

УДК 621.396.969.11

Е.П. Ворошилин, М.В. Миронов, В.А. Громов

## Определение координат источников радиоизлучения разностно-дальномерным методом с использованием группировки низкоорбитальных малых космических аппаратов\*

Предложен итерационный алгоритм оценки координат источников радиоизлучения для разностно-дальномерного метода с использованием многопозиционной группировки малых космических аппаратов. Проведено моделирование алгоритма оценки координат. Сформулированы требования к высоте орбиты и расстоянию между спутниками для группировки малых космических аппаратов. Оценена точность определения момента прихода сигнала, необходимая для достижения требуемой точности оценки координат. **Ключевые слова:** источник радиоизлучения, малый космический аппарат, разностно-дальномерный метод, база, погрешность определения координат, погрешность определения момента прихода сигнала.

Для систем радиомониторинга характерна следующая задача: необходимо по радиоизлучению источника (радиолокатора, спутникового телефона и т.д.) определить его координаты. Такая задача решается, например, в системах спутниковой связи для обнаружения передатчика, несанкционированно использующего спутник-ретранслятор [1, 2], для управления движением ракеты самонаведения [3], для определения координат судна, потерпевшего бедствие (в этом случае на судне включается специальный радиомаяк), и во многих других случаях.

В настоящий момент для решения задачи определения координат получили распространение многопозиционные пассивные радиолокационные станции (МПРЛС). Определим [4] МПРЛС как радиолокационную систему, включающую несколько разнесенных в пространстве приемных позиций, в которой получаемая ими информация об объектах обрабатывается совместно. Благодаря совместной обработке информации о каждом объекте, получаемой в разнесенных точках пространства, достигаются основные преимущества МПРЛС.

Одним из возможных мест расположения регистрирующей аппаратуры МПРЛС является борт космического аппарата (КА). Так как по определению МПРЛС система должна состоять из нескольких разнесенных приемных позиций, то необходимо использование группировки из нескольких КА.

Для определения координат объекта на практике применяют три основных метода: пеленгационный [5], разностно-дальномерный [4, 6], доплеровский [7]. Каждый из перечисленных методов позволяет решить задачу определения координат источника радиоизлучения (ИРИ) при условии выполнения некоторых требований.

Для пеленгационного метода требуется сложная антенна, которую необходимо калибровать, юстировать. Для этого применяют двигатели, которые поворачивают антенну и изменяют ее форму, что приводит к усложнению бортовой аппаратуры спутника и увеличению габаритов. Если речь идет о фазовых системах пеленгования, то необходимо в каждом пункте реализовывать многоканальные антенные системы для устранения неоднозначности и повышения точности пеленгования. Увеличение числа приемных каналов приводит к усложнению системы, увеличению ее массы. Перечисленные требования ограничивают возможности использования пеленгационного метода в космических системах.

Разностно-дальномерный метод (РДМ), в отличие от пеленгационного, требует одновременной регистрации сигнала от источника радиоизлучения сразу несколькими пунктами системы. В зависимости от задач, решаемых такой системой, минимальное число спутников, которые должны зафиксировать сигнал, составляет от трех до четырех. Данное требование обуславливает применение антенн с широкой диаграммой направленности (с малым коэффициентом усиления). Реализация РДМ требует наличия шкалы единого времени во всех пунктах системы и точной привязки их координат.

---

\* Статья написана в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 годы (Государственный контракт № 02.740.11.0183).

Доплеровские методы требуют точного знания частоты излучения, что для систем радиомониторинга не может быть выполнено. Существуют разностно-доплеровские методы, которые работают аналогично разностно-дальномерным с тем лишь отличием, что информативным параметром является не временное запаздывание сигналов, а разность частот. Данным методам присущи все недостатки и достоинства разностно-дальномерных систем.

