камеры первого НС (рис. 1). Направления координатных осей принимаются аналогично ССК 1. ПСК получена параллельным переносом вдоль оси  $O_1x_1$  ССК 1 на расстояние  $O_1O_p$ , известное из конструктивных параметров первого НС. Плоскость  $O_p y'_1 z'_1$  совпадает с плоскостью камеры.

4. Система координат камеры (СКК)  $O_k X_k Y_k$  с началом в верхнем левом углу фотокадра (рис. 2). Ось  $O_k X_k$  направлена по горизонтали вправо, ось  $O_k Y_k$  – по вертикали вниз.

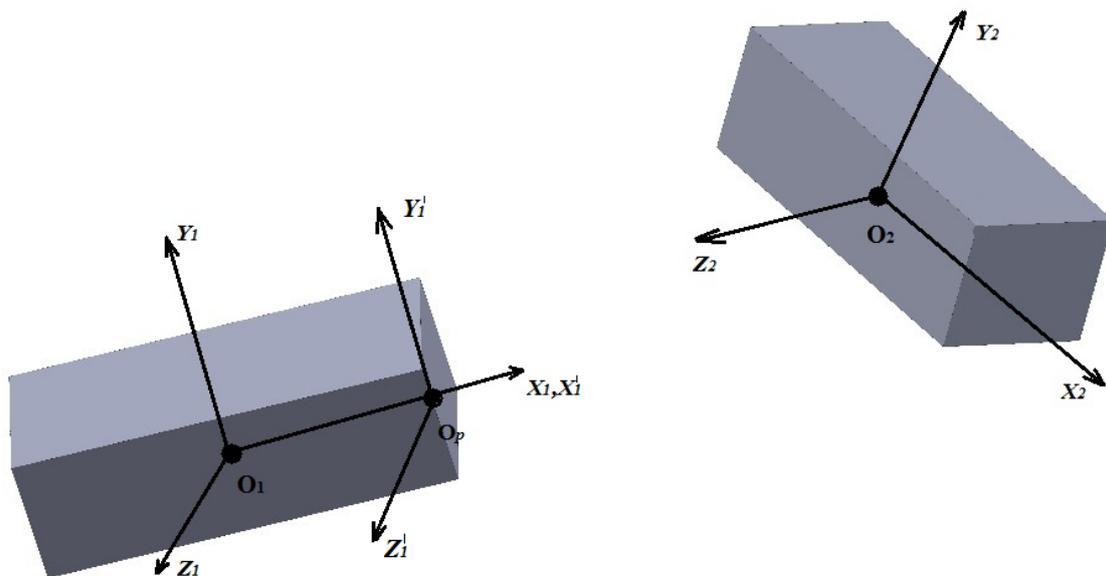


Рис. 1. Выбранные системы координат

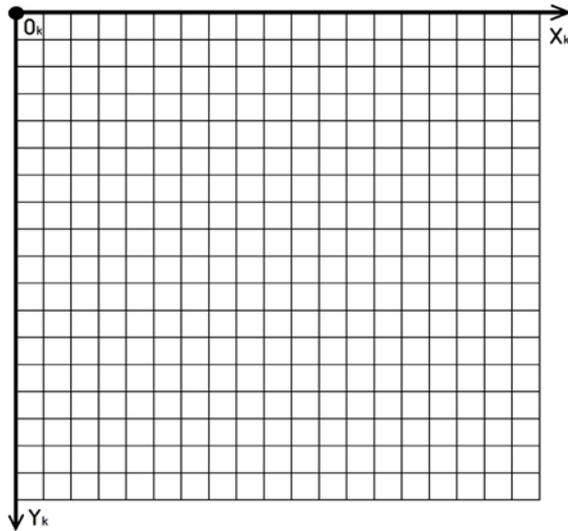


Рис. 2. Система координат камеры

Матрицу перехода от ССК 1 к ССК 2 представим в виде:

$$A = a_{ij}, (i, j = \overline{1,3}),$$

$$a_{11} = \cos \theta \cos \psi,$$

$$a_{12} = \cos \theta \sin \psi,$$

$$a_{13} = -\sin \theta,$$

$$a_{21} = -\cos \varphi \sin \psi + \sin \varphi \sin \theta \cos \psi,$$

$$a_{22} = \cos \varphi \cos \psi + \sin \varphi \sin \theta \sin \psi,$$

$$a_{23} = \sin \varphi \cos \theta,$$

$$a_{31} = \sin \varphi \sin \psi + \cos \varphi \sin \theta \cos \psi,$$

$$a_{32} = -\sin \varphi \cos \psi + \cos \varphi \sin \theta \sin \psi,$$

$$a_{33} = \cos \theta \cos \varphi.$$

Компоненты матрицы параметризованы углами Крылова:  $\theta$  – угол тангажа,  $\psi$  – угол рыскания,  $\varphi$  – угол крена [4].

