

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

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

Томский Государственный Университет Систем Управления и Радиоэлектроники, Томск, пр. Ленина 40, nvi@sibmail.com, mironov.mikhail.v@gmail.com, grom_v_a@ms.tusur.ru

В статье предложен итерационный алгоритм оценки координат источников радиоизлучения для разностно-дальномерного метода с использованием многопозиционной группировки малых космических аппаратов, проведено моделирование алгоритма оценки координат, оценена точность, предложены критерии по выбору некоторых параметров космической системы.

The authors propose an iterative algorithm for radio sources coordinates estimating by the range-difference method using the multiposition passive satellite system. We simulated the coordinates estimating algorithm, estimated accuracy and suggested criteria for some system parameters choice.

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 [3] и во многих других случаях.

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

Для реализации в многопозиционной пассивной радиолокационной станции (МПРЛС) [4] космического базирования мы выбрали разностно-дальномерный метод (РДМ), поскольку для его реализации необходима лишь точная привязка шкал времени и координат КА, которая может быть обеспечена системой ГЛОНАСС.

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). Достоинством таких аппаратов является 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 $\Delta R'_i = R'_i - R'_j$, вычисленные для четырех спутников, соответственно необходимо измерить четыре времени задержки прихода сигнала.

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 времен прихода сигналов на каждый из спутников, а сама разность прихода определяется из положения максимума взаимно-корреляционной функции сигналов [8].

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

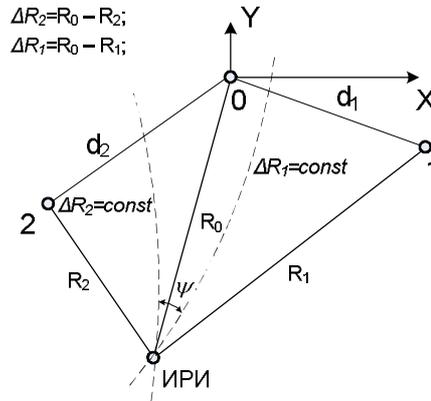


Рис. 1. Геометрия разностно-дальномерной системы

На рисунке 1 цифрами 0, 1, 2 обозначены пункты наблюдения (ПН), ИРИ – источник радиоизлучения, d_1 и d_2 расстояния между ПН, ψ - 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 -ого и j -ого ПН; α – вектор координат ИРИ в декартовой системе координат; β_i, β_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 -ый и j -ый 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 ΔR_i , принято называть линией положения (обозначены на рисунке 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 α , пунктов наблюдения β_i, β_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 $\Delta R_{ост} = \Delta R_i - \Delta R_j$, 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 $\hat{x}_{T(0)}, \hat{y}_{T(0)}, \hat{z}_{T(0)}$ вычисляем расстояние между i -ым МКА и ИРИ [4]:

$$R_i = \sqrt{[(x_i - \hat{x}_{T(0)})^2 + (y_i - \hat{y}_{T(0)})^2 + (z_i - \hat{z}_{T(0)})^2]}, i=1..L, \quad (3)$$

где x_i, y_i, z_i – координаты i -го МКА; $\hat{x}_{T(0)}, \hat{y}_{T(0)}, \hat{z}_{T(0)}$ – начальные приближения к координатам ИРИ.

2) Рассчитывается вектор невязок C на s – ой итерации [4]:

$$C_{i(s)} = R_{i(s-1)} - R_{s-1} - (T_i - T)c, i=1..L, \quad (4)$$

где $R_{i(s-1)}, R_{s-1}$ – расстояния от i - и 0- го МКА до точки с координатами $\hat{x}_{T(s-1)}, \hat{y}_{T(s-1)}, \hat{z}_{T(s-1)}$, вычисленными на $s-1$ итерации; $(T_i - T)$ – разность моментов приема сигнала на i - и 0-ом МКА, полученная с использованием алгоритма корреляционной обработки; c – скорость распространения радиоволн.