В результате получаем, что для реализации в МПРЛС космического базирования наиболее пригодным можно считать разностно-дальномерный метод, поскольку точная привязка шкал времени и координат КА может быть обеспечена системой ГЛОНАСС. Использование антенн с широкой ДН является достоинством системы, поскольку они могут быть достаточно простыми, что позволит уменьшить габариты аппаратуры. Уменьшение уровня сигнала за счет использования слабонаправленных антенн можно компенсировать за счет размещения КА системы на более низких орбитах. Большие базы (расстояния между КА), характерные для космических систем, обуславливают высокую точность подобного рода систем, поскольку точность РДМ возрастает с увеличением базы [4]. Кроме того, известно, что разностно-дальномерный метод обеспечивает наиболее высокую точность оценки координат в том случае, если линии положения пересекаются под углами, близкими к 90 градусам [4].

$$\sigma_x^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (\sigma_i)^{-2}}{\sum_{i=1}^{N-1} \sum_{k=i+1}^N \frac{\sin^2(\theta_i - \theta_k)}{\sigma_i^2 \cdot \sigma_k^2}},$$

где  $\sigma$  – ошибка оценки координат;  $\theta_i$  – угол, характеризующий касательную к  $i$  линии положения;  $\sigma_i$  – среднеквадратическое отклонение линии положения, соответствующей измеряемому параметру (среднеквадратическая погрешность определения линии положения);  $N$  – количество баз в системе.

Наиболее близкие к 90 град углы пересечения линий положения характерны для группировок низкоорбитальных космических аппаратов.

Поскольку для реализации разностно-дальномерного метода не требуется большого количества бортовой аппаратуры, многоканальных приемников, сложных антенных систем, желательно размещение на низких орбитах (время жизни на которых КА относительно мало), то спутниковая группировка должна состоять из малых космических аппаратов (МКА). Достоинствами таких аппаратов являются их низкая стоимость, возможность конвейерного производства, малые затраты на вывод на орбиту, калибровку и юстировку.

Разностно-дальномерный метод основывается на измерении разности дальностей от ИРИ до нескольких МКА. Для определения разности дальностей необходимо измерить временные задержки между моментами прихода сигналов одного ИРИ каждым МКА. Для определения координат ИРИ необходимо определить три разности дальностей  $\Delta R_{ij} = R_i - R_j$ , вычисленные для четырех спутников, соответственно необходимо измерить четыре времени задержки прихода сигнала.

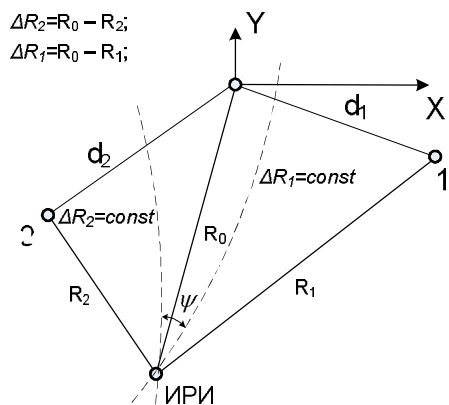


Рис. 1. Геометрия разностно-дальномерной системы

Для измерения временных задержек можно использовать алгоритм взаимной корреляционной обработки принятых сигналов, при этом не требуется непосредственно по отраженному сигналу определять дальность до цели. Определение координат источника осуществляется по разности прихода сигналов на каждый из спутников, а сама разность прихода определяется из положения максимума взаимно-корреляционной функции сигналов [8].

На рис. 1 показан пример взаимного расположения пунктов разностно-дальномерной системы на плоскости.

На рис. 1 цифрами 0, 1, 2 обозначены пункты наблюдения (ПН); ИРИ – источник радиоизлучения;  $d_1$  и  $d_2$  – расстояния между ПН,  $\psi$  – угол, под которым пересекаются линии

постоянной разности расстояний в точке расположения источника сигнала (ИРИ).

Выражения, связывающие координаты источника сигнала, координаты приемных пунктов и разности расстояний имеют вид

$$\Delta R_{ij}(\alpha, \beta_i, \beta_j) = c \cdot \Delta \tau_{ij}(\alpha, \beta_i, \beta_j), \quad i, j = 1 \dots L, \quad (1)$$

где  $\Delta R_{ij}(\alpha, \beta_i, \beta_j)$  – разность расстояний от ИРИ до  $i$ -го и  $j$ -го ПН;  $\alpha$  – вектор координат ИРИ в декартовой системе координат;  $\beta_i, \beta_j$  – векторы координат ПН с номерами  $i$  или  $j$ ;  $L$  – количество ПН;  $\Delta \tau_{ij}(\alpha, \beta_i, \beta_j)$  – разности моментов прихода сигнала от ИРИ в  $i$ -й и  $j$ -й ПН;  $c$  – скорость света.