При решении поставленной задачи учитывалось действие только возмущающего гравитационного момента. Проекция

$$\omega_x = \dot{\varphi} + \dot{\psi} \sin \theta + \omega_0 \cos \theta \sin \psi,$$

$$\omega_y = \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi + \dot{\theta} \sin \varphi - \omega_0 (\cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \sin \theta \cos \varphi), \quad (2)$$

$$\omega_z = \dot{\theta} \cos \varphi - \dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi - \omega_0 (\cos \psi \cos \varphi - \sin \psi \sin \theta \sin \varphi),$$

где  $\omega_0$  – орбитальная скорость НС.

Построим модель движения второго НС в проекции на ССК.

гравитационного момента на оси ССК 2 определяются по формулам [4]:

$$M_{xg} = \frac{3\mu}{R^3} (I_z - I_y) a_{23} a_{33},$$

$$M_{yg} = \frac{3\mu}{R^3} (I_x - I_z) a_{33} a_{13},$$

$$M_{zg} = \frac{3\mu}{R^3} (I_y - I_x) a_{13} a_{23},$$

где  $a_{ij}, (i, j = \overline{1,3})$  – элементы матрицы перехода от ССК 1 к ССК 2;  $R$  – расстояние от притягивающего центра до спутника;  $\mu$  – гравитационный параметр Земли;  $I_x, I_y, I_z$  – главные центральные моменты инерции спутника.

Так как оси ССК 2 совпадают с главными центральными осями инерции НС, то уравнения движения НС относительно центра масс принимают форму динамических уравнений Эйлера [4]:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z &= M_{xg}, \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x &= M_{yg}, \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y &= M_{zg}, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $M_{xg}, M_{yg}, M_{zg}$  – проекции главного момента внешних сил на оси ССК 2;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекции угловых скоростей  $\vec{\omega}$  на оси ССК 2.

Учтём, что орбита круговая, и дополним динамические уравнения Эйлера тремя кинематическими уравнениями, устанавливающими связь первых производных по времени углов Крылова с проекциями вектора угловых скоростей на связанные оси  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ :

Рассмотрим некоторую точку  $i$  на поверхности второго НС, радиус-вектор которой имеет вид  $r^i_{21} = [x^i_{21}, y^i_{21}, z^i_{21}]^T$  в

ССК 2. В ПСК эта точка имеет координаты  $r^{i_{12}} = [x_{11}^i, y_{11}^i, z_{11}^i]^T$ .

Координаты точки  $i$  в ПСК могут быть записаны через координаты в ССК 2 следующим образом:

$$\vec{r}_{12} = \vec{O}_p O_2 + A \cdot \vec{r}_{21}. \quad (3)$$

Точка  $i$ , согласно проекционной геометрии и уравнениям (3), будет иметь на снимке координаты:

$$X_{\kappa}^i = \frac{x_1^i}{1 - z_1^i / f}, \quad Y_{\kappa}^i = \frac{y_1^i}{1 - z_1^i / f}, \quad (4)$$

где  $f$  – фокусное расстояние камеры;  $X_{\kappa}^i, Y_{\kappa}^i$  – пиксельные координаты  $i$  точки.

Соотношения (4) составляют математическую модель камеры, установленной на первом НС.

Для определения относительной ориентации и положения второго НС будем использовать подход, включающий в себя алгоритм обработки изображений [5], генетический алгоритм дифференциаль-

ной эволюции [6] и модель движения относительно центра масс (1), (2).

Подход включает в себя следующие этапы.

1. На сделанном оптической камерой снимке при помощи обработчика изображений [5] выделяются пиксельные координаты особых точек на поверхности второго НС –  $X_{\kappa}^i, Y_{\kappa}^i$  ( $i \geq 3$ ). Большое количество особых точек увеличивает точность работы алгоритма и время обработки каждого снимка. Необходимым для решения задачи является наличие не менее трёх особых точек.

