

## Принципы космической навигации по пульсарам

© А. Е. Родин, В. В. Орешко, В. А. Потапов

ПРАО АКЦ ФИАН, г. Пушчино, Россия

### Реферат

Имеющиеся методы, основанные на измерении дальности по задержке распространения сигнала от КА до наземного пункта и измерении угловых координат КА методом радиоинтерферометрии, имеют существенный недостаток, связанный с ухудшением точности радиальной координаты из-за ослабления ответного сигнала как  $1/r^4$ , где  $r$  – расстояние от КА до земной антенны, и точности трансверсальных координат как  $1/r$ .

Природой созданы источники высокостабильного периодического излучения – пульсары, использование излучения которых не имеет вышеописанных недостатков. В настоящее время точность регистрации пульсарных импульсов на крупнейших радиотелескопах производится с субмикросекундной точностью. Очевидно, что такая точность вряд ли может быть реализована с антенной, установленной на КА. Тем не менее даже микросекундная погрешность измерений является вполне достаточной для далеких межпланетных перелетов, так как позволяет попасть в наперед заданную точку планеты или её спутника. Цель и задача данной работы – определить требования к бортовым средствам КА для наблюдения пульсаров в радиодиапазоне, определить перечень пульсаров, пригодных для выполнения бортовых навигационных измерений, а также изложить математический метод вычисления координат КА по фазовым дальностям и псевдодальностям относительно барицентра Солнечной системы.

В статье рассмотрено несколько возможных типов антенн: многоэлементная фазированная антенная решетка, сферическое зеркало и раскрывающееся параболическое зеркало с одиночным двухполяризационным облучателем. Методом макетных и натурных испытаний показаны преимущества последнего варианта.

На основе наблюдательных характеристик пульсаров в радиодиапазоне составлен список реперных пульсаров и приведены их параметры. Изложен алгоритм определения положения КА и поправок к бортовой шкале в барицентрической системе отсчета. Методом численного моделирования для эллиптической гомановской перелетной орбиты к Марсу показано, что точность определения координат КА составляет 3 км. Погрешность определения поправки к бортовой шкале времени имеет величину порядка нескольких микросекунд.

Выводы: навигация КА по пульсарам имеет преимущество в дальнем космосе, в околоземном или окололунном пространстве целесообразно использовать другие радиотехнические методы, имеющие заведомо более высокую координатную точность.

**Ключевые слова:** пульсарная шкала времени, тайминг пульсаров, космическая навигация.

*Контакты для связи:* Родин Александр Евгеньевич ([a.e.rodin@mail.ru](mailto:a.e.rodin@mail.ru)).

*Статья поступила в редакцию 09.12.2020, принята к публикации 19.03.2020, опубликована 12.05.2020.*

**Для цитирования:** Родин А. Е., Орешко В. В., Потапов В. А. Принципы космической навигации по пульсарам // Труды ИПА РАН. 2020. Вып. 52. С. 46–50.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.52.46-50>

## Principles of Space Navigation Using Pulsars

A. E. Rodin, V. V. Oreshko, V. A. Potapov

Pushchino Radio Astronomy Observatory, Astro Space Center Lebedev Physical Institute  
of Russian Academy of Sciences, Pushchino, Russia

### Abstract

The available methods based on measuring the range of the signal propagation delay from the spacecraft to the ground base station and measuring the angular coordinates of the spacecraft by radio interferometry have a significant drawback associated with the deterioration of the accuracy of the radial coordinate due to the weakening of the response signal as  $1/r^4$ , where  $r$  is the distance from the spacecraft to the earth's antenna, and the accuracy of the transversal coordinates as  $1/r$ .

Nature has created sources of highly stable periodic signals – pulsars, the use of which does not have the disadvantages described above. Currently, the accuracy of recording pulsar pulses with the largest radio telescopes is made with submicrosecond accuracy. It is obvious that such accuracy can hardly be realized with an antenna installed on the spacecraft. However, even a microsecond measurement error is quite sufficient for distant interplanetary missions, because it allows to get to a pre-set point of the planet or its moons. The purpose and objective of the present paper is to determine the requirements for onboard spacecraft facilities to observe pulsars in the radio range, to determine the list of pulsars suitable for performing onboard navigation measurements, and to present a mathematical method for calculating the coordinates of the spacecraft by phase ranges and pseudo-distances relative to the barycenter of the Solar system.