Представим векторы координат источника радиоизлучения и пунктов наблюдения в виде  $\alpha(x_T, y_T, z_T)$ ,  $\beta_i(x_i, y_i, z_i)$  и  $\beta_j(x_j, y_j, z_j)$ . Тогда уравнение (1) перепишем в виде

$$\begin{aligned} \Delta R_{ij} = R_i - R_j = & \sqrt{[(x_i - x_T)^2 + (y_i - y_T)^2 + (z_i - z_T)^2]} + \Delta R_i - \\ & - \sqrt{[(x_j - x_T)^2 + (y_j - y_T)^2 + (z_j - z_T)^2]} - \Delta R_j = c \cdot \Delta \tau_{ij}. \end{aligned} \quad (2)$$

Из всего множества измеренных разностей времен прихода сигнала статистически независимыми оказываются лишь  $(L-1)$  разностей моментов прихода. Поэтому разности моментов прихода обычно рассчитывают относительно одного пункта наблюдения, называемого центральным. Для упрощения записи примем, что индекс опорного пункта равен нулю и при записи его опустим, представляя совокупность разностей расстояния как  $\Delta R_i$ ,  $i, j = 1, \dots, L$ .

Геометрическое место точек, соответствующих одному значению информативного параметра  $\Delta R_i$ , принято называть линией положения (обозначены на рис. 1 пунктирными линиями). Пересечение двух линий положения указывает на местоположение объекта. Таким образом, для получения оценки местоположения источника сигнала на плоскости разностно-дальномерная система должна состоять минимум из трех ПН, а для оценки местоположения источника в пространстве – минимум из четырех ПН. При минимальном количестве приемных пунктов и единичном измерении разности расстояний местоположение источника сигнала можно найти путем решения системы нелинейных уравнений вида (2), связывающих координаты источника сигнала  $\alpha$ , пунктов наблюдения  $\beta_i, \beta_j$  и измеренные разности моментов прихода  $\Delta \tau_i$ .

Для четырех ПН и единичном измерении система уравнений будет состоять из трех уравнений вида (2). В явном виде решить такую систему не представляется возможным, так как в нее входит четыре неизвестных величины – три координаты источника сигнала ( $\alpha(x_T, y_T, z_T)$ ) и остаточная величина  $R_{\text{ост}} = R_i - R_j$ , обусловленная использованием несинхронизированных шкал времени на каждом спутнике.

Для решения нелинейных уравнений вида (2) определения координат источника сигнала используют статистические методы оценивания. Наиболее прост в реализации итерационный метод наименьших квадратов [4], который позволяет по единичному измерению моментов прихода сигнала оценить координаты источника. Последовательность действий, описывающая алгоритм определения координат разностно-дальномерным методом, приведена ниже:

1. По заданным координатам МКА  $x_i, y_i, z_i$  и начальным приближениям к оценке координат ИРИ  $x_{T(0)}, y_{T(0)}, z_{T(0)}$  вычисляем расстояние между  $i$ -м МКА и ИРИ [4]:

$$R_i = \sqrt{[(x_i - x_{T(0)})^2 + (y_i - y_{T(0)})^2 + (z_i - z_{T(0)})^2]}, \quad i = 1, \dots, L,$$

где  $x_i, y_i, z_i$  – координаты  $i$ -го МКА;  $x_{T(0)}, y_{T(0)}, z_{T(0)}$  – начальные приближения к координатам ИРИ.

2. Рассчитывается вектор невязок  $C$  на  $s$ -й итерации [4]:

$$C_i(s) = R_{i(s-1)} - R_{S-1} - (T_i - T)c, \quad i = 1, \dots, L,$$

где  $R_{i(s-1)}, R_{S-1}$  – расстояния от  $i$ -го и 0-го МКА до точки  $s$  с координатами  $x_{T(s-1)}, y_{T(s-1)}, z_{T(s-1)}$ , вычисленными на  $s-1$  итерации;  $(T_i - T)$  – разность моментов приема сигнала на  $i$ -м и 0-м МКА, полученная с использованием алгоритма корреляционной обработки;  $c$  – скорость распространения радиоволн.