2. Производится генерация векторов ориентации, каждый из которых содержит значения  $\theta, \psi, \varphi$ . Генерация проводится в рамках доверительного интервала, определённого из рекомендаций по настройке генетического алгоритма [6].

3. Смоделированные значения подставляются в соотношения (4), откуда находятся  $X_{\kappa.mod}^i, Y_{\kappa.mod}^i$  для каждой тройки значений  $\theta, \psi, \varphi$ .

4. Проводится оценка вектора ориентации при помощи функции рассогласования:

$$\Phi(X_{\kappa.mod}^i, Y_{\kappa.mod}^i) = \sqrt{\sum_{i=1}^i ((X_{\kappa}^i - X_{\kappa.mod}^i)^2 + (Y_{\kappa}^i - Y_{\kappa.mod}^i)^2)}. \quad (5)$$

5. Проводится фильтрация созданных значений  $\theta, \psi, \varphi$  из условия минимума полученной оценки (5) и создание новых векторов ориентации по методике, предложенной в [6].

6. Проверяется условие

$$\Phi(X_{\kappa.mod}^i, Y_{\kappa.mod}^i) < \varepsilon_{зад}.$$

В случае невыполнения условия осуществляется переход к пункту 5.

7. Вычисляются координаты центра масс второго НС по соотношениям:

$$\begin{aligned} X_c &= \frac{X_1^{P1}(a_{31}l_1 + a_{32}l_2 + a_{33}l_3) + f(a_{11}g_1 + a_{12}g_2 + a_{13}g_3)}{\eta_1} + O_1 O_p, \\ Y_c &= \frac{Y_1^{P1}(a_{31}l_1 + a_{32}l_2 + a_{33}l_3) + f(a_{21}d_1 + a_{22}d_2 + a_{23}d_3)}{\eta_2}, \\ Z_c &= \frac{f \cdot e - (a_{31}m_1 + a_{32}m_2 + a_{33}m_3) - f(a_{11}l_1 + a_{12}l_2 + a_{13}l_3)}{e}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $a_{ij}, (i, j = \overline{1,3})$  – элементы матрицы перехода от ССК 1 к ССК 2; коэффициенты имеют вид:

$$m_1 = X_1^2 \cdot x_{22} - X_1^1 \cdot x_{21}, \quad m_2 = X_1^2 \cdot y_{22} - X_1^1 \cdot y_{21}, \quad m_3 = X_1^2 \cdot z_{22} - X_1^1 \cdot z_{21},$$

$$g_1 = \frac{X_1^1}{X_1^2} x_{22} - x_{21}, \quad g_2 = \frac{X_1^1}{X_1^2} y_{22} - y_{21}, \quad g_3 = \frac{X_1^1}{X_1^2} z_{22} - z_{21},$$

$$d_1 = \frac{Y_1^1}{Y_1^2} x_{22} - x_{21}, \quad d_2 = \frac{Y_1^1}{Y_1^2} y_{22} - y_{21}, \quad d_3 = \frac{Y_1^1}{Y_1^2} z_{22} - z_{21},$$

$$l_1 = x_{22} - x_{21}, \quad l_2 = y_{22} - y_{21}, \quad l_3 = z_{22} - z_{21},$$

$$\eta_1 = f\left(1 - \frac{X_1^1}{X_1^2}\right), \quad \eta_2 = f\left(1 - \frac{Y_1^1}{Y_1^2}\right),$$

$$e = X_1^2 - X_1^1.$$

Соотношения (6) получены следующим образом: подставив уравнения (3) в уравнения (4) и разрешая полученную систему уравнений относительно координат центра масс, получаем искомые зависимости.

8. Рассчитывается начальное приближение вектора ориентации для следующего кадра по уравнениям (1), (2).

В качестве примера, на котором рассмотрен метод решения, взят численный эксперимент по определению относительного положения и ориентации одного из НС при их взаимном разделении. НС имеют формат Cubesat 3U. Разделение происходит по продольной оси НС. В табл. 1 приведены высота орбиты разделения, угловые скорости, сообщаемые при разделении, массоинерционные и габаритные характеристики НС.

Решение задачи производится в интервале от 0 до 10 с после отделения на расстоянии до 10 м. На рис. 3 изображено изменение углов ориентации в зависимости от времени, на рис. 4 – изменение координат центра масс в зависимости от

времени. Точность решения поставленной задачи приводится на рис. 5, 6.

