

Разработка алгоритма допоиска целей в РЛС радиовидения космических аппаратов миллиметрового диапазона

77-30569/253104

02, февраль 2012

Нефедов С. И., Коротеев Д. Е., Папазян С. В.

УДК 621.396.96

НИИ РЭТ МГТУ им. Н.Э. Баумана

nefedov@bmstu.ru

Koroteev@gmail.com

papazyan_samvel@mailfrom.ru

В последнее время в мире активно ведется разработка технических систем контроля космического пространства [1, 2]. Такого рода системы могут вести каталог космических аппаратов, содержащий как информацию об орбите и параметрах движения космического аппарата (КА), так и информацию о его типе и целевом назначении. Среди подобных систем важное место занимают наземные радиолокационные системы обнаружения космических объектов, их очевидными достоинствами являются: возможность точного измерения дальности до объекта, а также возможность работы в любое время суток и слабая зависимость качества работы системы от состояния атмосферы.

При построении радиолокационных систем для работы по КА наиболее существенное влияние на технические параметры систем оказывают следующие особенности космических целей:

- большое расстояние от РЛС. Даже для низкоорбитальных космических объектов высота орбиты может достигать 2000 километров.
- небольшие угловые размеры объектов. Угловой размер цели практически всегда уже ширины диаграммы направленности объектов.
- различные углы наблюдения. Космические объекты могут наблюдаться практически под любыми углами в верхней полуплоскости.
- высокая динамика космических объектов. Скорости объектов в околоземном пространстве сравнимы по порядку величины с первой космической скоростью, причем в некоторых ситуациях радиальная скорость цели может за малое время меняться на

противоположную по знаку. Время нахождения объекта в зоне ответственности РЛС достаточно часто не превышает одной минуты.

Учитывая большое расстояние до цели в подобных РЛС обычно стремятся использовать антенны с узким лучом. При этом высокая динамика космических объектов не позволяет осуществлять поиск космического объекта во всей верхней полусфере за время его прохождения над РЛС. Поэтому, как правило используется схема обнаружения с допоиском. Под допоиском в данном случае подразумевается сканирование в зоне наиболее вероятного нахождения объекта с целью его обнаружения.

В данной работе рассматривается синтез алгоритма допоиска для РЛС радиовидения КА миллиметрового диапазона, построенной на базе зеркальной антенны радиотелескопа РТ-7.5 [3, 4]. Данная РЛС предназначена для построения радиоизображений низкоорбитальных КА. Для построения радиоизображения необходимо осуществить допоиск и обнаружение цели, а также уточнить при помощи радиолокационных измерений параметры её движения. Основным критерий по которому был производился синтез алгоритма сканирования – минимизация времени допоиска.

В общем случае входными данными для синтеза траектории сканирования являются:

- 1) целеуказание
- 2) плотность вероятности распределения ошибки целеуказания
- 3) диаграмма направленности антенны
- 4) ограничения динамики луча антенной системы

Рассмотрим систему входных данных более подробно. Первая задача, возникающая в РЛС, работающих по космическим целям - это задача выбора формата целеуказания и прогноза положения КА в выбранный момент времени.

Наиболее универсально внешнее целеуказание в формате параметров орбиты, так как оно позволяет осуществлять прогноз положения космического объекта на длительное время вперед и выбирать для работы наиболее подходящее по условиям наблюдения положение космического объекта над позицией РЛС.

Существуют различные аналитические теории движения спутников Земли, построенные, как правило, на решении задачи гравитационного взаимодействия двух тел [5-7]. В результате решения данной задачи получаются уравнения Кеплера, при этом положение орбиты и КА задается кеплеровскими элементами:

- 1) наклонение i и долгота восходящего узла Ω определяют ориентацию плоскости орбиты в пространстве,
- 2) аргумент перицентра ω определяет положение орбиты в плоскости,

3) эксцентриситет e определяет форму орбиты,

4) средняя аномалия M_0 определяет положение спутника на орбите в эпоху t_0 .

