

Оценка точности алгоритма видеонавигации

© С.П. Симаков, Е.В. Устюгов

СГАУ им. С.П. Королева, Самара, 443079, Россия

Рассмотрена оценка точности алгоритма видеонавигации на близких относительных расстояниях в космическом пространстве. Показана особенность алгоритма, заключающаяся в использовании интеллектуальных алгоритмов, обеспечивающих быстродействие, и динамических моделей, являющихся средством коррекции алгоритма. Представлены результаты оценки точности для двух численных экспериментов.

По результатам первого эксперимента, в ходе которого моделировалось отделение наноспутника от орбитальной ступени и с помощью алгоритма видеонавигации решалась обратная задача — определение относительной угловой скорости орбитальной ступени, — получена диаграмма распределения ошибок угловых скоростей. Результаты второго численного эксперимента, при котором моделировалось разделение двух наноспутников и на одном из них была установлена камера, фиксирующая реперы на поверхности другого наноспутника, свидетельствуют о хорошей работоспособности алгоритма при решении различных задач в области космической навигации.

Ключевые слова: наноспутник, видеонавигация, модель движения, ориентация, точность, орбитальная ступень.

Введение. Метод определения своего местоположения с помощью регистрирующей видеоаппаратуры давно известен и широко применяется на крупных космических аппаратах. В настоящее время этот метод используют в системах ориентации таких перспективных космических аппаратов, как наноспутники.

Важной характеристикой любой системы ориентации является ее точность, обеспечиваемая как используемой аппаратурой, так и алгоритмом навигации. Цель настоящей работы — оценить точность алгоритма навигации наноспутника с помощью видеоизображений. Для этого рассмотрим два численных эксперимента и дадим оценку точности алгоритма видеонавигации.

Алгоритм относительной видеонавигации. Для определения ориентации аппарата будем использовать метод, в котором сочетаются обработчик изображений [1], генетический алгоритм дифференциальной эволюции [2] и модель движения относительно центра масс.

Существует некоторая последовательность кадров, где запечатлен интересующий нас аппарат, на котором можно выделить особые точки, отмеченные цветовыми маркерами. На каждом кадре пиксельные координаты маркеров служат реальной информацией для действия алгоритма. С помощью известных зависимостей [3] по алгоритму вычисляются

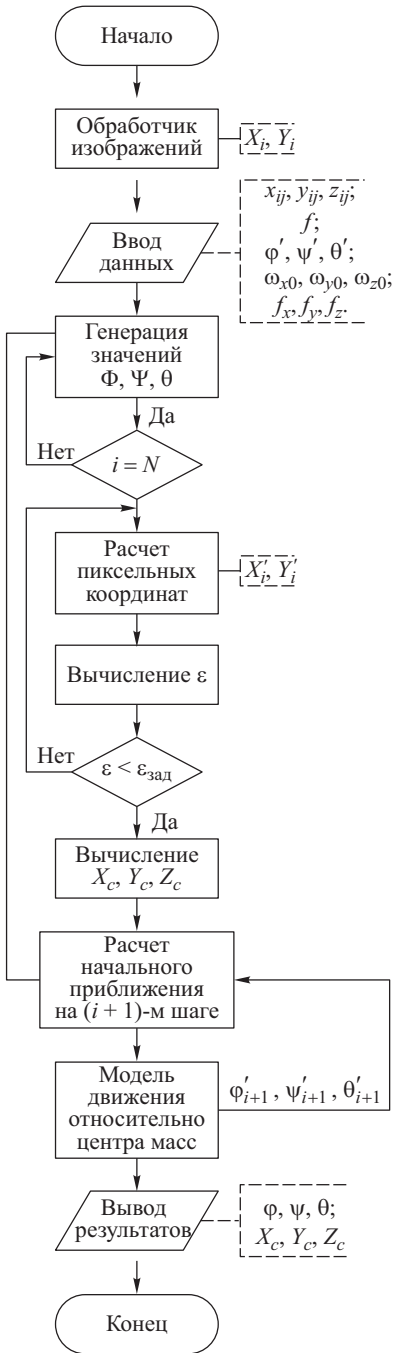


Рис. 1. Блок-схема алгоритма относительной видеонавигации

модельные значения пиксельных координат, которые сравниваются с реальными координатами.

