

РАСЧЕТ ДЛИТЕЛЬНОСТИ НАБЛЮДЕНИЯ ПРИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СЪЕМКЕ

В. В. ЗАЙЦЕВ

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия
vka@mil.ru

Аннотация. Предложен математический подход к расчету длительности съемки с борта космического аппарата, оборудованного радиолокатором с синтезированной апертурой антенны, для оценивания потенциальных возможностей системы наблюдения. Геометрия съемки радиолокатором характеризуется системой из трех уравнений: наклонной дальности, эллипсоида вращения и доплеровской частоты принимаемого сигнала, которые задаются в трехмерной инерциальной системе координат, связанной с Землей. Данная система уравнений не имеет явного решения, поэтому предлагается вариант решения задачи по выявлению аналитической связи между параметрами, характеризующими положение космического аппарата на траектории, значениями углов его разворота и углов отклонения диаграммы направленности антенны, параметрами зондирующих импульсов. Для упрощения решения предполагается местная сферичность Земли в районе съемки с известным локальным радиусом. Определение длительности съемки требуется для выбора необходимого режима работы радиолокатора в целях получения радиолокационного изображения района наблюдения с требуемым разрешением в пределах заданной полосы захвата. Представлена методика планирования съемки района наблюдения радиолокатором на основе расчета ее длительности. Получены соотношения, позволяющие оценить возможности радиолокатора при решении задач съемки или при проектировании системы наблюдения, а также определить обоснованные требования к выбору основных характеристик радиолокатора и баллистических параметров группировки космических аппаратов.

Ключевые слова: длительность съемки, радиолокационная съемка, режим съемки, параметры съемки, космическая система наблюдения, радиолокатор с синтезированной апертурой антенны, радиолокационная фотограмметрия

Ссылка для цитирования: Зайцев В. В. Расчет длительности наблюдения при радиолокационной съемке // Изв. вузов. Приборостроение. 2022. Т. 65, № 9. С. 685—695. DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-9-685-695.

CALCULATION OF OBSERVATION PERSISTENCE DURING RADAR SURVEY

V. V. Zaytsev

A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia
vka@mil.ru

Abstract. A mathematical approach is proposed to calculate the duration of survey by a spacecraft equipped with a synthetic aperture radar to assess the potential capabilities of the observation system. The geometry of the radar survey is characterized by a system of three equations governing the slant range, the rotation ellipsoid, and the Doppler frequency of the received signal, which are specified in a three-dimensional inertial coordinate system associated with the Earth. This system of equations does not have an explicit solution, therefore, a variant of solving the problem of identifying the analytical relationship between the parameters characterizing the position of the spacecraft on the trajectory and the angles of its rotation, the angles of deflection of the antenna pattern, and the parameters of probing pulses is proposed. To simplify the solution, the local sphericity of the Earth is assumed in the survey area with a known local radius. Determination of the survey duration is required to select the necessary radar operation mode in order to obtain a radar image of the observation area with the wanted resolution within a given capture band. A technique for planning an area survey with a radar based on calculation of the observation duration is presented. Relationships are obtained that make it possible to evaluate the capabilities of a radar in solving survey problems or in designing a surveillance system, as well as to determine reasonable requirements for choosing the main characteristics of a radar and ballistic parameters of a spacecraft constellation.

Keywords: observation duration, space surveillance system, synthetic aperture radar, radar survey, survey mode, survey parameters, photogrammetry

For citation: Zaytsev V. V. Calculation of observation persistence during radar survey. *Journal of Instrument Engineering*. 2022. Vol. 65, N 9. P. 685—695 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-9-685-695.

Введение. Среди технологий дистанционного зондирования Земли выделяются космические радиолокационные системы наблюдения (КРЛСН). Данные системы характеризуются различными режимами съемки радиолокатором с синтезированной апертурой антенны (РСА). Основными геометрическими режимами съемки РСА являются следующие [1].

1. Режим нормальной боковой (маршрутной) съемки — детальный непрерывный режим (stripmap), при реализации которого максимум диаграммы направленности (ДН) антенны в процессе выполнения съемки ориентирован под постоянным углом к траектории движения космического аппарата (КА).

2. Режим максимального разрешения — детальный прожекторный режим (spotlight), при реализации которого съемка осуществляется с использованием электронного программного разворота антенны в азимутальной плоскости, а радиолокационное (РЛ) изображение представляется в виде компактного кадра местности.

