

## НАЗЕМНАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ СПУТНИКОВОГО КОНТРОЛЯ

*Моисеев А.А.*

*Научно-производственное предприятие «Технос – РМ», Мытищи, Россия*

**Ключевые слова:** спутниковый контроль, радиолокационная съемка, маршрутный режим, широкозахватный режим, прожекторный режим, зона обзора, зона покрытия.

**Аннотация.** Обратной стороной спутникового контроля является необходимость его идентификации наземными средствами. В частности, это касается анализа особенностей, используемых для радиолокационной съемки режимов. Для маршрутного режима, используемого для предварительного поиска объекта, характерно ступенчатое изменение длительности импульсов от пачки к пачке. Расширение зоны обзора в широкозахватном режиме обеспечивается кусочно-линейным изменением длительности импульсов. Фокусировка луча в прожекторном режиме обеспечивается виртуальным поворотом синтезированной апертуры. В работе развиты: методика расчета угловых границ зоны обзора на базе теоремы косинусов; методика оценки вероятности обнаружения для протяженного и точечного объекта в картинной плоскости; методика расчета зоны покрытия в прожекторном режиме. Базой предложенных методик является трансформация траектории орбитального движения в трассу на земной поверхности.

## LAND-BASED IDENTIFICATION OF SATELLITE'S CONTROL

*Moiseev A.A.*

*Scientific and industrial entertainment "Technos – RM", Mytisch, Russia*

**Keywords:** satellite' control, radar mapping, route mode, wide-web mode, searchlight mode, viewing field, straddle field.

**Abstract.** Turnaround face of satellite monitoring at EW conditions is its identification necessity using land-based means. Particularly it concerns peculiarities analysis of modes used for radar mapping. For route mode used for preliminary object search it's character stepped variation of pulses durability in packs. Viewing field widening at wide-web mode provided with piecewise-linear variation of pulses durability. Beam focusing at searchlight mode provided with virtual turning of synthetic aperture. It was developed: method for viewing field calculation based on cosine theorem; method of probability estimation of distant and point object location in pictorial surface; method for straddle field calculation at searchlight mode. Proposed methods based on trajectory transformation of orbital motion to trace on earth surface.

Обратной стороной спутникового радиолокационного контроля является необходимость его идентификации наземными средствами. В частности, для систем подобного контроля встает вопрос, съёмка какого района земной поверхности производилась и в каком радиолокационном режиме. При этом можно выделить следующие режимы контроля [1]:

- отсутствие контроля зоны;
- предварительный поиск, соответствующий маршрутному режиму локатора бокового обзора;
- контроль зоны, соответствующий широкозахватному режиму локатора (режиму поперечного сканирования);

– контроль объекта, соответствующий прожекторному режиму локатора с синтезированной апертурой.

Основные режимы контроля качественно отображены на рисунке 1. Маршрутный режим, как указано выше, используется для предварительного поиска объекта. Для него характерно ступенчатое изменение длительности импульса от пачки к пачке. При этом разбросы длительности импульсов в пачках одинаковы, что обеспечивает равные полосы захвата при боковом обзоре.

