

УДК 629.783

DOI: 10.47813/rosnio.2022.3.104-112 EDN: [OSEYXT](#)



## Система навигации космических аппаратов по телам Солнечной системы

**Р.Ф. Исмагилов<sup>1,\*</sup>, А.Г. Харламов<sup>1</sup>, С.А. Разживайкин<sup>1</sup>,  
М.Р. Разинькова<sup>1</sup>, А.О. Жуков<sup>1,2</sup>, А.А. Рогонова<sup>1</sup>, С.С. Херувимова<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>ФГБНУ «Аналитический центр», ул. Талалихина, 33/4, г. Москва, 109316, Россия

<sup>2</sup>ФГБУН «Институт астрономии Российской академии наук», ул. Пятницкая, 48, г. Москва, 119017, Россия

\*E-mail: ledohod@icloud.com

**Аннотация.** Представлена возможность использования для навигации космических аппаратов тела Солнечной системы с учетом погрешности навигации, а также рассмотрено математическое описание навигации по одному, по двум и более небесным телам.

**Ключевые слова:** космический аппарат, навигация, небесное тело, погрешность координат

## Spacecraft navigation system for bodies of the Solar system

**R.F. Ismagilov<sup>1,\*</sup>, A.G. Kharlamov<sup>1</sup>, S.A. Razzhivaykin<sup>1</sup>, M.R. Razinkova<sup>1</sup>,  
A.O. Zhukov<sup>1,2</sup>, A.A. Rogonova<sup>1</sup>, S.S. Kheruvimova<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>"Analytical Center", Talalikhina Str., 33, Building 4, Moscow, 109316, Russia

<sup>2</sup>Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, 48, Pyatnitskaya Str., Moscow, 119017, Russia

\*E-mail: ledohod@icloud.com

**Abstract.** The possibility of using a solar system body for spacecraft navigation, taking into account the error of navigation, is presented, and a mathematical description of navigation by one, two or more celestial bodies is considered.

**Keywords:** spacecraft, navigation, celestial body, coordinate error

## 1. Введение

Особенностью тел Солнечной системы, которая отличает их близкое расположение к Солнцу (и, соответственно, к Земле). Расстояние от Солнца до объектов Солнечной системы, которые можно использовать для решения задач навигации, не превышает примерно 100 а.е.

Для навигации по телам Солнечной системы подходят только объекты с хорошо известным движением, т.е. с точными эфемеридами. Для этих тел умеем определять их положение в инерциальной системе координат, в центре которой находится Земля, Солнце или барицентр Солнечной системы. На любой заданный момент времени  $t$  можем вычислить три координаты такого тела  $x(t)$ ,  $y(t)$  и  $z(t)$  или радиус-вектор  $\vec{\epsilon}(t)$ . Эфемериды тел Солнечной системы известны нам априори из ранее сделанных наблюдений.

## 2. Основная часть

С борта космического аппарата (КА), положение которого необходимо определить, проводим позиционные наблюдения объекта Солнечной системы с известными эфемеридами, в результате чего определяем его положение на фоне звезд, т.е. определяем единичный вектор  $\vec{u}$  направления на видимое положение объекта с места расположения КА.

В этом случае возможные места нахождения КА в пространстве находятся на луче, задаваемом следующим уравнением

$$\vec{r}(t) = \vec{\epsilon}(t) - \ell \cdot \vec{u} \quad (1)$$

где  $\ell$  – неизвестное расстояние от тела Солнечной системы, используемого в качестве ориентира, до КА.

Отметим, что формула (1) не включает в себя каких-либо ошибок.

Погрешность определения положения КА в пространстве по формуле (1) имеют два источника: во-первых, могут быть неточны эфемериды объекта-ориентира  $\vec{\epsilon}(t)$ ; во-вторых, видимое с борта КА положение объекта-ориентира  $\vec{u}$  измеряется с конечной точностью.

Погрешность эфемериды  $\Delta x_1$  полностью переносится на положение КА, т.е. если мы знаем положение ориентира в момент наблюдения с погрешностью 100 км, то и погрешность положения КА не сможет быть меньше 100 км. Ошибка  $\Delta x_1$  не зависит от расстояния между КА и ориентиром.