Поиск новых значений прекращается по достижении заданной точности реальных и смоделированных значений. Найденные параметры ориентации выступают в качестве начальных условий для моделирования движения относительно центра масс. Полученные с помощью модели значения будут использоваться в качестве начального приближения для алгоритма на следующем шаге (рис. 1).

Численный эксперимент по определению угловых скоростей орбитальной ступени ракеты-носителя «Союз». При рассмотрении численного эксперимента по нахождению угловых скоростей орбитальной ступени ракеты-носителя «Союз» предполагалось, что орбитальная ступень в переходном отсеке несет контейнер с наноспутником, который после отделения основной полезной нагрузки, но до срабатывания сопла увода ступени также отделяется от ступени. Наноспутник отделяется по продольной оси орбитальной ступени, при этом собственные угловые скорости наноспутника, сообщаемые при отделении от ступени, не учитывались. В работе [4] показано, что орбитальная ступень после отделения основной полезной нагрузки совершает регулярную прецессию (рис. 2).

Параметры, изображенные на рис. 2, можно найти по следующим выражениям:

$$\omega_{n0} = \sqrt{\omega_{y0}^2 + \omega_{z0}^2}; \tag{1}$$

$$K_{n0} = I_n \omega_{n0}, \quad K_{x0} = I_x \omega_{x0}, \quad K_0 = \sqrt{K_{x0}^2 + K_{n0}^2};$$

$$\alpha_k = \arcsin \left(\frac{K_{n0}}{K_0} \right); \quad (1)$$

$$\dot{\psi} = \frac{I_x \omega_{x0}}{I_n \cos \alpha_k}, \quad \psi = \dot{\psi} t.$$

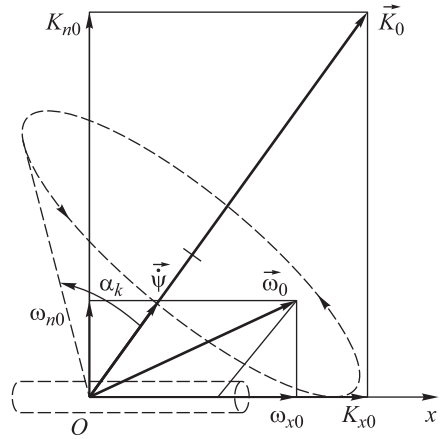


Рис. 2. Регулярная прецессия орбитальной ступени

Здесь ω_{n0} — поперечная угловая скорость, град/с; ω_{x0} , ω_{y0} , ω_{z0} — проекции угловой скорости, град/с; K_{n0} и K_{x0} — поперечная и продольная проекции вектора кинетического момента орбитальной ступени, $\text{кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$; K_0 — вектор кинетического момента орбитальной ступени, $\text{кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$; I_n и I_x — поперечный и продольный моменты инерции орбитальной ступени, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$; α_k — угол полураскрытия конуса прецессии, град; $\dot{\psi}$ — угловая скорость прецессии, град/с; ψ — угол прецессии, град; t — время, с.

При этом наноспутник отдаляется от орбитальной ступени. Зависимость координат его центра масс от времени можно найти по формулам

$$\begin{aligned} \ddot{x} + 2\omega\dot{y} &= 0; \\ \ddot{y} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 y &= 0; \\ \ddot{z} + \omega^2 z &= 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} — ускорения наноспутника, $\text{м}/\text{с}^2$; \dot{x} , \dot{y} — скорости наноспутника, $\text{м}/\text{с}$; y , z — координаты наноспутника, м ; ω — орбитальная угловая скорость, град/с.

Угловая скорость в данной задаче может быть найдена по последовательности нескольких кадров.

Начальными условиями для моделирования являются:

- 1) высота полета $H = 380$ км, орбита — круговая;
- 2) моменты инерции орбитальной ступени $I_n = 14\,406 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $I_x = 2\,548 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$;
- 3) моменты инерции наноспутника $I_n = 0,0146 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; $I_x = 0,00405 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$;
- 4) составляющие вектора угловой скорости орбитальной ступени при моделировании $\omega_{x0} = -2,5$ град/с, $\omega_{y0} = 1$ град/с, $\omega_{z0} = 1$ град/с.

В рамках моделирования было проведено 500 численных экспериментов (рис. 3).