В произвольный момент времени положение КА в геоцентрической системе координат будет определяться как:

$$n = km^{1/2} a^{-3/2}; \quad (1)$$

$$M = M_0 + n(t - t_0); \quad (2)$$

$$E = M + e \sin E; \quad (3)$$

$$r = a(1 - e \cos E); \quad (4)$$

$$\operatorname{tg}(v/2) = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg}(E/2); \quad (5)$$

$$u = v + \omega; \quad (6)$$

$$x = r(\cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i); \quad (7)$$

$$y = r(\cos u \sin \Omega - \sin u \cos \Omega \cos i); \quad (8)$$

$$z = r(\sin u \sin i). \quad (9)$$

где n – среднее движение спутника, E – эксцентрисическая аномалия спутника, r – радиус вектор спутника, v – истинная аномалия спутника, u – аргумент широты спутника.

Из решения задачи двух тел следует, что кеплеровские элементы не меняются с течением времени, однако такая модель оказывается не достаточно точной для практического применения, так она не учитывает внешние возмущающие факторы [8].

Поэтому для построения траектории целеуказания была выбрана численная модель прогнозирования траектории [9], основанная на орбитальных элементах Кеплера и учитывающая основные возмущения, которые влияют на движение низкоорбитального спутника: возмущения вызванные неоднородностью гравитационного поля Земли и влияние сопротивления атмосферы. Геопотенциал при этом задается моделью четвертого порядка:

$$V = -\frac{Gm}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^4 J_n \left(\frac{r_0}{r} \right)^n P_n(\sin \phi) \right], \quad (10)$$

где J_n – коэффициенты учитывающие форму Земли и распределение массы,

r_0 – экваториальный радиус земли,

ϕ – географическая широта,

r – длина радиус-вектора,

P_n – полином Лежандра порядка n .

После прогноза положения КА на выбранный момент времени можно сформировать целеуказание в виде опорной траектории в пространстве сферических радиолокационных координат. Точность данных координат будет зависеть от многих факторов (параметры модели орбиты, точностей их задания, вычислительной точности алгоритма прогноза и пр.), поэтому в практическом приближении можно считать отклонение опорной траектории от истинной траектории случайной величиной, распределенной по нормальному закону. Пусть $x_0(t)$, $y_0(t)$, $z_0(t)$ - отклонения истинной траектории от опорной траектории, тогда:

$$\delta(x_0, y_0, z_0) = \frac{1}{(\sqrt{2\pi})^3 \sigma_{x_0} \sigma_{y_0} \sigma_{z_0}} \exp\left(-\left[\frac{x_0^2}{2\sigma_{x_0}^2} + \frac{y_0^2}{2\sigma_{y_0}^2} + \frac{z_0^2}{2\sigma_{z_0}^2}\right]\right). \quad (11)$$

Формирование траектории осуществляется в подвижной системе координат с центром в математическом ожидании нахождения спутника на его траектории (рис. 1). Расчет точек траектории для выдачи приводу в каждый момент времени осуществляется по формуле

$$\varphi = \varphi_0 + \varphi_s,$$

где φ_0 - точка траектории ожидаемого движения спутника, φ_s - точка поисковой траектории.