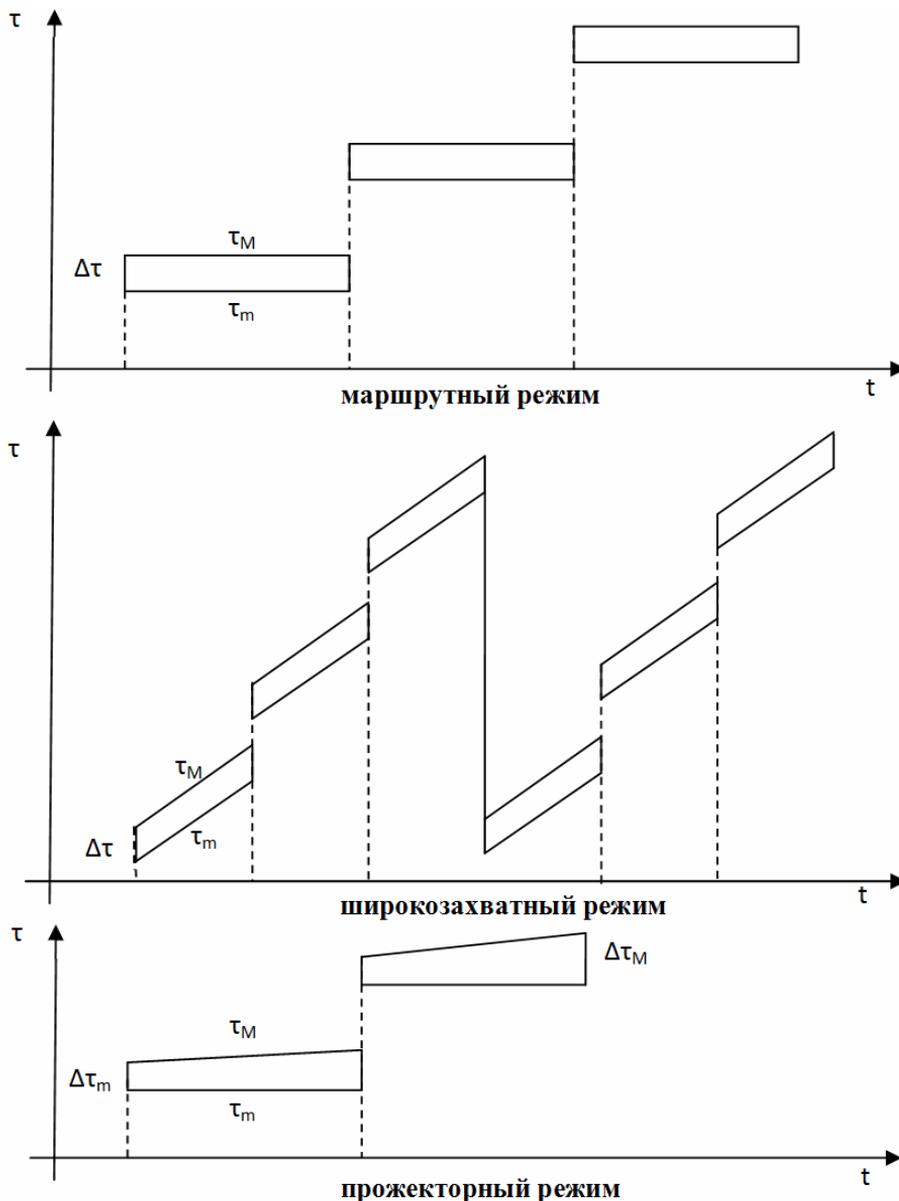


Рис. 1. Режимы съемки

Широкозахватный режим (режим сканирования) используется для расширения зоны бокового обзора. В этом режиме имеет место линейное

изменение длительности импульсов при неизменном разбросе. Это и обеспечивает упомянутое расширение полосы бокового обзора. Смещение луча в маршрутном и широкозахватном режиме осуществляется в угломестной плоскости.

Прожекторный режим обеспечивает контроль определенной области на земной поверхности. Наряду со ступенчатым изменением длительности импульса имеет место трапецеидальное изменение разброса. Основной особенностью прожекторного режима является то, что смещение луча происходит также и в азимутальной плоскости (виртуальный поворот синтезированной апертуры). Внутрипачечный разброс длительности импульсов в этом режиме, как и в вышеописанных, осуществляется за счет искусственной вариации последней.

Межпачечная вариация длительности импульсов обуславливает изменение наклонных дальностей в диапазоне  $(d_m, d_M)$ , где  $d_m = \frac{c\tau_m}{2}$  и

$d_M = \frac{c\tau_M}{2}$ , а  $\tau_m, \tau_M$  – границы длительности импульса.