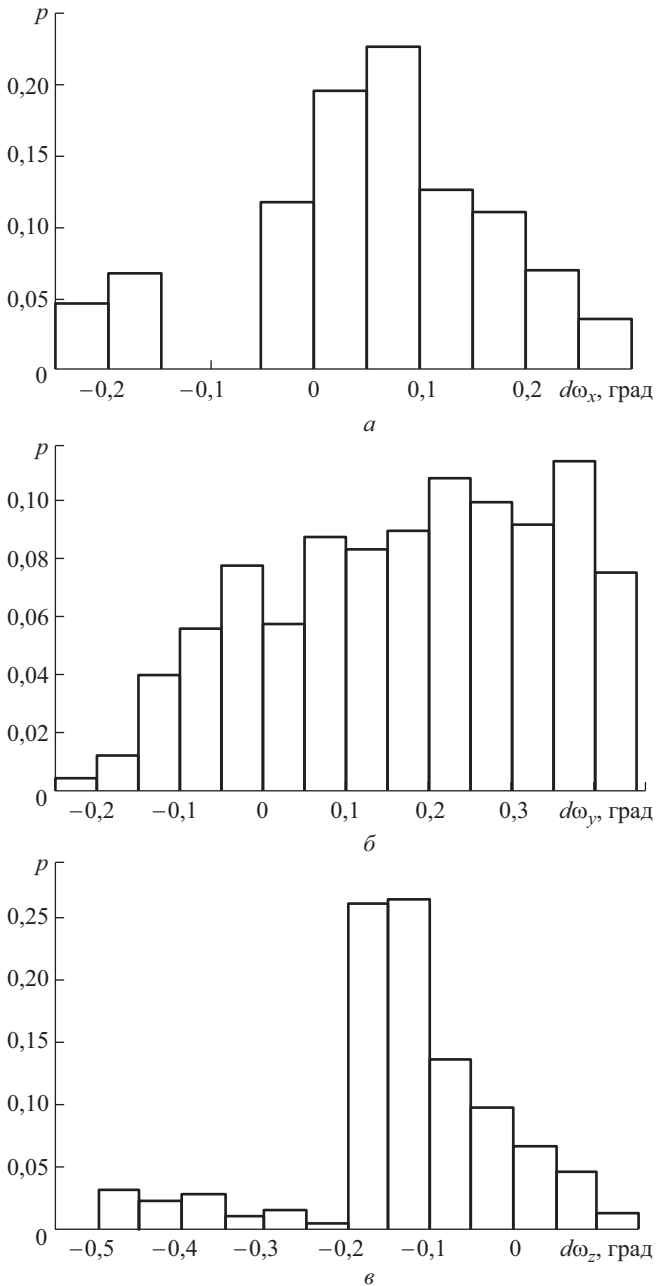


Рис. 3. Вероятность проявления ошибки по составляющим вектора угловой скорости ω_x (а); ω_y (б); ω_z (в)

Математическое ожидание, дисперсию и среднее квадратичное отклонение можно определить по формулам

$$M = \frac{\sum d\omega_i}{n}; D = \frac{\sum d\omega_i^2}{n(n-1)}; \sigma = \sqrt{\frac{\sum d\omega_i^2}{n(n-1)}} \quad (3)$$

где n — число экспериментов; M — математическое ожидание, град/с; D — дисперсия, град²/с²; σ — среднее квадратичное отклонение, град/с; $d\omega_i$ — ошибка угловой скорости, град/с.

Моментные характеристики составляющих вектора угловой скорости представлены в табл. 1.

Таблица 1

Значения моментных характеристик

| Составляющие вектора угловой скорости | M , град/с | D , град ² /с ² | σ , град/с |
|---------------------------------------|--------------|---|-------------------|
| ω_x | 0,10 | $3,5 \cdot 10^{-5}$ | 0,012 |
| ω_y | 0,20 | $1,17 \cdot 10^{-4}$ | 0,010 |
| ω_z | 0,14 | $6,3 \cdot 10^{-5}$ | 0,021 |

Приведенные значения показывают хорошую точность алгоритма при решении навигационной задачи.

Численный эксперимент по разделению двух наноспутников.