The paper considers several possible types of antennas: a multi-element phased array, a spherical mirror, and a deployable parabolic mirror with a single bipolarization irradiator. The advantages of the latter are shown by the method of mock-up and full-scale tests.

Based on the observational characteristics of pulsars in the radio range, a list of reference pulsars is compiled and their parameters are given. The algorithm for determining the position of the spacecraft and corrections to the onboard scale in the barycentric reference system is described. The numerical simulation method for the elliptical Hofmann flight orbit to Mars shows that the accuracy of determining the coordinates of the spacecraft is 3 km. The error in determining the correction to the onboard time scale is of a few microseconds order.

Conclusions: navigation of spacecraft by pulsars has an advantage in deep space, in the near-earth or the near-moon space it is advisable to use other radio engineering methods that have a higher coordinate accuracy.

**Keywords:** pulsar timing, pulsar time scale, space navigation.

*Contacts: Alexander Rodin (a.e.rodin@mail.ru).*

*Received December 09, 2019, accepted March 19, 2019, published May 12, 2020.*

**For citation:** Rodin A. E., Oreshko V. V., Potapov V. A. Principles of space navigation using pulsars // Transactions of IAA RAS. 2020. Vol. 52. P. 46–50.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.52.46-50>

## Введение

Альтернативные методы навигации в дальнем космосе необходимы для дополнения существующих и разработки будущих навигационных систем. Один из таких предлагаемых способов – навигация с использованием в качестве опорных объектов нейтронных звезд – пульсаров. Обнаруженные более пятидесяти лет назад эти небесные объекты обладают уникальным свойством – импульсным излучением с высокой стабильностью периода следования импульсов, поэтому они могут стать основой для установления новой системы навигации во всей Солнечной системе и за ее пределами. Концепция использования пульсаров в качестве навигационных средств основывается на измерении времен прихода импульсов и сравнении с прогнозируемым временем прибытия в данное место и в данную эпоху [1]. Важные элементы при обработке этих измерений – редукция наблюдаемого времени прибытия импульса пульсара в барицентр солнечной системы и коррекция времени прибытия импульса. Параметрами этой коррекции являются эфемериды пульсара совместно с положением и скоростью наблюдателя относительно барицентра солнечной системы.

## Приёмная антенна для наблюдений пульсаров на борту КА

В качестве бортовых было рассмотрено несколько видов антенн [2], общее требование к которым – максимальная площадь поверхности при минимальном весе и минимальных габаритах в сложенном состоянии.

1. Первый вариант антенны – многоэлементная фазированная антенная решетка (ФАР), элементы которой размещены в узлах эквидистантной гексагональной или прямоугольной решетки, состоящей из набора двухполяризационных слабо направленных антенных элементов и представляющей собой разворачиваемую в космосе космическую плоскую платформу площадью  $\sim 80 \text{ м}^2$ .

2. Следующий вариант антенной системы может быть реализован на базе разворачиваемой в космосе вырезки из родительского сферического зеркала диаметром 18–20 м ферменной конструкции с фиксированным числом индивидуальных двухполяризационных слабо направленных антенных элементов вибраторного или спирального типов. Каждому антенному элементу отвечает свой луч, ориентированный в определенном пространственном направлении в упомянутом угловом конусе обзора с эффективностью  $\sim 30 \text{ дБ}$  и шириной диаграммы направленности (ДН)  $\sim 6\text{--}7^\circ$ .

3. Третий вариант – раскрывающаяся в космосе зеркально-параболическая антенна диаметром 9–10 м с одиночным двухполяризационным облучателем также ферменного типа с электромеханическим приводом, обеспечивающим последовательный обзор заданного или более широкого углового сектора.