3. Рассчитывается матрица частных производных  $A_s$  с учетом оценок координат  $x_{T(S-1)}, y_{T(S-1)}, z_{T(S-1)}$ , вычисленных на предыдущем шаге [4]:

$$A_{i1(x)} = \frac{\partial \Delta R_i(x_s, y_s, z_s)}{\partial x_s}, \quad A_{i2(x)} = \frac{\partial \Delta R_i(x_s, y_s, z_s)}{\partial y_s}, \quad A_{i3(x)} = \frac{\partial \Delta R_i(x_s, y_s, z_s)}{\partial z_s}.$$

4. Вычисляются поправки  $\xi_s$  на  $s$ -м шаге по результатам расчетов на  $s-1$  шаге:

$$\xi_s = \left( (A_{S-1})^T R A_{S-1} \right)^{-1} (A_{S-1})^T R C.$$

5. Рассчитываются уточненные значения координат источника сигнала:

$$a_s = [x_{T(S)}, y_{T(S)}, z_{T(S)}] = [x_{T(S-1)}, y_{T(S-1)}, z_{T(S-1)}] + \xi_s, \quad s = 1, 2, \dots, K.$$

6. Сравнивается максимальное значение в векторе  $\xi_s$  с заданным пороговым уровнем. Если поправка оказывается меньше порога, то осуществляется выход из цикла расчета координат, а за итоговую оценку координат принимается  $a_s$ . Иначе счетчик итераций  $s$  увеличивается на единицу и осуществляется переход к п. 1.

Для оценки точности определения координат данным алгоритмом было проведено математическое моделирование в среде MATLAB. В работе погрешность оценки координат ИРИ определялась как второй начальный момент распределения модуля вектора ошибки [8]:

$$\overline{\delta R} = \sqrt{\overline{\delta x^2} + \overline{\delta y^2} + \overline{\delta z^2}},$$

где  $\overline{\delta x^2}, \overline{\delta y^2}, \overline{\delta z^2}$  – средние значения квадратов соответствующих отклонений от истинных координат ИРИ в произвольно выбранной системе координат.

Первым этапом при моделировании является задание исходных данных для алгоритма, которыми являются: высота орбиты МКА, размеры базы, погрешность определения координат МКА, погрешность определения моментов прихода сигнала, количество измерений. Пределы изменения высоты определяются наличием радиационных поясов Земли. Для минимизации влияния радиации на аппаратуру МКА следует выбирать орбиты с наименьшей концентрацией элементарных частиц. Такие орбиты находятся на высотах от 750 до 2000 км. Пределы изменения размеров базы определяются количеством спутников на орбите и кратностью покрытия земной поверхности. Для определения координат ИРИ необходимо четырехкратное покрытие, т.е. обзор заданного участка должен осуществляться четырьмя спутниками одновременно. Максимальный размер базы при этом составляет 3000 км, за минимальный предел возьмем размер базы 200 км. Пределы изменения погрешности определения моментов прихода сигнала определяются приемной аппаратурой. Современные приемники обеспечивают погрешность определения момента прихода в пределах от 25 до 100 нс. При моделировании принято, что погрешность определения момента прихода распределена по нормальному закону в предположении, что канал распространения «Земля–борт МКА» является однолучевым, а основную погрешность в оценку момента прихода вносят шумы различного происхождения. Зависимости среднеквадратической ошибки (СКО) оценки координат от размеров базы и высоты орбиты МКА получены при трех значениях погрешности определения момента прихода сигнала 25, 50 и 100 нс. Соответствующие зависимости приведены на рис. 2–4.

Из рис. 2–4 следует, что СКО оценки координат в 100 м можно обеспечить при следующих параметрах: размеры базы более 1500 км, погрешность определения момента прихода сигнала менее 30 нс, высота орбиты не менее 750 и не более 1500 км. Задаем следующие исходные данные для алгоритма:

1. Высота орбиты МКА 1500 км.
2. Расстояние между спутниками (база) 2000 км.
3. Погрешность определения координат малых спутников 30 м.
4. Погрешность определения моментов прихода сигнала на каждый МКА 25 нс.
5. Количество испытаний 5000.