Рассмотрим еще одну задачу об определении кинематических параметров в космическом пространстве. Имеем два наноспутника стандарта CubeSat 3U [5]. На одном наноспутнике установлена видеокамера, на поверхности второго имеется набор цветных реперов. В определенный момент наноспутники разделяются. Камера первого наноспутника фиксирует положение реперов в каждом кадре получившегося видеоизображения (рис. 4). По известным проекциям реперов на плоскости матрицы с помощью алгоритма видеонавигации становится возможным восстановить относительную ориентацию второго наноспутника в каждом кадре видеоизображения. Для определения относительного положения были получены аналитические соотношения, связывающие координаты реперов на плоскости матрицы с координатами центра масс наблюдаемого наноспутника.

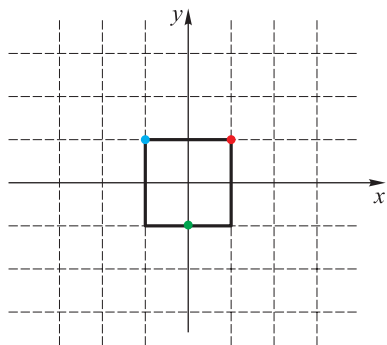


Рис. 4. Положение реперов в кадре

Примем первый наноспутник в качестве пассивного и относительно него

будем измерять движение второго наноспутника — активного. В качестве модели, определяющей угловое движение наноспутника, используем модель движения относительно центра масс [6].

Начальными условиями моделирования являются:

- 1) высота полета $H = 380$ км, орбита — круговая;
- 2) моменты инерции наноспутников $I_n = 0,0146$ кг·м²; $I_x = 0,00405$ кг·м²;
- 3) угловые скорости разделения $\omega_n = 4$ град/с, $\omega_x = 0$ град/с.

Обратную задачу решали для интервала 0...10 с после отделения. На более длинном интервале времени точность алгоритма падает вследствие увеличения расстояния между наноспутниками (рис. 5).

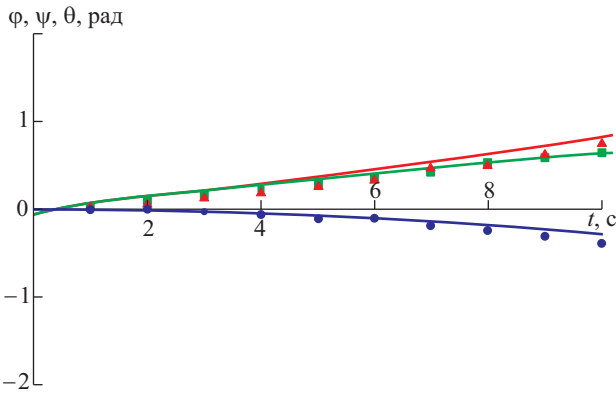


Рис. 5. К решению задачи ориентации:
сплошная линия — модельные параметры; —●— φ; —▲— ψ;
—■— θ (восстановленные параметры)

Оценим точность этого решения. Ошибки по углам ориентации представлены на рис. 6, откуда можно сделать вывод, что точность решения уменьшается при отдалении камеры от рассматриваемого объекта. Максимальная и средняя ошибки представлены в табл. 2.

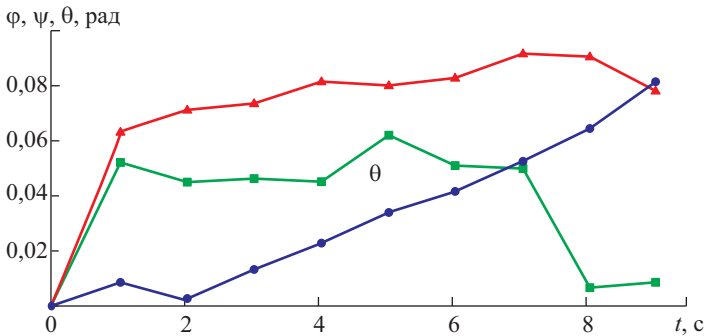


Рис. 6. Ошибки решения задачи:
—●— φ; —▲— ψ; —■— θ

Ошибки моделирования

| Углы ориентации | dE_{\max} , рад | dE , рад |
|-----------------|-------------------|------------|
| φ | 0,08 | 0,035 |
| ψ | 0,09 | 0,080 |
| θ | 0,06 | 0,040 |

Приведенные в таблице значения показывают хорошую точность алгоритма для рассматриваемого интервала времени.