Сравнивая расчетные характеристики трех предложенных вариантов, отмечаем, что наиболее полно удовлетворяет техническим требованиям вариант с раскрывающейся в космосе зеркально-параболической антенной с одиночным двухполяризационным облучателем. Он является самым экономически эффективным и в то же время максимально простым в исполнении (с наибольшей геометрической площадью). Управление антенной и наведение на источник с помощью электромеханического привода проблем не вызывает в силу относительно небольшой массы антенны и невысоких требований по точности ее наведения ( $\pm 1^\circ$ ).

## Критерии выбора навигационных пульсаров

Критерии выбора пульсаров в качестве реперных (опорных) для решения задач космической навигации, очевидно, обусловлены постановленными задачами. Можно выделить основные подклассы таких задач:

1. Грубое определение положения КА в пространстве с точностью до десятков и сотен километров. Такая задача может возникнуть во время

миссий в дальнем космическом пространстве, когда определение положения КА радиометрическими методами затруднительно, а сеансы связи с наземной станцией редки и нерегулярны.

2. Высокоточное определение положения, скорости и ускорения КА, возможно, с периодической коррекцией определенных по пульсарам элементов орбиты КА с использованием радиометрических методов.

3. Восстановление счетного номера импульса пульсара (восстановление потери фазы), сличение бортового стандарта частоты с наземным, мгновенное определение положения КА на орбите. Задача может быть решена определением мгновенной задержки распространения электромагнитного сигнала от пульсара на КА и наземной станцией слежения.

Перечисленными задачами обусловлены приведенные ниже требования к постановке наблюдений и выбору пульсаров:

1. Группа мощных (секундных и миллисекундных) пульсаров с СКО остаточного уклонения момента прихода импульса (МПИ) порядка десятков и сотен микросекунд, надежно наблюдаемых на относительно небольшой неспециализированной антенне (эффективная площадь от  $10 \text{ м}^2$ ) с отношением сигнал/шум не менее 10. Для надежного определения положения пульсаров в пространстве необходимо обеспечить сохранение фазы пульсара между двумя наблюдениями (уход фазы за время между наблюдениями должен быть меньше  $\frac{1}{2}$  наблюдаемого периода пульсара). Точность привязки интегрального импульса в сеансе наблюдения должна быть не хуже 1 мс.

2. Группа миллисекундных пульсаров, наблюдение которых может проводиться с использованием антенн эффективной площадью  $30\text{--}50 \text{ м}^2$ . Точность привязки интегрального импульса в сеансе наблюдения должна быть не хуже 10 мкс.

3. Группа пульсаров, периодически излучающих исключительно мощные – гигантские – импульсы. Интегральные импульсы пульсаров, получающихся суммированием большого числа слабых индивидуальных импульсов, вообще говоря, не позволяют их идентифицировать, что при ошибке с нумерацией импульса приводит к «потере фазы», которая может привести к ошибке в определении МПИ на величину, кратную наблюдаемому периоду пульсара. Гигантские импульсы могут быть идентифицированы и использованы для определения временной задержки между МПИ на КА и наземную станцию слежения, что позволяет решать класс определенных в третьем подклассе задач навигации.

Величина погрешности определения одиночного МПИ при оптимальном выборе постоянной времени детектора с точки зрения отношения сигнал/шум оценивается сверху как:  $\delta t \approx 0.3 W/(S/N)$ ,

где  $W$  – ширина импульса, если постоянная времени детектора  $\tau = W$ ,  $S/N$  – отношение сигнал/шум. В случае, когда регистрируется несколько точек на импульсе, формула для погрешности определения МПИ запишется как

$$\delta t = \frac{0.3 \cdot \sqrt{W \cdot \Delta t}}{(S/N)}$$

где  $W$  – длительность импульса пульсара;  $\Delta t$  – интервал между отсчетами на импульсе. Таким образом, точность определения одиночного МПИ зависит от собственной ширины импульса и отношения сигнал/шум. Параметры шести навигационных пульсаров, позволяющих достичь полной точности определения моментов прихода импульсов, приведены в таблице. В ней приведены свойства шести пульсаров, которые за время наблюдения 10000 с и менее, при достижении порогового  $S/N > 5$  («сценарий точного определения»), позволяют достичь точность определения МПИ менее 50 мкс. В таблице:

$S/N$  – отношение сигнал/шум при продолжительности сеанса наблюдений 10000 сек;

$T (S/N = 5)$  – продолжительность наблюдений, необходимая для достижения  $S/N = 5$ ;

$\delta t$  – ошибка определения МПИ при продолжительности сеанса наблюдений 10000 с;

$\delta t_{DM}$  – ошибка, вызванная случайными вариациями меры вращения  $DM$ ;

$\sigma_{TOA}$  – СКО остаточного уклонения момента прихода импульса соответствующих пульсаров;

$\delta t_{полн}$  – полная ошибка определения местоположения КА.

Жирным шрифтом выделены пульсары, для которых  $S/N$  превышает 10 при продолжительности наблюдений 10000 с, знаком «\*» обозначен верхний предел.

Таблица 1

Параметры шести навигационных пульсаров

<i>PSR</i>	<i>S/N</i>	$T(S/N = 5)$ , $\times 10^3 \text{ с}$	$\delta t$ , мкс	$\sigma_{TOA}$ , мкс	$\delta t_{DM}$ , мкс	$\delta t_{полн}$ , мкс
<b>J0437 - 4715</b>	<b>47</b>	<b>0.11</b>	<b>0.5</b>	<b>0.3</b>	<b>2.6</b>	<b>2.7</b>
<b>V0833 - 45</b>	<b>184</b>	<b>0.01</b>	<b>0.22</b>	<b>40</b>	<b>10*</b>	<b>40</b>
<b>V1534 + 12</b>	<b>13</b>	<b>1.5</b>	<b>3.3</b>	<b>40</b>	<b>10*</b>	<b>40</b>
J1713 + 0747	5.4	8.6	0.75	0.4	5.2	5.3
<b>V1937 + 21</b>	<b>68</b>	<b>0.05</b>	<b>0.1</b>	<b>0.7</b>	<b>2.6</b>	<b>2.8</b>
J2145 - 0750	5.1	9.6	3.6	1.8	4.0	5.7

## Алгоритм определения положения КА и поправок шкалы

Редукция МПИ в барицентр Солнечной системы сводится к вычислению разности МПИ  $t - \tilde{t}$  в барицентр и точку наблюдения с радиус-вектором  $r$ . Формула редукции записывается в следующем виде [3, 4]:

$$t - \tilde{t} = \frac{1}{c} \mathbf{n} \cdot \mathbf{r} - \frac{1}{2cR} [\mathbf{n} \times \mathbf{r}]^2 + \gamma + \Delta t_{DM}, \quad (1)$$

где  $\mathbf{n}$  – единичный вектор в направлении на пульсар в момент времени  $t$ ,  $R$  – расстояние до пульсара,  $\Delta t_{DM}$  – задержка сигнала в межзвездной и межпланетной плазме,  $\gamma$  – задержка сигнала в гравитационном поле тел Солнечной системы (задержка Шапиро), которая вычисляется по следующей формуле:

$$\gamma = -\sum_p \frac{2GM_p}{c^3} \ln[r_{rp}(1 - \mathbf{n} \times \mathbf{n}_{rp})], \quad (2)$$

где  $r_{rp}$  – расстояние от КА до гравитирующего тела,  $\mathbf{n}_{rp}$  – единичный вектор, направленный от КА к гравитирующему телу,  $M_p$  – масса гравитирующего тела, суммирование выполняется по всем телам,  $G$  – гравитационная постоянная. Задержка сигнала в среде  $\Delta t_{DM}$  вычисляется по следующей формуле:

$$\Delta t_{DM} = \frac{DM}{2.410331 \cdot 10^{-16} f^2}, \quad (3)$$

где  $DM$  – это мера дисперсии в направлении на пульсар (пк/см<sup>3</sup>),  $f$  – частота приема (Гц).