3. Широкозахватный режим — обзорный режим (scanSAR), при реализации которого съемка осуществляется с использованием электронного сканирования ДН антенны в вертикальной плоскости. Получаемое РЛ-изображение представляет собой набор парциальных кадров, из которых формируется полоса захвата по поверхности Земли вдоль маршрута движения КА.

Важной задачей при эксплуатации КА является выбор режима съемки для наблюдения конкретного района при планировании включений РСА, разработки программ управления КА и наведения антенны с сохранением требуемого качества получаемых системой РЛ-изображений.

При текущем планировании съемки с использованием КА [2] на основе анализа задач, стоящих перед КРЛСН, выделяется перечень районов наблюдения, которые характеризуются положением на земной поверхности (координатами, превышением) и линейными размерами (шириной и протяженностью относительно трассы предполагаемого движения КА). Для объектов съемки задаются требования к качеству получаемых РЛ-изображений: предельные значения пространственного разрешения по дальности ΔR и азимуту ΔX , которые, в свою очередь, определяют используемый режим съемки и параметры зондирующих импульсов.

Для обеспечения условия однозначного приема отраженных сигналов и получения изображения требуемого качества в перечисленных выше режимах съемки РСА используется сложная геометрия наблюдения, когда выполняется наведение антенны на требуемую дальность по углу крена и осуществляется отклонение ДН антенны по азимуту (углу рыскания). Угол отклонения ДН по рысканию также компенсирует набег доплеровской частоты отраженного сигнала, который возникает за счет вращения Земли и разворотов КА при детальном и широкозахватном режимах съемки.

Возможности выбора конкретного режима съемки района наблюдения в заданный момент времени нахождения КА на траектории характеризуются зоной захвата (полосой съемки) в продольном и поперечном направлениях, в которой возможно получение отраженных сигналов с требуемыми параметрами, и полосой обзора (полосой возможного перенацеливания), в которой может быть выбрана зона захвата. Для РСА, кроме общих ограничений, связанных с обеспечением заданного потенциала радиолокационной съемки, существуют принципиальные ограничения по выбору зоны захвата. Ограничения обеспечивают однозначное воспроизведение спектра доплеровских частот принимаемого сигнала, определяемого конструктивными параметрами антенны и требуемым разрешением по азимуту. Указанное противоречие разрешается путем выбора оптимальных параметров функционирования РСА (частоты повторения зондирующих импульсов) и способов компенсации смещения центральной доплеровской частоты отраженных сигналов.

Важным параметром съемки является интервал времени нахождения РСА над районом наблюдения (длительность съемки), при котором обеспечиваются условия однозначного приема отраженных сигналов. Длительность наблюдения характеризует возможности системы по много-

кратной съемке района за один пролет, количество возможных перенацеливаний ДН антенны в широкозахватном режиме, время накопления сигнала при обеспечении максимального разрешения в прожекторном режиме. Анализ публикаций показывает, что пути решения задачи по расчету длительности съемки с использованием РСА освещены и проработаны не в полной мере, что проявляется в отсутствии соответствующего математического аппарата [3—11].

Таким образом, цель настоящей статьи — решение задачи расчета длительности съемки с учетом влияния ее геометрических условий. Для достижения цели предлагается решение задачи по выявлению аналитической связи между параметрами, характеризующими положение КА на траектории, значениями углов разворота КА и углов отклонения ДН антенны и параметрами зондирующих импульсов, что требуется для выбора необходимого режима съемки и получения РЛ-изображений района наблюдения с требуемым разрешением в пределах заданной полосы захвата.

Модель расчета длительности наблюдения. Пусть район наблюдения имеет линейную протяженность вдоль трассы L_p и, соответственно, угловую протяженность $\eta = L_p / R_3$, где R_3 — локальный радиус Земли (рис. 1).