Ошибка определения видимого направления на ориентир  $\Delta\varphi$  дает вклад в ошибку положения КА равный  $\Delta x_2 = \ell \cdot \Delta\varphi$ ,  $0 < \ell < \infty$ . Эта ошибка линейно растет с увеличением расстояния между ориентиром и КА. Характерное значение этой погрешности хорошо видно из следующей формулы

$$\Delta x_2 = (730 \text{ км}) \left( \frac{d\varphi}{1 \text{ угл. с}} \right) \left( \frac{\ell}{1 \text{ а.е.}} \right) \quad (2)$$

Полная погрешность положения КА будет равна  $\Delta x = \sqrt{\Delta x_1^2 + \Delta x_2^2}$ .

Заметим, что погрешности положения КА в рассмотренной ситуации имеют место только в направлениях перпендикулярных вектору  $\vec{u}$ , поскольку вдоль направления этого вектора положение КА не определено.

Зная только эфемериду одного объекта ориентира  $\vec{\varepsilon}(t)$  и его видимое положение на небе  $\vec{u}$ , мы не можем определить положение КА в пространстве, поскольку расстояние  $\ell$  между КА и ориентиром неизвестно.

Для его определения нужны дополнительные сведения, например, априори известный линейный размер (диаметр) объекта-ориентира –  $d$  и измеренный с борта КА видимый угловой размер –  $\theta$  этого объекта. В этом случае расстояние между КА и объектом оценивается по формуле

$$\ell = \frac{d}{\theta} \quad (3)$$

Обе величины, используемые для определения  $\ell$ , содержат погрешности:  $d \pm \Delta d$  и  $\theta \pm \Delta\theta$ . Из-за этого расстояние  $\ell$  тоже определяет с погрешностью

$$\Delta\ell = \ell \sqrt{\left( \frac{\Delta d}{d} \right)^2 + \left( \frac{\Delta\theta}{\theta} \right)^2} \quad (4)$$

Видимые угловые ориентиров определяются с большими погрешностями, чем направление на их центр, т.е.  $\Delta\varphi \ll \Delta\theta$ . Отсюда вытекает, что  $\Delta x \ll \Delta\ell$ . Имеет место ситуация с неравноточными погрешностями.

Если наблюдаем для объекта-ориентира с известными эфемеридами  $\vec{\varepsilon}_1(t)$  и  $\vec{\varepsilon}_2(t)$ , и для каждого из них определяем видимые положения на небе, соответственно,  $\vec{u}_1$  и  $\vec{u}_2$ , то по формуле (1) находим уравнения для двух лучей

$$\begin{aligned} \vec{r}_1(t) &= \vec{\varepsilon}_1(t) - \ell_1 \cdot \vec{u}_1 \\ \vec{r}_2(t) &= \vec{\varepsilon}_2(t) - \ell_2 \cdot \vec{u}_2 \end{aligned} \quad (5)$$

В идеальном случае эти лучи должны пересекаться, а КА должен находиться в точке их пересечения. Из-за погрешностей эфемерид и измерений видимых положений лучи пересекаться не будут, КА будет находиться вблизи места максимального сближения лучей. Знание собственных размеров ориентиров и измерение из видимых диаметров в этом методе не требуются.

Аналогичную процедуру можно проделать по 3 или более объектам-ориентирам. В этом случае расстояния максимального сближения лучей можно усреднить, что повысит точность определения положения КА.

Похожий метод автономной навигации, известный под названием AutoNav, был испытан в космической миссии Deep Space 1 [1, 2].

Заметим, что если угловое расстояние между двумя объектами ориентирами близко к  $90^\circ$ , то в отличие от случая, навигации по двум и более небесным телам, погрешности определения будут примерно одинаковыми во всех направлениях.

Навигация в пределах системы Земля-Луна становится актуальной задачей в связи с началом выполнения космических программ освоения Луны, объявленных США, Китаем и Российской Федерацией [3-10].

Для навигации в системе Земля-Луна могут систематически использоваться следующие три небесных тела: Земля, Луна и Солнце. Эти объекты практически всегда видны из любой точки системы Земля-Луна, исключения составляют только небольшие области пространства, в котором одно из этих тел закрывает или перекрывает другое.

Использование в качестве ориентиров других космических тел в системе Земля-Луны возможно только эпизодически и не отличается от ситуации навигации в Солнечной системе.

Пространственные положения Земли, Луны и Солнца известны с очень высокой точностью: положение Луны относительно Земли сегодня известно с точностью лучше 1 см, а положение Земли относительно Солнца – с точностью лучше 1 м. Поскольку для проведения навигационных расчетов обычно используются инерциальные системы координат, в центрах которых находится Солнце или Земля, знания относительных положений этих небесных тел оказывается достаточно для высокоточного вычисления их эфемерид [11-14].