Поле оценок координат ИРИ, полученное в результате моделирования, представлено на рис. 5. Значение СКО оценки координат в данном случае составляет порядка 80–90 м. Результаты, полученные при моделировании оценки координат данным алгоритмом, не противоречат известным результатам [4, 8].

По итогам работы можно сформулировать следующие выводы:

1. Применение низкоорбитальных группировок спутников предпочтительно по сравнению с высокоорбитальными, поскольку точность оценки координат выше как за счет того, что линии положения пересекаются под менее острыми углами, так и за счет энергии.

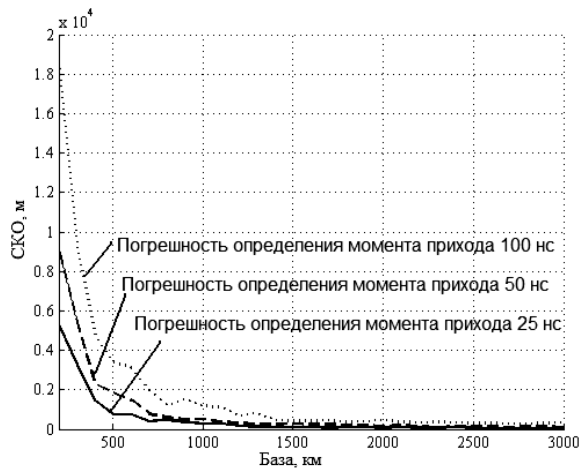


Рис. 2. Зависимость СКО оценки координат от размера базы

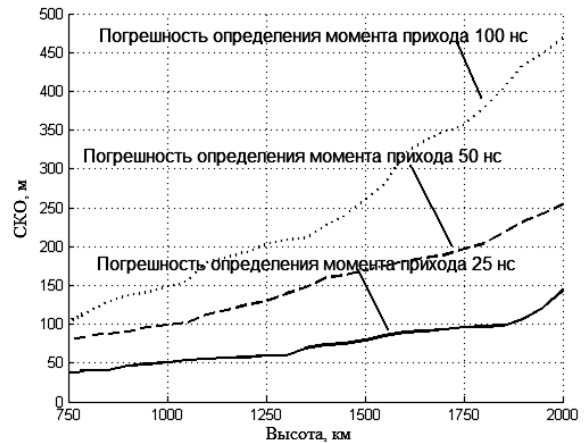


Рис. 3. Зависимость СКО оценки координат от высоты орбиты МКА

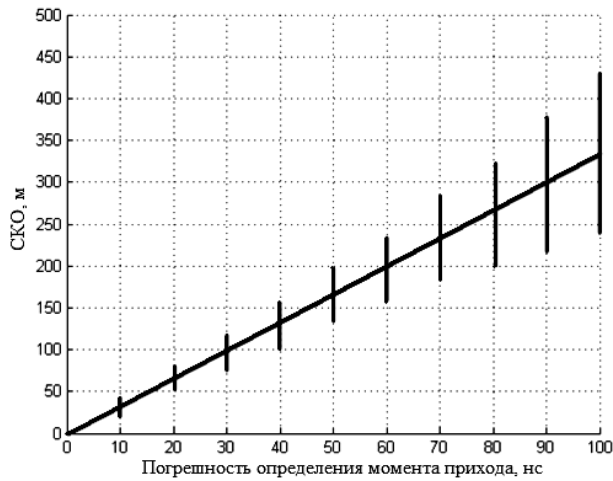


Рис. 4. Зависимость СКО оценки координат от погрешности определения момента прихода

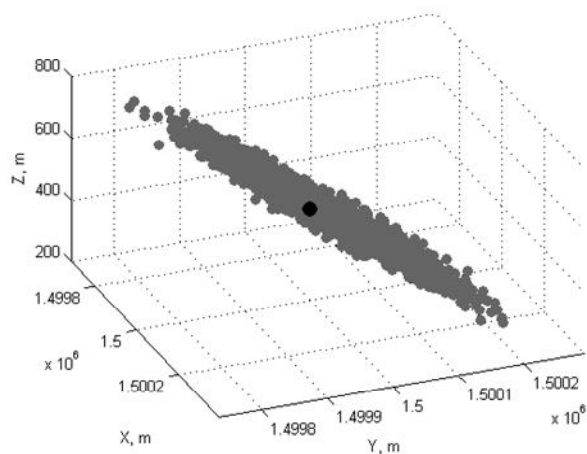


Рис. 5. Поле оценок координат ИРИ

2. Высоту для группировки МКА нужно выбирать в пределах от 750 до 1500 км из-за наличия радиационных поясов, также нужно учитывать то, что для реализации разно-сточно-дальномерного метода необходимо четырехкратное перекрытие земной поверхности и то, что срок службы спутников прямо пропорционален высоте их орбиты.