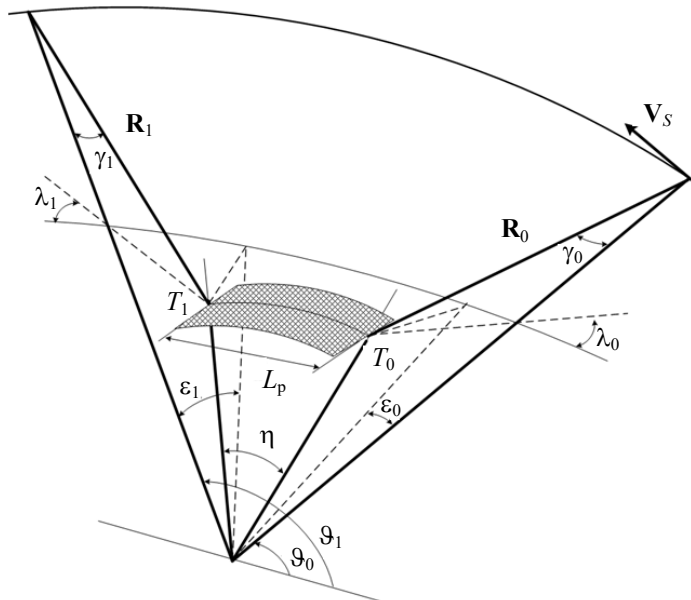


Рис. 1

Район ограничен начальной и конечной точками объекта T_0 и T_1 на поверхности Земли для середины полосы захвата. Длительность наблюдения t_s определяется временем движения КА по орбите вдоль объекта с учетом углового наведения антенны на требуемую наклонную дальность и возможных предельных отклонений антенны по азимуту с соблюдением качества РЛ-изображения: пространственного разрешения и обеспечения однозначного приема отраженных сигналов. Точкам T_0 и T_1 соответствуют истинные аномалии ϑ_0 и ϑ_1 КА. Тогда длительность наблюдения можно вычислить по интегральной формуле [12]

$$t_s = \int_{\vartheta_0}^{\vartheta_1} \frac{1}{\omega} d\vartheta = p^{3/2} \mu^{-1/2} \int_{\vartheta_0}^{\vartheta_1} (1 + e \cos \vartheta)^{-2} d\vartheta, \quad (1)$$

где $\omega_s = p^{-3/2} \mu^{1/2} (1 + e \cos \vartheta)^2$ — угловая скорость движения КА относительно центра Земли; $p = (R_3 + H_A)(1 - e)$ — фокальный параметр орбиты; μ — геоцентрическая постоянная поля тяготения Земли; $e = (H_A - H_P) / (H_A + H_P + 2R_3)$ — эксцентриситет орбиты; H_A и H_P — высота апогея и перигея орбиты соответственно.

В свою очередь, уравнение (1) может быть представлено в виде

$$t_s = p^{3/2} \mu^{-1/2} \left\{ \left[e \sin \vartheta / (e^2 - 1)(1 + e \cos \vartheta) + 2(1 - e^2)^{-3/2} \times \right. \right. \\ \left. \left. \times \arctg((1 - e)^{1/2} (1 + e)^{-1/2} \operatorname{tg}(\vartheta / 2)) \right] \Big|_{\vartheta_0}^{\vartheta_1} \right\}.$$

Истинная аномалия ϑ_0 определяется через начальную высоту съемки H_0 :

$$\vartheta_0 = \arccos((p - R_3 - H_0) / e(R_3 + H_0)),$$

а аномалия ϑ_1 — из уравнения

$$\vartheta_1 - \vartheta_0 = \varepsilon_0 + \varepsilon_1 + L_p / R_3,$$

где ε_0 и ε_1 — центральные углы в плоскости орбиты.

Углы ε_0 и ε_1 рассчитываются в системе координат (СК), связанной с носителем через углы ориентации вектора наклонной дальности γ_0 и λ_0 , γ_1 и λ_1 :

$$\varepsilon_0 = \arcsin\left(\frac{R_0 \sin \gamma_0 \cos \lambda_0}{R_3}\right), \quad \varepsilon_1 = \arcsin\left(\frac{R_1 \sin \gamma_1 \cos \lambda_1}{R_3}\right),$$

где γ_0 и γ_1 — углы крена КА в начальной и конечной точках наблюдения, задающие положение полосы наблюдения относительно орбиты КА при действующей временной задержке отраженного сигнала и наклонной дальности; λ_0 и λ_1 — углы отклонения вектора наклонной дальности по азимуту, определяемые скоростью взаимного перемещения КА и района наблюдения, значениями угловых разворотов антенны и КА и, соответственно, доплеровским смещением частоты отраженного сигнала; R_0 и R_1 — наклонная дальность.

Для определения данной зависимости необходимо разработать фотограмметрическую модель РЛ-изображения, связывающую координаты точек местности и снимка.

Фотограмметрическая модель РЛ-изображения. В заданный момент времени положение КА и его движение описываются в принятой СК радиус-вектором $\mathbf{R}_S = (X_S, Y_S, Z_S)$ и вектором скорости $\mathbf{V}_S = (V_{S_x}, V_{S_y}, V_{S_z})$ на основе прогноза орбитального движения КА (рис. 2). При использовании РСА ориентация вектора наклонной дальности отраженного сигнала определяется как результат пересечения фронта падающей волны и земного эллипсоида с учетом смещения частоты отраженного сигнала, возникающего из-за взаимного перемещения КА и района наблюдения.