Разность  $t - \tilde{t}$  должна быть выражена в одной шкале времени, например, ТСВ – шкале барицентрического координатного времени. Для этого необходимо МПИ, измеренные по бортовой шкале времени (по собственному времени КА), перевести в шкалу ТСВ. Тогда уравнение, связывающее собственное  $\tau$  и координатное время  $t$  [3], будет выглядеть так:

$$\frac{d\tau}{dt} = 1 - \frac{1}{c^2} \left( \varphi + \frac{v^2}{2} \right) + O\left(\frac{v^4}{c^4}\right). \quad (4)$$

Здесь  $\varphi$  – гравитационный потенциал в точке

расположения КА,  $v$  – скорость КА:  $\varphi = \sum_p \frac{GM_p}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_p|}$ ,

где  $\mathbf{r}_p$  – барицентрический радиус-вектор массы  $M_p$ . После интегрирования получается:

$$t = \tau + \int_{t_0}^t \frac{1}{c^2} \left( \varphi + \frac{v^2}{2} \right) dt, \quad (5)$$

$t = \tau$  в момент  $t_0$ .

Так как топоцентрические МПИ, регистрируемые на КА, измеряются по бортовой шкале, которая имеет ход  $\Delta t$ , то координаты КА можно записать в следующем виде [2]:

$$\hat{\mathbf{r}} = \mathbf{r} + \delta \mathbf{r} = \frac{(A_1 + \delta A)[\mathbf{n}_2 \times \mathbf{n}_3] + (A_2 + \delta A)[\mathbf{n}_1 \times \mathbf{n}_3] + (A_3 + \delta A)[\mathbf{n}_1 \times \mathbf{n}_2]}{(\mathbf{n}_1 \cdot [\mathbf{n}_2 \times \mathbf{n}_3])}, \quad (6)$$

$$\delta A = c\Delta t,$$

где  $\hat{\mathbf{r}}$  – радиус-вектор, искаженный влиянием бортовой шкалы,  $\mathbf{r}$  – радиус-вектор, не искаженный ходом бортовой шкалы. Поправка бортовой шкалы вычисляется по формуле

$$\delta \mathbf{r} = \delta A \frac{[\mathbf{n}_2 \times \mathbf{n}_3] + [\mathbf{n}_1 \times \mathbf{n}_3] + [\mathbf{n}_1 \times \mathbf{n}_2]}{(\mathbf{n}_1 \cdot [\mathbf{n}_2 \times \mathbf{n}_3])}, \delta A = c\Delta t.$$

Для вычисления  $\delta \mathbf{r} = \hat{\mathbf{r}} - \mathbf{r}$  нужно знать вектор  $\mathbf{r}$ , не искаженный влиянием хода бортовой шкалы. Он вычисляется из системы разностных уравнений [2, ур. (3.15)]. Решение разностной системы записывается в следующем виде:

$$\mathbf{r} = \frac{(A_1 - A_2)[\mathbf{k}_2 \times \mathbf{k}_3] + (A_2 - A_3)[\mathbf{k}_1 \times \mathbf{k}_3] + (A_3 - A_4)[\mathbf{k}_1 \times \mathbf{k}_2]}{(\mathbf{k}_1 \cdot [\mathbf{k}_2 \times \mathbf{k}_3])}, \quad (7)$$

где  $\mathbf{k}_i = \mathbf{n}_i - \mathbf{n}_{i+1}$ , ( $i = 1, 2, 3$ ).

Представлен график погрешности измерения координат КА на перелетной орбите к Марсу по четырем пульсарам PSR J1537 + 1155, J0437 – 4715, J1939 + 2134, J2145 – 0750 (рис. 1) и ход бортовой шкалы (рис. 2). Чёрным показан модельный ход, серым – восстановленный по пульсарным измерениям. Разный диапазон величин по осям  $\Delta X$  и  $\Delta Y$  на графике слева объясняется различием величины собственных шумов вращения пульсаров, что приводит к отличию точности определения орбиты по разным осям. Как хорошо видно из рис. 1, в самом благоприятном случае погрешность измерения положения КА составляет < 3 км.