Таким образом, погрешность эфемериды  $\Delta x_1$ , будет равна:

- для Земли и Луны –  $\Delta x_1 \approx 1 \text{ см};$

- для Солнца –  $\Delta x_1 \approx 1$  м.

Определение видимого положения этих объектов представляет достаточно сложную задачу. Угловые размеры Земли в системе Земля-Луна достаточно велики: на низких околоземных орбитах (НОО) они превышают  $110^\circ$ , на геостационарной орбите около  $20^\circ$ , с поверхности Луны – около  $6^\circ$ . Доля освещенной Солнцем поверхности меняется от 0 до 100%. Атмосфера Земли и облачный покров существенным образом меняют вид планеты. Современные датчики определения направления на Землю (на центр Земли) имеют погрешности –  $\Delta\varphi$  порядка нескольких минут дуги.

Луна также является протяженным объектом. Фаза освещения Луны меняется в пределах от 0 до 100%. Из-за отсутствия атмосферы очень велик контраст освещенной поверхности как в видимом, так и в инфракрасном диапазоне. На поверхности Луны присутствуют довольно высокие горы (несколько километров), что делает видимый край диска Луны неровным и снижает точность определения направления на Луну по ее краю. Современная точность определения направления на центр Луны  $\Delta\varphi$  также составляет минуты дуги.

Есть перспективные разработки датчиков направления на центр Земли и Луны, имеющих погрешность  $\Delta\varphi \approx 1''$ .

Солнце из системы Земля-Луны имеет вид светящегося диска с угловым размером около  $0,5^\circ$ . Направление на центр Солнца сегодня определяется с точностью порядка угловой секунды с помощью оптоэлектронных приборов с узким полем зрения.

В таблице 1 приведены значения погрешности  $\Delta x_2$ , для Земли, Луны и Солнца.

**Таблица 1.** Погрешность  $\Delta x_2$ , связанная с определением видимого положения.

Объект	Расстояния от КА до центра небесного тела, км	Погрешность видимого положения $\Delta\varphi$ для Земли/Луны и Солнца, угл. с	Погрешность положения КА $\Delta x_2$ для Земли/Луны и Солнца, км
Земля, НОО	8000	60/1	2,3/0,04
Земля, из окрестностей Луны	400 000	60/1	120/1,9
Луна, низкие орбиты	3000	60/1	0,88/0,015
Луна из окрестностей Земли	400 000	60/1	120/1,9
Солнце	150 000 000	1	730

Как видно из таблицы 1,  $\Delta x_1 \ll \Delta x_2$ , соответственно, погрешностью эфемериды можно полностью пренебречь.

Если с борта КА одновременно видны Земля и Луны (такая ситуация реализуется почти в любом месте системы Земля-Луна), то определив видимые положения Земли и Луны на небе КА может найти мгновенное положение КА в пространстве. Из таблицы 1 видно, что при использовании датчиков направлений на центры Земли и Луны с секундными точностями положение КА будет определяться с километровой погрешностью. Возникает потребность в датчиках направлений на центры Земли и Луны с соответствующими характеристиками.

Вероятно, имеет смысл разделить эти датчики Луны на две группы:

- для лунных высокоорбитальных КА и при перелётах к Луне;
- для КА на низких лунных орбитах.

В первом случае наблюдениям доступно практически все обращенное к КА полушарие Луны, на ее поверхности видны только достаточно крупные детали рельефа (в зависимости от разрешения прибора). При этом освещена только часть поверхности Луны, в зависимости от фазы.

Во втором случае видна небольшая часть поверхности Луны, зато хорошо видны детали рельефа и тени от них.

В обоих случаях для осуществления высокоточной навигации необходима карта высот и альbedo поверхности Луны, которая позволит рассчитать форму и положение теней на поверхности, а также распределения яркости на освещенной поверхности.

Для лунных миссий желателен также новый тип датчика направления на центр Земли, который работает в условиях наблюдения. Земли «издали». На его функционировании не должно сказываться изменение облачного покрова Земли.

### 3. Выводы

За пределами системы Земля-Луна в качестве навигационных объектов могут использоваться:

- Солнце (как и в системе Земля-Луна);
- планеты;
- спутники планет;
- астероиды.

Погрешности эфемерид  $\Delta x_1$  планет и спутников имеют следующие величины:

- Венера, Земля, Марс – метры;
- Меркурий – лучше 100 км;
- Юпитер – 150 км;
- Сатурн – 300 км;
- Уран, Нептун, Плутон – более 1000 км;
- спутники Юпитера (галилеевы) – 230 км;
- спутники Сатурна (Мимас, Энцелад, Тетис, Диона и Рея) – 240 км.
- астероиды – 300 / 150 км.