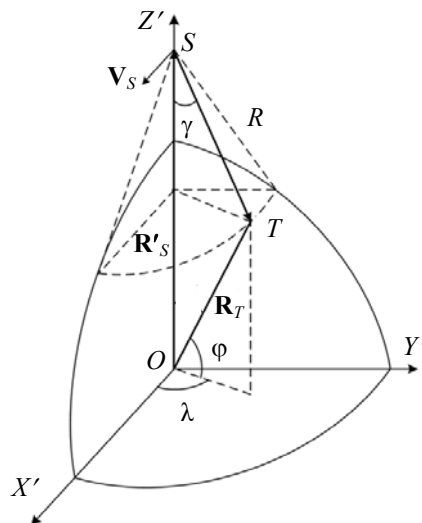


Рис. 2

Координаты (X_T, Y_T, Z_T) точки T на поверхности Земли задаются уравнением эллипсоида вращения в экваториальной инерциальной СК:

$$\frac{X_T^2 + Y_T^2}{(R_e + h)^2} + \frac{Z_T^2}{R_p^2} = 1,$$

где R_e и R_p — экваториальный и полярный радиусы земного эллипсоида соответственно; h — превышение района съемки над поверхностью эллипсоида.

Наклонная дальность R описывается уравнением сферы:

$$(X_S - X_T)^2 + (Y_S - Y_T)^2 + (Z_S - Z_T)^2 = X^2 + Y^2 + Z^2 = R^2.$$

Доплеровская частота f_d отраженного сигнала зависит от результата произведения векторов наклонной дальности и его скорости [13] или векторов положения носителя (\mathbf{R}_S) и цели (\mathbf{R}_T) и их скорости [14]:

$$\frac{f_d l_b R}{2} = (\mathbf{R}_S - \mathbf{R}_T)(\mathbf{V}_S - \mathbf{V}_T),$$

где l_b — длина волны излучения РСА; \mathbf{V}_T — вектор скорости движения объекта на поверхности Земли на широте района наблюдения в экваториальной инерциальной СК.

Составляющие вектора скорости \mathbf{V}_T определяются по следующей формуле:

$$\mathbf{V}_T(V_{T_x}, V_{T_y}, V_{T_z}) = \begin{bmatrix} -Y_T \omega_e \\ X_T \omega_e \\ 0 \end{bmatrix},$$

где $\omega_e = 7,2292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с — угловая скорость вращения Земли.

Прямая задача определения положения точки на поверхности Земли не может быть решена в явном виде. Обычно используются численные методы решения системы уравнений эллипсоида, наклонной дальности и доплеровской частоты отраженного сигнала [15] относительно координат цели X_T, Y_T, Z_T в экваториальной инерциальной СК, в которой обычно выполняется баллистический прогноз движения КА.

Однако при допущении о локальной сферичности Земли в районе наблюдения с известным для данной широты средним радиусом кривизны R_T положение района на поверхности эллипсоида в барицентрической СК [16] (см. рис. 2) можно задать через направляющие косинусы вектора \mathbf{R}_T :

$$X'_T = k_1 R_T; Y'_T = k_2 R_T; Z'_T = k_3 R_T,$$

где $k_1 = \cos \varphi \cos \lambda$, $k_2 = \cos \varphi \sin \lambda$, $k_3 = \sin \varphi$; φ , λ — углы в сферической СК.

Координаты вектора $\mathbf{R}'_T(X'_T, Y'_T, Z'_T)$ в барицентрической СК преобразуются в геоцентрическую инерциальную СК по формулам

$$\begin{bmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{bmatrix} = [n_{i,j}] \cdot \begin{bmatrix} X'_T \\ Y'_T \\ Z'_T \end{bmatrix},$$

где $[n_{i,j}]$ — матрица поворота, характеризуемая параметрами орбиты КА.

Элементы матрицы поворота определяются составляющими вектора площадей \mathbf{C} [16]:

$$[n_{i,j}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{CR_S}(C_2Z_S - C_3Y_S) & \frac{C_1}{C} & \frac{X_S}{R_S} \\ \frac{1}{CR_S}(C_3X_S - C_1Z_S) & \frac{C_2}{C} & \frac{Y_S}{R_S} \\ \frac{1}{CR_S}(C_1Y_S - C_2X_S) & \frac{C_3}{C} & \frac{Z_S}{R_S} \end{bmatrix},$$

где C_1, C_2, C_3 — компоненты вектора площадей с модулем $C = \sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}$.