Оценим проекции наклонных дальностей на картинную плоскость, касательную к земной сфере в подспутниковой точке и близкую к подстилающей поверхности. В соответствии с рисунком 2 для оценки указанных проекций может быть использовано решение треугольников OBC и OBD по трем сторонам с помощью теоремы косинусов [2]. Из нее получаем:

$$(R+h)^2 + d_m^2 - 2(R+h)d_m \cos \alpha = R^2$$

$$(R+h)^2 + d_M^2 - 2(R+h)d_M \cos \alpha = R^2$$

где  $R$  – радиус Земли;  $h = AB$  – высота орбиты;  $d_m$  – минимальная наклонная дальность;  $d_M$  – максимальная наклонная дальность.

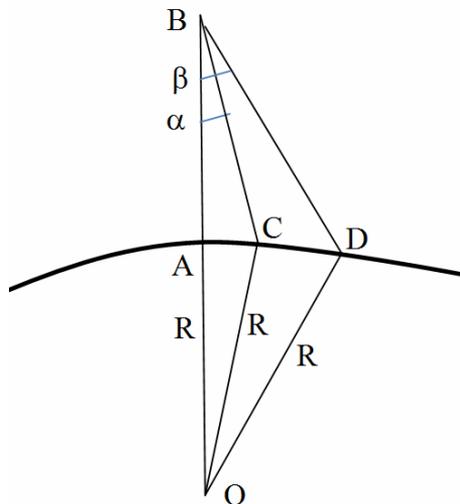


Рис. 2. Проекция наклонных дальностей

Отсюда находим для угловых границ полосы обзора:

$$\alpha = \arccos \frac{(R+h)^2 + d_m^2 - R^2}{2(R+h)d_m}$$

$$\beta = \arccos \frac{(R+h)^2 + d_M^2 - R^2}{2(R+h)d_M}$$
(1)

Площадь полосы обзора составляет при этом  $S = L*(d_M - d_m)$ , где  $L$  – длина линии пути. Вероятность обнаружения протяженного объекта составляет при этом:

$$P = \frac{S \cap S_o}{S_o},$$

где  $S_o$  – площадь протяженного объекта.

Вероятность обнаружения точечного объекта в составе протяженного составляет в свою очередь:

$$P = \frac{S \cap S_o}{\sigma S_o},$$
(2)

где  $\sigma$  – межпачечная скважность.

В широкозахватном режиме за счет сканирования достигается расширение полосы обзора до величины  $\delta = (\beta - \alpha)\sigma n$ , где угловые границы  $\alpha, \beta$  определяются соотношением (1), величина  $\sigma$ , как и выше, соответствует межпачечной скважности, а величина  $n$  – числу пачек на отдельном скане. Площадь полосы обзора при этом составляет  $s = L\delta$ , а вероятность обнаружения точечного объекта определяется, как и ранее, соотношением (2).

Прожекторному режиму соответствует ситуация в картинной плоскости, отображенная на рисунке 3. Проекции наклонных дальностей при этом оцениваются следующими соотношениями:

$$d_m' = AC \approx d_m \sin \alpha$$

$$d_M' = AD \approx d_M \sin \beta$$
(3)

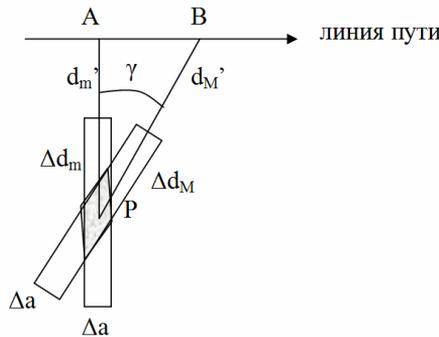


Рис. 3. Зона накрытия

Эти проекции соответствуют расстояниям от центра зоны накрытия  $P$  до подспутниковых точек  $A, B$  на линии пути в моменты прохождения передних фронтов пачек. Длина интервала  $AB$  при этом оценивается соотношением