## Заключение

В статье рассмотрены варианты бортовых космических антенных комплексов для наблюдений пульсаров в радиодиапазоне. Сделан вывод, что наиболее выгодным вариантом с точки зрения наведения, собирающей площади и веса является развертываемая параболическая антенна с односторонним двухполяризационным облучателем.

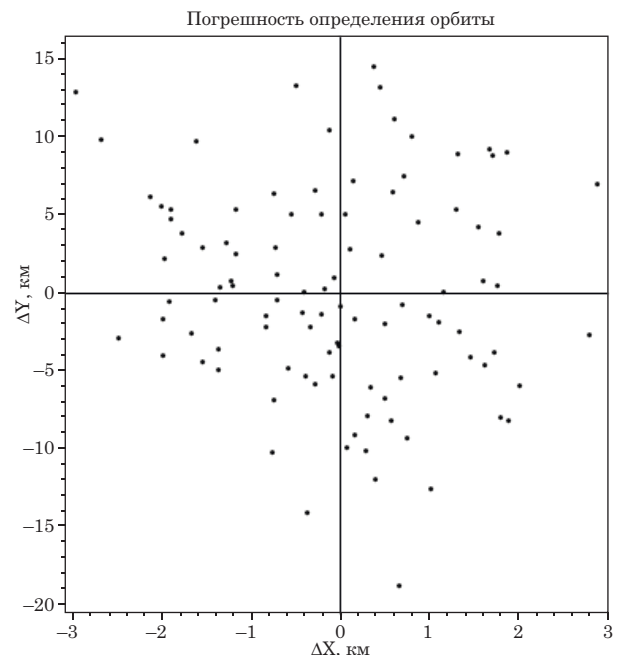


Рис. 1. Погрешность определения координат КА на перелетной орбите к Марсу

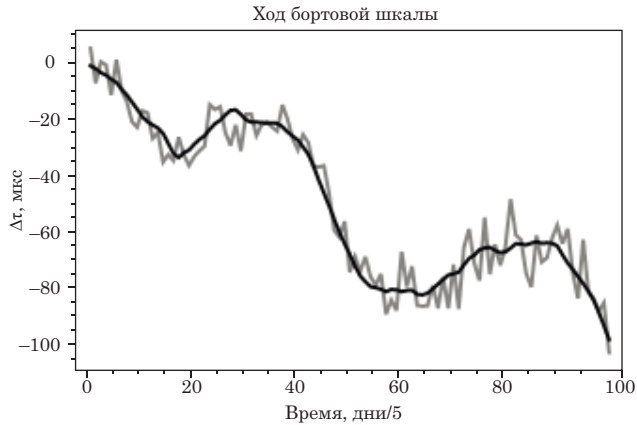


Рис. 2. Ход бортовой шкалы; черной линией показан модельный ход, серой – восстановленный по бортовым измерениям

В статье приведен список шести пульсаров и их параметров для осуществления навигации в дальнем космосе. На основе метода определения координат КА, изложенного в статье, приведены результаты численного моделирования полета на

Марс по гомановской эллиптической траектории. Параметры моделирования – вид и амплитуда фазовых вариаций вращательной фазы пульсаров, а также кеплеровские элементы перелетной орбиты. Показано, что в наиболее благоприятном случае точность измерения координат КА составляет 3 км.

#### Литература

1. Space navigation with pulsars: pat. 3780345 Japan / Rodin A. E., Piyasov Yu. P., Sekido M., Imae M.; патентообладатель National Institute of Communications Technology; заявл. 28.07.2003; опубл. 17.03.2006. URL: <https://patents.google.com/patent/JP3780345B2/en?q=3780345> (дата обращения 12.12.2020).
2. Орешко В. В., Потапов В. А., Гусевский В. И. и др. Разработка предложений по созданию, развитию и использованию альтернативных методов и технологий навигационного обеспечения по пульсарам для перспективных космических миссий к Луне и планетам // Научно-технический отчет. Пушкино: ПРАО АКЦ ФИАН, 2018.
3. Жаров В. Е. Сферическая астрономия. Фрязино: Век 2, 2006. 474 с.
4. Murray C. A. Vectorial astrometry. Bristol: Hilger, 1983. 353 p.