Таблица 1. Параметры орбиты и разделения, массо-инерционные и габаритные характеристики

Параметры орбиты	
Высота, км	380
Параметры разделения	
Угловые скорости, град./с	
$\omega_x$	0
$\omega_y$	4
$\omega_z$	4
Массо-инерционные и габаритные характеристики	
Моменты инерции, $\frac{кг}{м^2}$	
$I_x$	0,00405
$I_y, I_z$	0,0146
Длина, м	0,3
Масса, кг	2

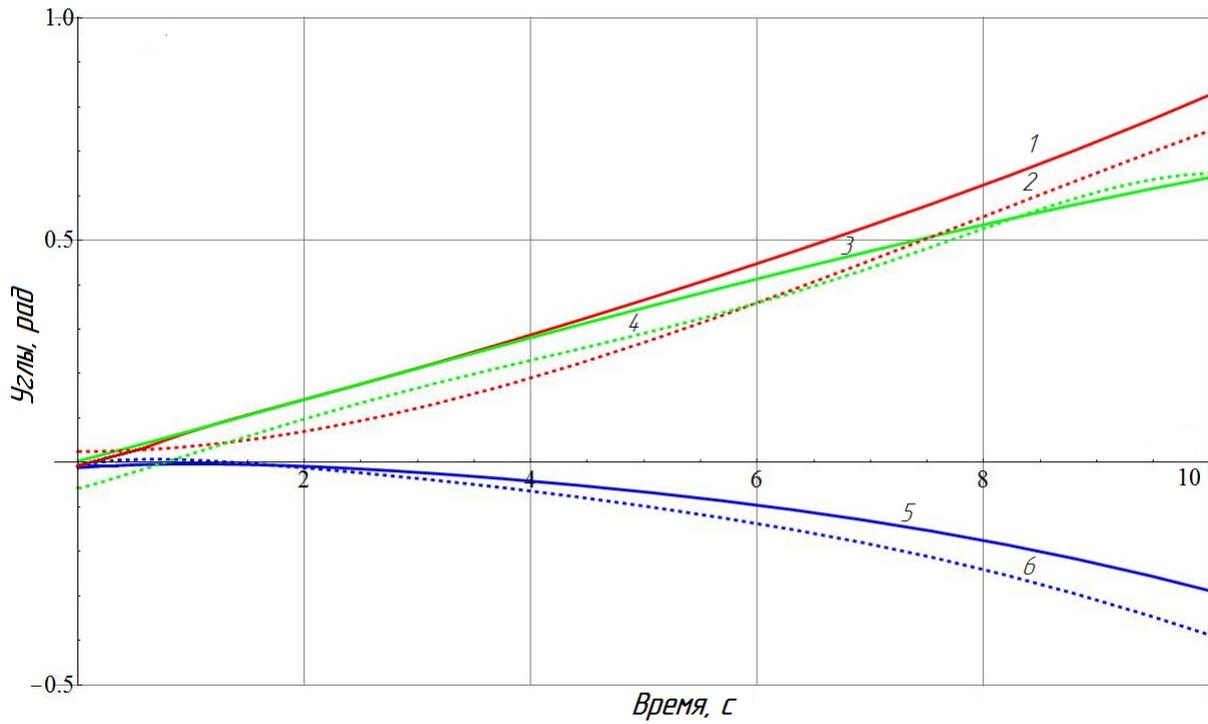


Рис. 3. Изменение углов ориентации:  
 1 – исходный угол  $\varphi$ ; 2 – восстановленный угол  $\varphi$ ;  
 3 – исходный угол  $\psi$ ; 4 – восстановленный угол  $\psi$ ;  
 5 – исходный угол  $\theta$ ; 6 – восстановленный угол  $\theta$