$AB = vT$ , где  $v$  – путевая скорость, а  $T$  – период следования пачек импульсов. Точка Р находится на перпендикуляре к линии пути в подспутниковой точке А и отклоняется от нее на величину проекции  $d_m'$ . Угловое смещение «оптической» оси составляет при этом  $\gamma = \arccos \frac{d_m'}{d_M'}$ . Для оценки влияния

этого смещения на площадь накрытия примем, что разбросы по дальностям  $d_m'$ ,  $d_M'$  и линейный разброс по азимуту  $\Delta a$  составляют соответственно:

$$\begin{aligned} \Delta d_m &= \frac{c\Delta\tau_m}{2} \sin \alpha \\ \Delta d_M &= \frac{c\Delta\tau_M}{2} \sin \beta \\ \Delta a &= d_m \Delta G \end{aligned} \tag{4}$$

где  $\Delta\tau_m$ ,  $\Delta\tau_M$  – минимальный и максимальный разброс длительности импульса;  $\Delta G \approx \frac{\lambda}{D}$  – угловая ширина диаграммы направленности [3];  $\lambda$  – длина излучаемой волны;  $D$  – размер синтезируемой апертуры.

Площадь накрытия, заштрихованная на рисунке 2, составляет:

$$S \sim \Delta a \Delta d_m \max \left( \cos \gamma, \frac{\Delta a}{\Delta d_m} \right). \tag{5}$$

Разброс по длительности импульсов связан с искусственной вариацией этой длительности в соответствующей пачке. Положение центра зоны накрытия определяется следующими факторами:

- текущим положением подспутниковой точки;
- угловым расстоянием  $\delta \approx \arctg \frac{d_m'}{R}$  центра зоны от подспутниковой точки (ортодромической дугой);
- азимутом центра накрытия относительно подспутниковой точки  $A' = A - \frac{\pi}{2}$ , где  $A$  – азимут линии пути.

Определение географических координат подспутниковой точки, а также модуля и азимута путевой скорости входит в состав расчета соответствующей трассы на земной поверхности [4]. Указанный расчет в подспутниковой точке  $A(\lambda_A, \varphi_A)$  осуществляется путем перерасчета текущих орбитальных координат.

Эти координаты определяются моментом времени  $t - t_\Omega$ , пересчитанным к текущему витку орбиты, а также элементами последней [5]. К ним относятся:

- момент  $t_\Omega$  предыдущего прохождения восходящего узла;
- период орбиты ретранслятора  $T$ ;
- долгота  $\Omega$  восходящего узла по Гринвичу в экваториальной системе координат;
- наклонение  $i$  орбиты ретранслятора к плоскости экватора;
- большая полуось  $a$  и эксцентриситет  $e$  орбиты ретранслятора;

– аргумент перицентра  $\omega$  орбиты, отсчитываемый от восходящего узла.

Текущее положение на орбите определяется истинной аномалией  $v$ , отсчитываемой от перицентра, или аргументом широты  $u = \omega + v$ , отсчитываемым от восходящего узла.

Орбитальные координаты определяются следующими соотношениями:

– уравнением Кеплера для эксцентрической аномалии

$$E - e \sin E = 2\pi \frac{t - t_{\Omega}}{T} = M, \text{ где } M - \text{средняя аномалия};$$

– связью истинной и эксцентрической аномалий  $tg v = \frac{\sin E \sqrt{1 - e^2}}{\cos E - e}$ ;

– связью истинной аномалии и аргумента широты  $u = \omega + v$ .

В свою очередь, географические координаты  $(\lambda, \varphi)$  подспутниковой точки связаны с определенными выше орбитальными координатами  $(u, i)$  соотношениями вида:

$$\begin{cases} tg(\lambda - \Omega) = tgu \cos i \\ \sin \varphi = \sin u \sin i \end{cases} \quad (6)$$

Нормальная и тангенциальная компоненты орбитальной скорости ретранслятора определяются соотношениями [4]:

$$\begin{cases} V_n = e \sin v \sqrt{\frac{\gamma M_3}{p}} \\ V_t = (1 + e \cos v) \sqrt{\frac{\gamma M_3}{p}} \\ p = \frac{a}{1 - e^2} \end{cases} \quad (7)$$

где  $\gamma$  – гравитационная постоянная;

$M_3$  – масса Земли;

$a, p$  – большая полуось и фокальный параметр орбиты.