Средняя погрешность эфемерид астероидов составляет  $\Delta x_1 \approx 300$  км, но среди них можно выделить небольшую часть (менее 10%) для которых погрешность эфемерид меньше  $\Delta x_1 \approx 150$  км.

### Благодарности

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России по теме «Разработка новых методов автономной навигации космических аппаратов в космическом пространстве» 121102600068-5.

### Список литературы

1. Riedel, B. Effect of hypoxia and anoxia on invertebrate behaviour: ecological perspectives from species to community level / B. Riedel, T. Pados, K. Pretterebner, L. Schiemer, A. Steckbauer, A. Haselmair, M. Zuschin, M. Stachowitsch // *Biogeosciences*. – 2014. – № 11. – P. 1491-1518.
2. Жуков, А. О. Перспективы повышения измерительной информации для определения параметров орбиты космических аппаратов / А. О. Жуков, И. Н. Карцан // В сборнике: Решетневские чтения. Материалы XXIII Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева. В 2-х частях. Под редакцией Ю.Ю. Логинова. – 2019. – С. 300-302.
3. Кузнецов, В. И. Астрономическая система автономной навигации и ориентации искусственных спутников луны / В. И. Кузнецов, Т. В. Данилова, Д. М. Косулин, М. А. Архипова // *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*. – 2018. – № 61(10). – С. 844-854.

4. Власов, П. Н. Российская система подготовки космонавтов: прошлое, современность и перспективы развития / П. Н. Власов, М. М. Харламов, А. А. Курицын, И. Г. Сохин, Б. И. Крючков // Идеи и новации. – 2018. – № 6(3). – С. 82-86.
5. Жукова, Е. С. Область применения космической навигации / Е. С. Жукова, С. В. Литошик, В. И. Колесник, И. Н. Карцан // Решетневские чтения. – 2010. – № 1. – С. 146-148.
6. Микрин, Е. А. Научно-технические проблемы реализации проекта "пилотируемые космические системы и комплексы" / Е. А. Микрин // Космическая техника и технологии. – 2019. – № 3(26). – С. 5-19.
7. Деречин, А. Г. Международное сотрудничество в сфере пилотируемых полетов / А. Г. Деречин, Л. Н. Жарова, В. В. Синявский, В. Л. Солнцев, И. В. Сорокин // Космическая техника и технологии. – 2017. – № 2(17). – С. 5-28.
8. Карцан, И. Н. Эффективность радионавигационных систем / И. Н. Карцан, К. Г. Охоткин, Р. В. Карцан, Д. Н. Пахоруков // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. – 2013. – № 3(49). – С. 48-50.
9. Ковалев, И. В. Обзор III Международной конференции MIST: Aerospace-III-2020: Передовые технологии в аэрокосмической отрасли, машиностроении и автоматизации / И. В. Ковалев, Н. А. Тестоедов, А. А. Ворошилова // Современные инновации, системы и технологии – 2021. – № 1(1). – С. 1-9. <https://doi.org/10.47813/2782-2818-2021-1-1-1-9>.
10. Карцан, И. Н. Построение наземных пунктов управления космическими аппаратами с использованием оптимизационно-имитационной модели / И. Н. Карцан // Современные инновации, системы и технологии. – 2021. – № 1(2). – С. 64-71. <https://doi.org/10.47813/2782-2818-2021-1-2-64-71>.
11. Карцан, И. Н. Баллистическое и временное обеспечение космических аппаратов на различных орбитах / И. Н. Карцан, Е. С. Жукова, Р. В. Карцан // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. – 2012. – № 2-2(26). – С. 19-24.
12. Микрин, Е. Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем / Е. Микрин, М. Михайлов. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. – 344 с.



13. Fateev, Y. L. Phase methods for measuring the spatial orientation of objects using satellite navigation equipment / Y. L. Fateev, D. D. Dmitriev, V. N. Tyapkin, I. N. Kartsan, A. E. Goncharov // В сборнике: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. International Scientific and Research Conference on Topical Issues in Aeronautics and Astronautics (Dedicated to the 55th Anniversary from the Foundation of SibSAU). – 2015. – С. 012022.
14. Kartsan, I. N. Applying filtering for determining the angular orientation of spinning objects during interference / I. N. Kartsan, A. E. Goncharov, P. V. Zelenkov, I. V. Kovalev, Y. L. Fateev, V. N., Tyapkin, D. D. Dmitriev // В сборнике: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2016. – С. 012020.