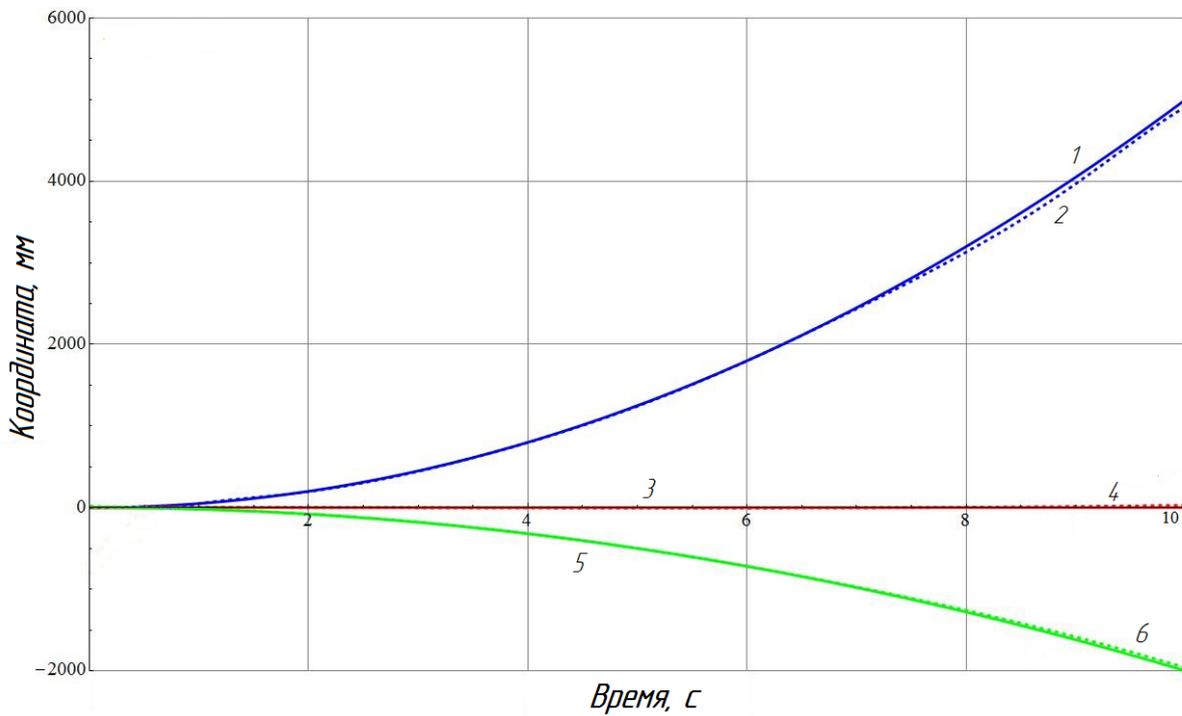


Рис. 4. Изменение координат центра масс:  
 1 – исходная координата  $X_c$ ; 2 – восстановленная координата  $X_c$ ;  
 3 – исходная координата  $Y_c$ ; 4 – восстановленная координата  $Y_c$ ;  
 5 – исходная координата  $Z_c$ ; 6 – восстановленная координата  $Z_c$