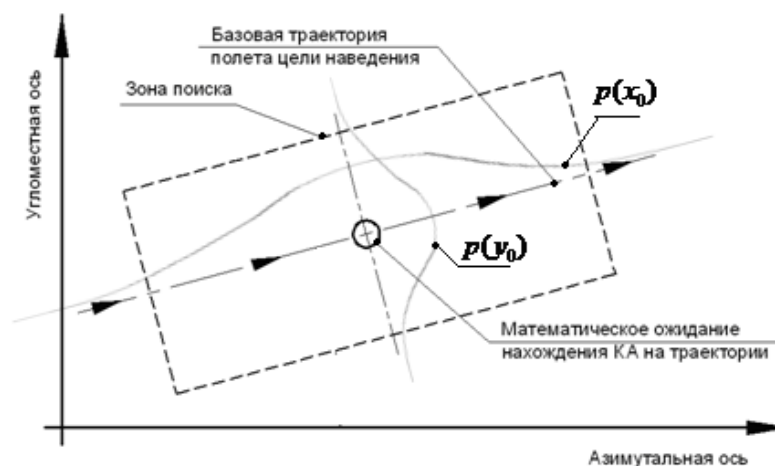


Рис. 1. Формирование траектории допоиска

Также при синтезе алгоритма сканирования учитывались ограничения, накладываемые на динамику луча. Во-первых, это ограничение относительной скорости луча совмещенной РЛС, проявляющееся при больших расстояниях до цели. Для того чтобы принять сигнал от цели относительная скорость движения луча антенны в каждый момент времени должна удовлетворять неравенству:

$$\dot{\theta}_a(t) - \dot{\theta}(t) \leq \frac{2\theta_{0.5}c}{4D(t)}, \quad (12)$$

$\dot{\theta}_a(t)$ - угловая скорость луча антенны,

$\dot{\theta}(t)$ - угловая скорость движения КА,

$D(t)$ - дальность до цели

$2\theta_{0.5}$ - ширина диаграммы направленности по уровню половинной мощности,

c – скорость света.

Также дополнительно накладываются ограничения на максимально допустимые угловые скорости и ускорения движения луча антенны, обусловленные возможностями антенных приводов [10].

Традиционно для сканирования в радиолокационных системах используются два вида траектории луча при сканировании:

- спиральная траектория, в основе которой лежит форма спирали Архимеда:

$$\theta_0 = a_0 \cos(a_1 t), \quad (13)$$

$$\varphi_0 = a_2 \sin(a_3 t), \quad (14)$$

где a – коэффициенты определяющие форму кривой,

θ_0 , φ_0 - приращение угла-места и азимута относительно опорной траектории соответственно.

- пилообразная траектория, основную форму которой можно представить как:

$$\theta_0 = b_0 t, \quad (15)$$

$$\varphi_0 = b_1 [b_2 t \bmod b_3], \quad (16)$$

где $\bmod$ – вычисление целочисленного остатка от деления,

b – коэффициенты, определяющие форму кривой.

На основании данных траекторий были сформированы траектории допоиска космического объекта в зоне, определяемой внешним целеуказанием, для радиолокационной системы миллиметрового диапазона, построенной на базе зеркальной антенны радиотелескопа РТ-7.5. Также при синтезе траекторий были учтены некоторые особенности динамики антенной системы, так например, для увеличения точности наведения вдоль одной из осей ускорение по другой оси было минимизировано. Внешний вид синтезированных траекторий приведен на рис. 2 и 3.