3. Увеличение базы системы приводит к повышению точности и целесообразно до величины порядка 2000 км, дальнейшее увеличение базы приведет к незначительному повышению точности.

4. Для группировки МКА с учетом радиационных поясов и времени жизни спутников на орбите были приняты следующие значения параметров: высота орбиты МКА 1500 км, база 2000 км.

5. При такой конфигурации системы для оценки координат ИРИ с точностью порядка 100 метров необходимо обеспечить точность оценки момента прихода сигнала порядка 25–30 нс и точность оценки координат самих спутников порядка 30 м.

6. Одним из резервов повышения точности оценки координат ИРИ является увеличение кратности покрытия земной поверхности, т.е. увеличение количества МКА на орбите.

#### Литература

1. Pat. 6 417 799 US, Int. Cl. H 04 D 7/19. Method of locating an interfering transmitter for a satellite telecommunications system / A. Aubain (US), B. Lobert (US). – 9.07.2002. – 5 p.

2. Pat. 5 594 452 US, Int. Cl. H 04 B 7/185. Method and System for Locating an Unknown Transmitter Using Calibrated Oscillator Phases / J.C. Webber (US), С. А. Knight (US). – 14.01.1997. – 12 p.
3. Pat. 6 839 017, Int. Cl. G 01 S 7/36. Method and apparatus for using anti-jam technology to determine the location of an electromagnetic radiation source / D.J. Dillman (US). – 4.01.2005. – 9 p.
4. Черняк В.С. Многопозиционная радиолокация. – М.: Радио и связь, 1993. – 416 с.
5. Денисов В.П. Фазовые радиопеленгаторы / В.П. Денисов, Д.В. Дубинин. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2001. – 251 с.
6. Денисов В.П. Радиотехнические системы / В.П. Денисов, Б.П. Дудко. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2006. – 253 с.
7. Сколник М.И. Справочник по радиолокации. Основы радиолокации: справочное издание / М.И. Сколник, К.Н. Трофимов, Я.С. Ицхок. – М.: Сов. радио, 1976. – 456 с.
8. Вознюк В.В. Космическая система радиотехнического мониторинга на основе группировки низкоорбитальных малогабаритных космических аппаратов / В.В. Вознюк, С.А. Зайцев // Изв. вузов. Приборостроение. – 2005. – Т. 48, № 6. – С. 26–31.

---

**Ворошилин Евгений Павлович**

Канд. техн. наук, старший преподаватель каф. радиотехнических систем ТУСУРа  
Тел.: 8-(382-2)-413-670  
Эл. почта: nvi@sibmail.com

**Миронов Михаил Владимирович**

Магистрант каф. радиотехнических систем ТУСУРа  
Тел.: 8-(382-2)-413-670  
Эл. почта: mironov.mikhail.v@gmail.com

**Громов Вячеслав Александрович**

Аспирант каф. радиотехнических систем ТУСУРа  
Тел.: 8-(382-2)-413-670  
Эл. почта: grom\_v\_a@ms.tusur.ru

Voroshilin E.P., Mironov M.V., Gromov V.A.

**The estimation of radio source positioning by means of the range-difference method using the multiposition passive satellite system**

The authors propose an iterative algorithm for estimation of radio sources coordinates by means of the range-difference method using the multiposition passive satellite system. We have simulated the coordinate positioning algorithm. We have defined the requirements to the satellite orbit altitude and to the distance between the satellites for the small satellites group. We have estimated the accuracy of signal arrival time, which is necessary to achieve the required accuracy in positioning.

**Keywords:** radiation source, small satellite, range-difference method, basis, coordinates estimation error, error in arrival time estimation.

---