Заключение. В ходе исследования точности разработанного алгоритма видеонавигации было установлено, что алгоритм имеет хорошую точность и достаточное быстродействие при небольших расстояниях и коротких интервалах времени, что делает его удобным способом получения информации о параметрах движения объектов в космическом пространстве.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Детекция кожи в Wolfram Language.
URL: <http://habrahabr.ru/company/wolfram/blog/261413> (дата обращения 19.09.2015).
- [2] Storn R., Price K. Differential Evolution — A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces. *Journal of Global Optimization*, vol. 11, pp. 341–359.
- [3] Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеоизображения. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2012, № 57, 24 с.
- [4] Белоконов И.В., Тимбай И.А., Крамлих А.В. Проблемы обеспечения оперативного мониторинга полета наноспутника при попутном запуске с орбитальной ступени РН «Союз». *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2012, № 6, с. 102–107.
- [5] *CubeSat Design Specification*.
URL: http://cubesat.calpoly.edu/images/developers/cds_rev13_final.pdf (дата обращения 20.09.2015).
- [6] Попов В.И. *Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1986, 184 с.

Статья поступила в редакцию 05.05.2016.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Симаков С.П., Устюгов Е.В. Оценка точности алгоритма видеонавигации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 7.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-07-1515>

Симаков Сергей Петрович — магистрант межвузовской кафедры космических исследований СГАУ им. С.П. Королева. e-mail: simba1393@gmail.com

Устюгов Ефим Владимирович — аспирант, ассистент кафедры «Космические исследования» СГАУ им. С.П. Королева. Автор более 10 научных работ в области видеонавигации и проектирования наноспутников. e-mail: efim163@gmail.com

Evaluation of the videonavigation algorithm accuracy

© S.P. Simakov, E.V. Ustugov

S.P. Korolev Samara State Aerospace University, Samara, 443079, Russia

The article considers the evaluation of videonavigation algorithm accuracy on close relative distances in space. The algorithm characteristic is the use of intelligent algorithms providing the operation speed and dynamic models, which are the means of algorithm correction. The results of accuracy estimation for the two numerical experiments are presented. According to the results of the first experiment where nano-satellite separation from the orbiter was simulated and the inverse problem was solved using videonavigation algorithm, i.e. determination of the relative angular velocity of the orbiter, angular velocity error distribution diagram was obtained. The results of the second numerical experiment in which the separation of the two nano-satellites was simulated and the camera was installed on one of them fixing reference marks on top of another nano-satellite, show good working efficiency of the algorithm in solving various problems in the field of satellite navigation.

Keywords: nano-satellite, videonavigation, motion model, orientation, accuracy, orbiter.

REFERENCES

- [1] *Detektsiya kozhi v Wolfram Language* [Skin detection in Wolfram Language]. Available at: <http://habrahabr.ru/company/wolfram/blog/261413> (accessed September 19, 2015).
- [2] Storn R., Price K. *Journal of Global Optimization*, vol. 11, pp. 341–359.
- [3] Ivanov D.S., Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Yu. *Opređenje otноситelnogo dvizheniya sputnikov pri ikh razdelenii po rezultatam obrabotki videoizobrazheniya* [Determining the relative motion of satellites in their separation according to the results of processing videoimages]. *Preprints, M.V. Keldysh Institute of Applied Mathematics of the RAS*, 2012, no. 57, 24 p.
- [4] Belokonov I.V., Timbay I.A., Kramlikh A.V. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy Akademii Nauk — Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2012, no. 6, pp. 102–107.
- [5] *CubeSat Design Specification*. Available at: http://cubesat.calpoly.edu/images/developers/cds_rev13_final.pdf (accessed September 20, 2015).
- [6] Popov V.I. *Sistemy orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft orientation and stabilization systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 184 p.

Simakov S.P., M. Sc. Student, Inter-University Department of Space Research, S.P. Korolev Samara State Aerospace University. e-mail: simba1393@gmail.com

Ustugov E.V., Post graduate (Ph.D.) student, Assistant Lecturer, Department of Space Research, S.P. Korolev Samara State Aerospace University, author of over 10 research papers in the field of videonavigation and nano-satellites. e-mail: efim163@gmail.com