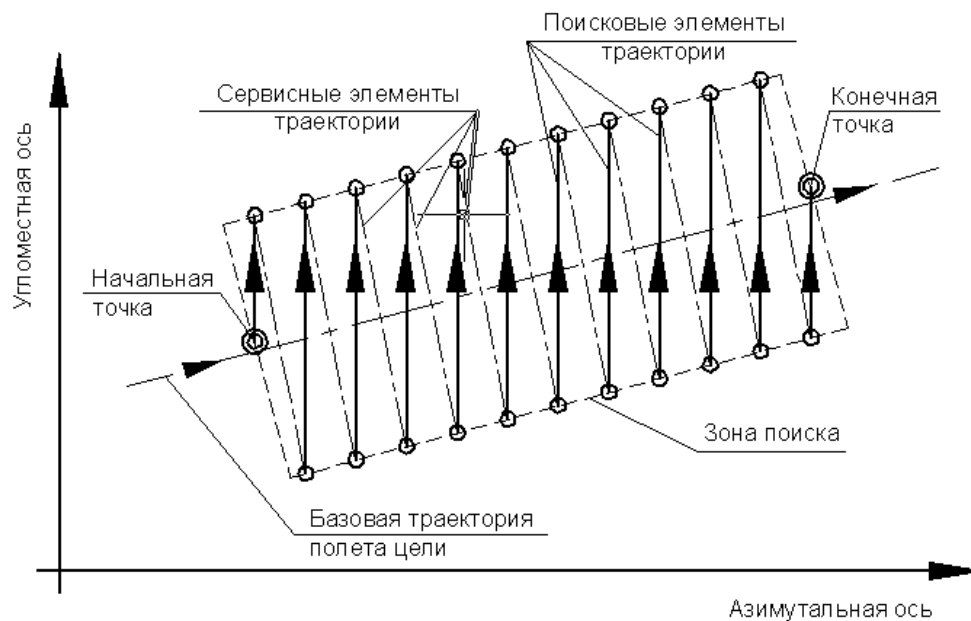


Рис. 2. Пилообразная траектория допоиска КА

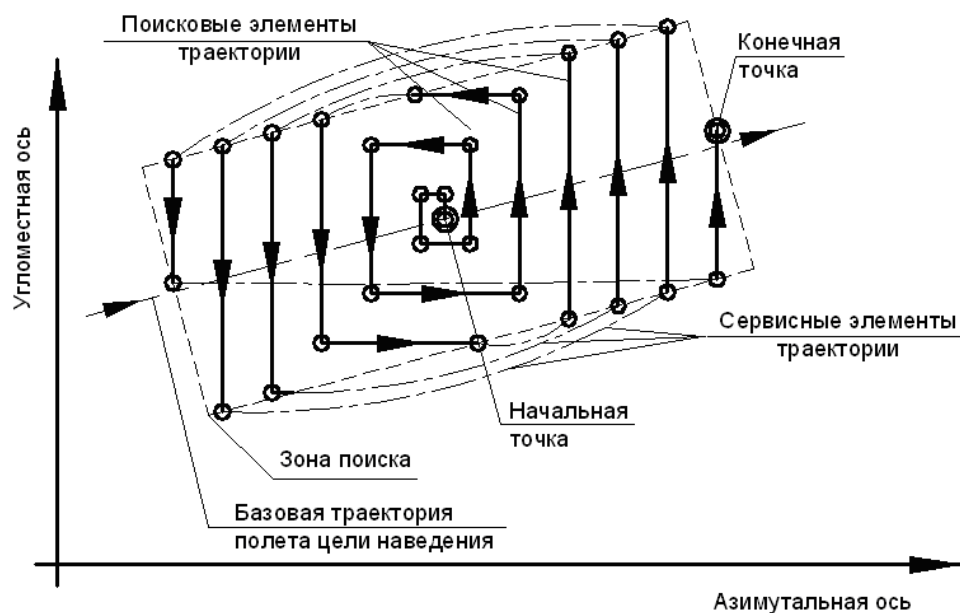


Рис. 3. Спиральная траектория допоиска КА

Также было проведено моделирование с целью сравнения выбранных траекторий допоиска. В качестве критерия сравнения использовался критерий минимизации времени сканирования. Моделирование показало, что пилообразная траектория в условиях естественных ограничений на динамику антенной системы является более эффективной по данному критерию.

Таким образом, в данной работе были рассмотрены вопросы сканирования в радиолокационных системах для работы по объектам ближнего космоса. Предложен алгоритм прогнозирования орбиты космического аппарата и построения траектории допоиска космического объекта при помощи последовательного сканирования узким лучом.

Список использованных источников:

1. Лучин А.А. Наземные радиолокационные средства получения изображений искусственных спутников Земли: Обзор // Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. 2000. № 5. С.3-13.
2. Курикша А.А., Шилин В.Д. Перспективы радиолокации космических объектов. URL. <http://www.vimpel.ru/prespektiv.htm> (дата обращения 04.10.2011).
3. Нефедов С.И., Крючков И.В., Коротеев Д.Е. Особенности проекта миллиметровой радиолокационной системы радиовидения космических аппаратов // Вестник МГТУ. Сер. Приборостроение. 2009. Спец. выпуск. С. 48–52.
4. Коротеев Д.Е., Нефедов С.И., Папазян С.В. Алгоритмы допоиска целей в РЛС радиовидения космических аппаратов миллиметрового диапазона // Радиолокация, навигация, связь: Труды XVII международной научно-технической конф. Воронеж. 2011. Т. 3. С. 2392 - 2397.
5. Чеботарев Г.А. Аналитические и численные методы небесной механики. М.: Наука, 1965.
6. Аксенов Е.П. Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977. 360 с.
7. Brouwer D. Solution of the Problem of Artificial Satellite Theory without Drag // Astronomical Journal. 1959. 64. P 378—397.
8. Кононович Э.В., Мороз В.И. Общий курс астрономии: Учебное пособие / Под. ред. Иванова. изд. 2-е испр. М.: Едиториал УРСС, 2004. 544с.
9. Hoots F.R., Roehrich R.L. Models for Propagation of NORAD Element Sets // Spacetrack. Report № 3.
10. Парщиков А.А., Польский В.А., Ванин А.В. Система приводов радиотелескопа РТ-7,5 МГТУ // Вестник МГТУ. Сер. Приборостроение. 2009. Спец. выпуск. С. 197–206.

The development of clarifying targeting algorithm in radar systems with millimeter waves, used for detecting low earth orbit satellites.

77-30569/253104

02, February 2012

Nefedov S.I., Koroteev D.E., Papazyan S.V.

Bauman Moscow State Technical University

nefedov@bmstu.ru

Koroteev@gmail.com

papazyan_samvel@mailfrom.ru

This article deals with the synthesis of clarifying targeting algorithms in radar systems with millimeter waves and beam antennas, used for detecting low earth orbit satellites. The synthesis of the clarifying algorithm is carried out using the prior information about target trajectory, and also considers the constrained beam movement trajectory of real systems

Publications with keywords: [radar](#), [algorithm](#), [isar image](#), [space vehicle](#), [scanning](#)

Publications with words: [radar](#), [algorithm](#), [isar image](#), [space vehicle](#), [scanning](#)

Reference:

1. Luchin A.A., Ground-based radar means of obtaining images of artificial satellites of the Earth: an Overview, Uspekhi sovremennoi radioelektroniki. Zarubezhnaia radioelektronika 5 (2000) 3-13.
2. Kuriksha A.A., Shilin V.D., Prospects of radiolocation of space objects, <<http://www.vimpel.ru/prespektiv.htm>> Accessed 04.10.2011.
3. Nefedov S.I., Kriuchkov I.V., Koroteev D.E., Features of the project of millimetric radio-wave imaging radar system of spacecraft, Vestnik MGTU. Ser. Priborostroenie - Bulletin of BMSTU. Ser. Instrument making Special issue (2009) 48–52.
4. Koroteev D.E., Nefedov S.I., Papazian S.V., Algorithms for completion finding targets in radiovision radar of spacecraft of millimeter range, in: Proceedings of the XVII international scientific and technical conference on Radiolocation, Navigation and Communication, Voronezh, Vol.3, 2011, pp. 2392 – 2397.
5. Chebotarev G.A., Analytical and numerical methods of celestial mechanics, Moscow, Nauka, 1965, 368 p.

6. Aksenov E.P., Theory of the motion of artificial Earth satellites, Moscow, Nauka, 1977, 360 p.
7. Brouwer D., Solution of the Problem of Artificial Satellite Theory without Drag, Astronomical Journal 64 (1959) 378-397.
8. Kononovich E.V., Moroz V.I., in: V.V. Ivanov (Ed.), General course of astronomy, Moscow, Editorial URSS, 2004, 544 p.
9. Hoots F.R., Roehrich R.L., Models for Propagation of NORAD Element Sets, Spacetrack Report No. 3, December 1980.
10. Parshchikov A.A., Pol'skii V.A., Vanin A.V., The drive system of the radio telescope RT-7, 5 MGTU, Vestnik MGTU. Ser. Priborostroenie - Bulletin of BMSTU. Ser. Instrument making Special issue (2009) 197–206.