3) Рассчитывается матрица частных производных A_s с учетом оценок координат $\hat{x}_{T(s-1)}, \hat{y}_{T(s-1)}, \hat{z}_{T(s-1)}$, вычисленных на предыдущем шаге [4]:

$$A_{i1(x)} = \frac{\partial \Delta R_i(x_s, y_s, z_s)}{\partial x_s}, A_{i2(x)} = \frac{\partial \Delta R_i(x_s, y_s, z_s)}{\partial y_s}, A_{i3(x)} = \frac{\partial \Delta R_i(x_s, y_s, z_s)}{\partial z_s}. \quad (5)$$

4) Вычисляются поправки ξ_s на s -ом шаге по результатам расчетов на $s-1$ шаге:

$$\xi_s = ((A_{s-1})^T R A_{s-1})^{-1} (A_{s-1})^T R C. \quad (6)$$

5) Рассчитываются уточненные значения координат источника сигнала:

$$\hat{d}_s = [\hat{x}_{T(s)}, \hat{y}_{T(s)}, \hat{z}_{T(s)}] = [\hat{x}_{T(s-1)}, \hat{y}_{T(s-1)}, \hat{z}_{T(s-1)}] + \xi_s, s = 1, 2..K. \quad (7)$$

6) Сравняется максимальное значение в векторе ξ_s с заданным пороговым уровнем. Если поправка оказывается меньше порога, то осуществляется выход из цикла расчета координат, а за итоговую оценку координат принимается \hat{d}_s . Иначе счетчик итераций s увеличивается на единицу и осуществляется переход к пункту 1.

Для оценки точности определения координат данным алгоритмом было проведено математическое моделирование в среде MATLAB. Подобное моделирование для частных случаев уже проводилось коллективом Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского [8]. В работе [8] погрешность определялась как второй начальный момент распределения модуля вектора ошибки:

$$\overline{\delta R} = \sqrt{\overline{\delta x^2} + \overline{\delta y^2} + \overline{\delta z^2}}, \quad (8)$$

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.

С целью возможности сопоставления результатов в данной работе погрешность определения координат оценивалась аналогичным образом.

Первым этапом при моделировании является задание исходных данных для алгоритма, которыми являются: высота орбиты МКА, размеры базы, погрешность определения моментов прихода сигнала. Для определения параметров космической системы проведем исследование зависимости точности оценки координат ИРИ от значений этих параметров. Максимальный размер базы возьмем равным 3000 км, за минимальный предел возьмем размер базы 200 км. Высоту орбиты изменяем в пределах от 750 км до 2000 км. Погрешность определения моментов прихода сигнала задана в пределах от 25 нс 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 СКО оценки координат от размеров базы и высоты орбиты МКА получены при трех значениях погрешности определения момента прихода сигнала 25 нс, 50 нс и 100 нс. Соответствующие зависимости приведены на рисунках 2 – 4.

Из рисунков 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 км и не более 1500 км. Задаем следующие исходные данные для алгоритма:

- высота орбиты МКА 1500 км;
- расстояние между спутниками (база) 2000 км;
- погрешность определения координат малых спутников 30 м;
- погрешность определения моментов прихода сигнала на каждый МКА 25 нс;
- количество испытаний 5000.