Используя (7), находим модуль  $v$  путевой скорости:

$$v = \frac{R}{R + h} \sqrt{V_r^2 + V_t^2} = \frac{R}{R + h} \sqrt{\frac{\gamma M_3}{p} (1 + e^2 + 2e \cos v)}, \quad (8)$$

где  $R, h$  – радиус Земли и высота орбиты.

Без учета вращения Земли азимут  $A_t$  путевой скорости соответствует наклонению  $i$  орбиты. С учетом указанного вращения и введенных выше обозначений он выражается соотношениями вида [4]:

$$\begin{aligned} tg A_t &= \frac{tg \varphi}{tg(\lambda - \Omega + \omega(t - t_{\Omega}))} \\ \omega &= \frac{2\pi}{T_3} \end{aligned} \quad (9)$$

Долготное приращение  $\Delta\lambda$  относительно подспутниковой точки и искомую широту  $\varphi_B$  найдем в соответствии с [6] по ортодромической дуге  $\delta$ , азимуту  $A'$  и исходной широте  $\varphi_A$  для аппроксимирующего треугольника, включающего дуги меридиана и параллели:

$$\begin{cases} \Delta\lambda = \arctg\left(\frac{\sin \delta \sin(A')}{\cos \delta \cos \varphi_A - \sin \delta \sin \varphi_A \cos(A')}\right) \\ \varphi_B = \arcsin(\sin \varphi_A \cos \delta + \cos \varphi_A \sin \delta \cos(A')) \end{cases} \quad (14)$$

Долгота точки  $B$  при этом составляет  $\lambda_B = \lambda_A + \Delta\lambda$ .

Таким образом, в работе развиты:

- методика расчета угловых границ зоны обзора на базе теоремы косинусов;
- методика оценки вероятности обнаружения для протяженного и точечного объекта в картинной плоскости;
- методика расчета зоны покрытия в прожекторном режиме.

Базой предложенных методик является трансформация траектории орбитального движения в трассу на земной поверхности.

### Список литературы

1. Моисеев А.А. Идентификация радиолокационного мониторинга // Промышленные АСУ и контроллеры. 2022. №2. С. 15-19.
2. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике. – М.: Наука, 1973. – 832 с.
3. Калитеевский Н.И. Волновая оптика. – М.: Высшая школа, 1978. – 383 с.
4. Шалыгин А.С., Санников В.А., Петрова И.Л. Баллистика космических аппаратов. – СПб.: БГТУ, 2005. – 339 с.
5. Чеботарев Г.А. Аналитические и численные методы небесной механики. – М.: Наука, 1965. – 367 с
6. Серапинас Б.Б. Геодезические основы карт. – М.: МГУ, 2001. – 132 с.

### References

1. Moiseev A.A. Radar monitoring identification // Industrial ASC and controllers. 2022. №2. P. 15-19.
2. Korn G., Korn T. Handbook of Mathematics. M.: Science, 1973. 832 p.
3. Kalitiewsky N.I. Wave optics. M.: High school, 1978. 383 p.
4. Shalygin A.S., Sannikov V.A., Petrova I.L. Spaceship’s ballistics. SPb: BSTU, 2005. 339 p.
5. Chebotarev G.A. Analytical and numerical methods of celestial mechanics. M.: Science, 1965. 367 p.
6. Serapinas B.B. Geodesic maps fundamentals. M.: MSU, 2001. 132 p.

<p><b>Моисеев Александр Александрович</b> – кандидат технических наук, старший научный сотрудник</p>	<p><b>Moiseev Aleksandr Aleksandrovich</b> – candidate of technical sciences, senior researcher</p>
<p>slow.coach@yandex.ru</p>	

Received 24.05.2022