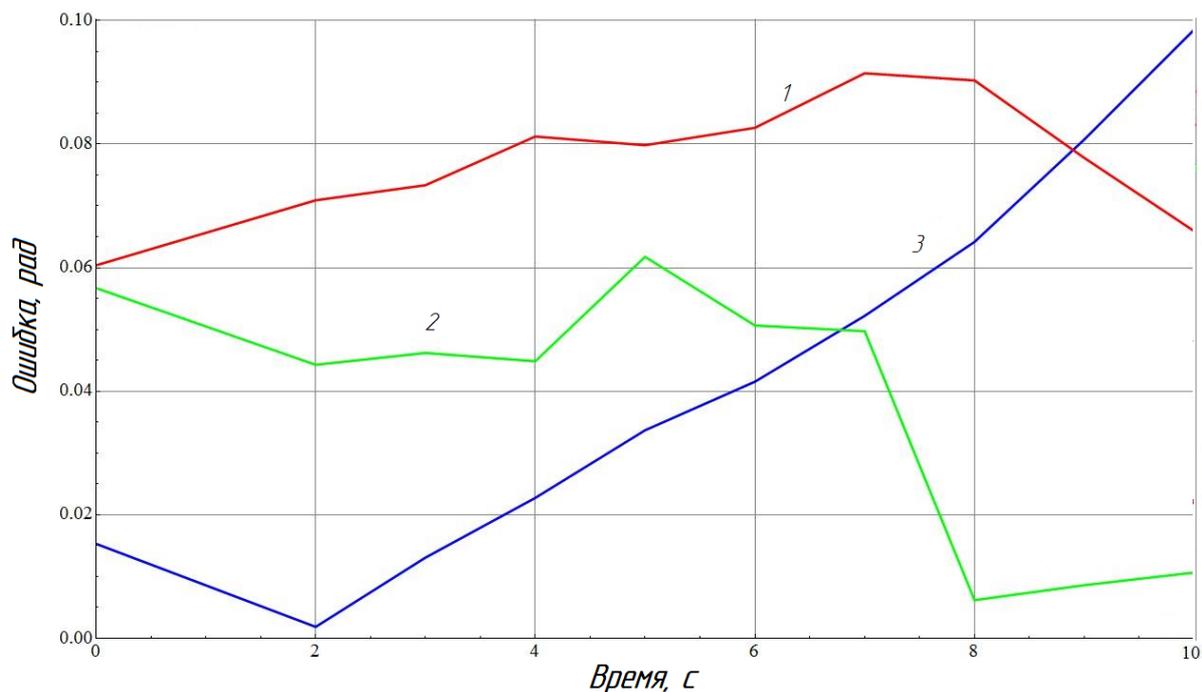


Рис. 5. Ошибки углов ориентации:  
1 – угол  $\varphi$ ; 2 – угол  $\psi$ ; 3 – угол  $\theta$

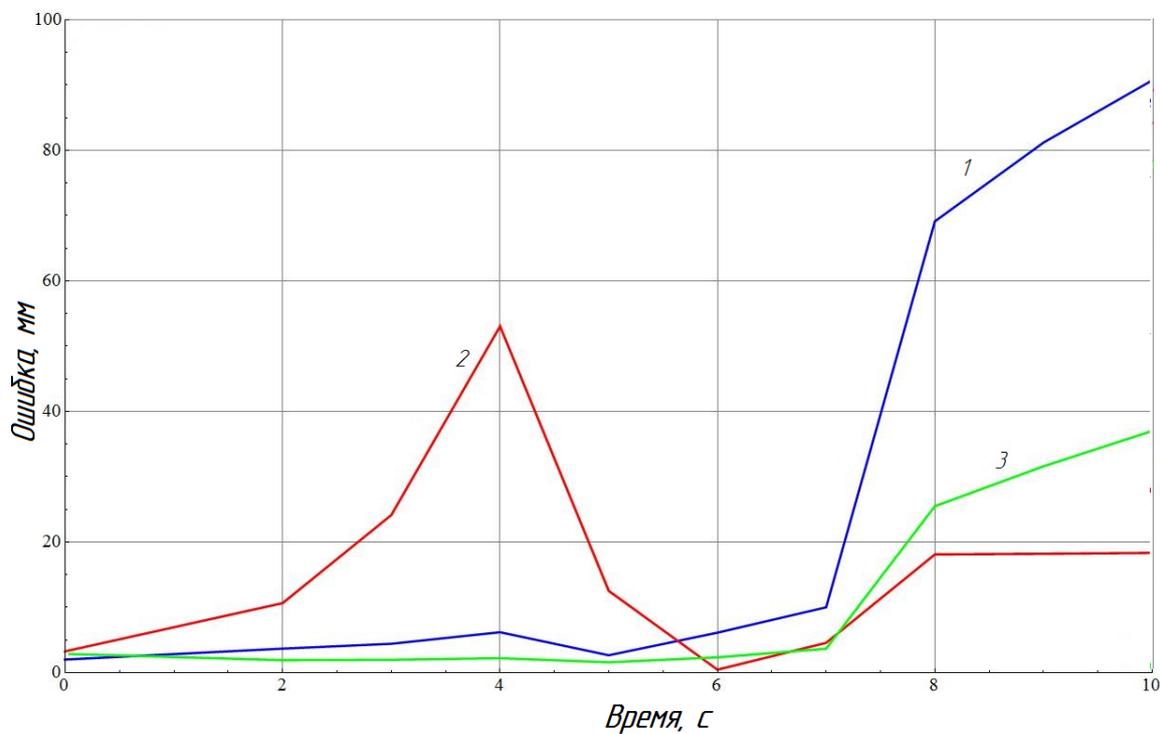


Рис. 6. Ошибки координат центра масс:  
1 – координата  $X_c$ ; 2 – координата  $Y_c$ ; 3 – координата  $Z_c$

По результатам, приведённым на рис. 5, 6, можно сделать вывод, что точность решения значительно падает с удалением камеры от рассматриваемого объекта. Данный пример показывает, что разработанный подход определения относительного положения и ориентации применим для небольших взаимных расстояний, когда отчётливо видна геометрия второго НС и можно с хорошей точностью определить положение точек-маркеров.