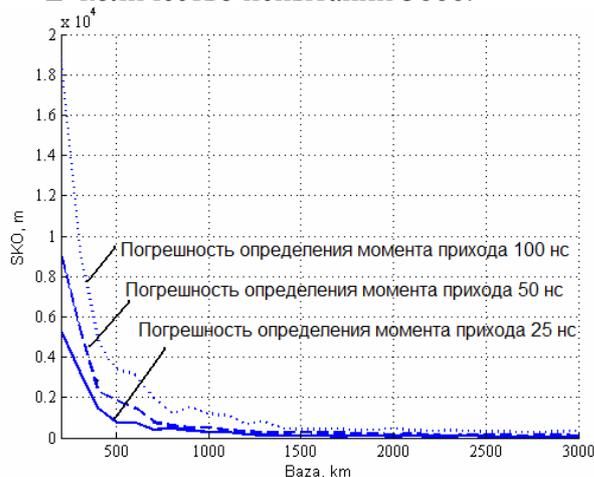


Рис. 2. Зависимость СКО оценки координат от размера базы

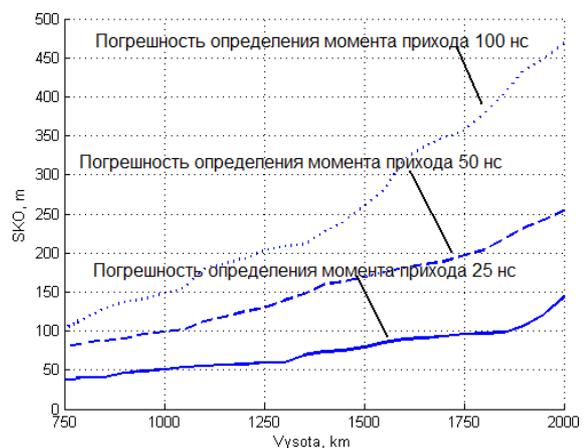


Рис. 3. Зависимость СКО оценки координат от высоты орбиты МКА

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

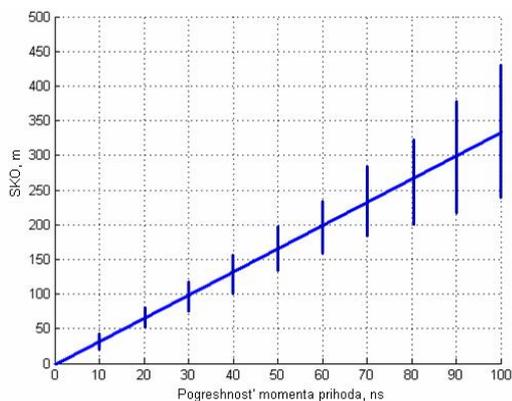


Рис. 4. Зависимость СКО оценки координат от погрешности определения момента прихода

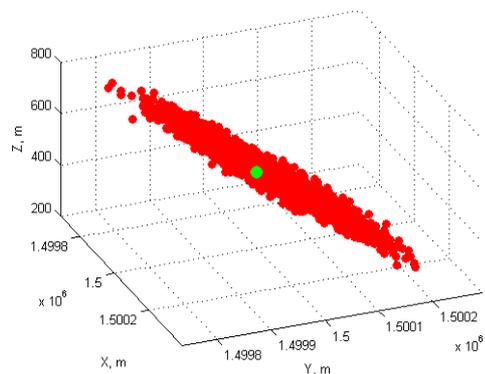


Рис. 5. Поле оценок координат ИРИ

По итогам работы можно сформулировать следующие выводы:

- высоту для группировки МКА нужно выбирать в пределах от 750 до 1500 км из-за наличия радиационных поясов, также нужно учитывать то, что срок службы спутников прямо пропорционален высоте их орбиты;
- увеличение базы системы приводит к повышению точности и целесообразно до величины порядка 2000 км, дальнейшее увеличение базы приведет к незначительному повышению точности;
- при выбранной конфигурации системы для оценки координат ИРИ с точностью порядка 100 метров необходимо обеспечить точность оценки момента прихода сигнала в 25-30 нс и точность оценки координат самих спутников порядка 30 м;
- одним из резервов повышения точности оценки координат ИРИ является увеличение кратности покрытия земной поверхности, т.е. увеличение количества МКА на орбите.

Статья написана в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 годы (ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОНТРАКТ № 02.740.11.0183)

Литература

1. Aubain A. and Lobert B., Method of locating an interfering transmitter for a satellite telecommunications system. – US Patent no. 6417799, 2002.
2. Webber J. C. and Knight C. A., Method and System for Locating an Unknown Transmitter Using Calibrated Oscillator Phases. – US Patent no. 5594452, 1997.
3. Dillman D. J., Method and apparatus for using anti-jam technology to determine the location of an electromagnetic radiation source. – US Patent no. 6839017, 2005.
4. Черняк В.С. Многопозиционная радиолокация. – М.: Радио и связь, 1993. – 416 с.
5. Денисов В.П., Дубинин Д.В. Фазовые радиопеленгаторы. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2001. – 251 с.
6. Денисов В. П., Дудко Б.П. Радиотехнические системы. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2006. – 253 с.
7. Сколник М.И., Трофимов К.Н., Ицхок Я.С. Справочник по радиолокации: В 4 т. Т. 1. Основы радиолокации: справочное издание. – М.: Сов. радио, 1976. – 456 с.
8. Вознюк В.В., Зайцев С.А. Космическая система радиотехнического мониторинга на основе группировки низкоорбитальных малогабаритных космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. – 2005. – Т. 48. - № 6. – С. 26-31