Дальнейшим развитием работы является повышение точности подхода на больших взаимных расстояниях за счёт усложнения генетического алгоритма.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках проектной части госзадания (проект № 9.1421.2014/К).

### Библиографический список

1. PRISMA (Prototype Research Instruments and Space Mission technology Advancement).  
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/prisma-prototype>.
2. Karlsson T., Larsson R., Jakobsson B., Bodin P., Larsson B. Prisma irides: Performance at the end of the drift phase and planned rendezvous experiments // GNC 2014: 9th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, 2014.
3. Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеоизображения. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2012. 24 с.
4. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 184 с.
5. Басараб М.А., Волосюк В.К., Горячкин О.В., Зеленский А.А. Цифровая обработка сигналов и изображений в радиофизических приложениях. М.: Физматлит, 2007. 544 с.
6. Storn R., Price K. Differential Evolution – A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces // Journal of Global Optimization. 1997. V. 11, Iss. 4. P. 341-359.

### Информация об авторах

**Симаков Сергей Петрович**, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет). E-mail: [simba1393@gmail.com](mailto:simba1393@gmail.com). Область научных интересов: навигация и управление в космосе.

**Устюгов Ефим Владимирович**, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет). E-mail: [efim163@gmail.com](mailto:efim163@gmail.com). Область научных интересов: навигация и управление в космосе.

## DETERMINATION OF RELATIVE POSITION AND ORIENTATION OF NANOSATELLITES BY VIDEO IMAGE ANALYSIS

© 2016 S. P. Simakov, E. V. Ustyugov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The article discusses the option of using video images to determine the orientation and the position of the second nanosatellite relative to the first one by a series of snapshots made by the first nanosatellite. Optical cameras installed on the first nanosatellite are used as measuring devices. A new approach has been developed to solve the task set. The approach includes an image processing algorithm, a genetic algorithm of differential evolution and a model of motion relative to the center of mass. The approach takes into account the requirements imposed on the nanosatellite hardware that sets limitations on the computational resource of the airborne digital computer and on the quality of images obtained from the optical camera. The developed approach is more economic than similar algorithms. The approach was verified by the benchmark problem of separating two nanosatellites in a short time interval. The dependence of the coordinates of the center of mass of the second satellite on the current orientation and pixel orientation target coordinates in the shot is revealed. The paper includes graphs of the error of determining orientation and position of the center of mass of the second satellite relative to the first one. The approach demonstrates acceptable accuracy in the range of up to 10 seconds for the problem under consideration. The accuracy decreases dramatically as the distance between the two nanosatellites increases.

*Nanosatellite, video navigation, genetic algorithm, image processing algorithm, model of motion, relative motion parameters.*

### References

1. PRISMA (Prototype Research Instruments and Space Mission technology Advancement). Available at: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/prisma-prototype>.
2. Karlsson T., Larsson R., Jakobsson B., Bodin P., Larsson B. Prisma irides: Performance at the end of the drift phase and planned rendezvous experiments. *GNC 2014: 9th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, 2014*.
3. Ivanov D.S., Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Yu. *Opreделение odnositel'nogo dvizheniya sputnikov pri ikh razdelenii po rezul'tatam obrabotki videoizobrazheniya* [Determination of separating satellites' relative motion based on the results of video image processing]. Moscow: Keldysh Institute of Applied Mathematics Russian Academy of Sciences Publ., 2012. 24 p.
4. Popov V.I. *Sistemy orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft orientation and stabilization systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 184 p.
5. Basarab M.A., Volosyuk V.K., Goryachkin O.V., Zelenskiy A.A. *Tsifrovaya obrabotka signalov i izobrazheniy v radiofizicheskikh prilozheniyakh* [Digital signal and image processing in radio physical applications]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2007. 544 p.
6. Storn R., Price K. Differential Evolution – A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces. *Journal of Global Optimization*. 1997. V. 11, Iss. 4. P. 341-359.

### **About the authors**

**Simakov Sergey Petrovich**, master student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [simba1393@gmail.com](mailto:simba1393@gmail.com). Area of Research: navigation and guidance in space.

**Ustyugov Efim Vladimirovich**, post-graduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [efim163@gmail.com](mailto:efim163@gmail.com). Area of Research: navigation and guidance in space.