Согласно второму закону Кеплера, постоянная площадей вычисляется в результате векторного произведения $\mathbf{C} = \mathbf{R}_S \times \mathbf{V}_S$ с модулем $C = R_S V_S \sin Q$ и углом между векторами \mathbf{R}_S и \mathbf{V}_S . Параметр Q рассчитывается по формуле

$$Q = \arccos\left(\frac{X_S V_{S_x} + Y_S V_{S_y} + Z_S V_{S_z}}{R_S V_S}\right).$$

Компоненты вектора площадей $\mathbf{C} = (C_1, C_2, C_3)$ определяются по известным соотношениям [6]

$$C_1 = Y_S V_{S_z} - Z_S V_{S_y}, C_2 = Z_S V_{S_x} - X_S V_{S_z}, C_3 = X_S V_{S_y} - Y_S V_{S_x}.$$

Положение точки T определяется через сферические координаты следующим образом:

$$X_T = R_T [n_{11}k_1 + n_{12}k_2 + n_{13}k_3];$$

$$Y_T = R_T [n_{21}k_1 + n_{22}k_2 + n_{23}k_3];$$

$$Z_T = R_T [n_{31}k_1 + n_{32}k_2 + n_{33}k_3],$$

где n_{xx} — элементы матрицы поворота в барицентрической СК.

Данное уравнение удовлетворяет всем точкам окружности с полярным углом γ . Угол φ можно выразить через угол обзора следующим образом (см. рис. 2):

$$\varphi = \arccos\left(\frac{R_S \sin \gamma}{R_T}\right).$$

В этом случае зависимость доплеровской частоты f_d от углов ориентации γ, λ вектора наклонной дальности в барицентрической СК имеет следующий вид:

$$f_d = \frac{2}{l_B R} \left\{ X_S V_{S_x} + Y_S V_{S_y} + Z_S V_{S_z} + \right. \\ + R \sin \gamma \cos \lambda [(-V_{S_x} - \omega_e Y_S)n_{11} - (V_{S_y} - \omega_e X_S)n_{21} - V_{S_z} n_{31}] + \\ + R \sin \gamma \sin \lambda [(-V_{S_x} - \omega_e Y_S)n_{12} - (V_{S_y} - \omega_e X_S)n_{22} - V_{S_z} n_{32}] + \\ \left. + (R_T^2 - R^2 \sin^2 \gamma)^{1/2} [(-V_{S_x} - \omega_e Y_S)n_{13} - (V_{S_y} - \omega_e X_S)n_{23} - V_{S_z} n_{33}] \right\}.$$

Полученное выражение преобразуется к квадратному уравнению, которое может быть решено относительно неизвестного λ :

$$\cos^2 \lambda \cdot (N_1^2 + N_2^2) + \cos \lambda \cdot (2N_1N_0) + (N_0^2 - N_2^2) = 0, \quad (2)$$

где

$$\begin{aligned} N_1 &= R_T \cos \varphi [(-V_{S_x} - \omega_e Y_S) n_{11} - (V_{S_y} - \omega_e X_S) n_{21} - V_{S_z} n_{31}]; \\ N_2 &= R_T \cos \varphi [(-V_{S_x} - \omega_e Y_S) n_{12} - (V_{S_y} - \omega_e X_S) n_{22} - V_{S_z} n_{32}], \\ N_0 &= R_T \sin \varphi [(-V_{S_x} - \omega_e Y_S) n_{13} - (V_{S_y} - \omega_e X_S) n_{23} - V_{S_z} n_{33}] + \\ &\quad + \frac{l_B f_d R}{2} + X_S V_{S_x} + Y_S V_{S_y} + Z_S V_{S_z}. \end{aligned}$$

Уравнение (2) определяет ориентацию вектора наклонной дальности, параметры принимаемого сигнала в зависимости от вектора положения КА, его скорости и положения объекта съемки на поверхности Земли; в дальнейшем это уравнение можно использовать при планировании съемки.

Анализ точности модели. Основными факторами, влияющими на точность предложенной модели, являются погрешности определения вектора положения и вектора скорости КА, а также параметров элементов внешнего ориентирования. Перечисленные факторы могут быть формализованы и сведены к 11 варьируемым параметрам, определяющим точность модели в фиксированные моменты времени РЛ-съемки.

Предлагается учесть случайный характер отклонений реальных значений параметров от расчетных. Один из методов, позволяющий определить основные статистические характеристики, — метод статистических испытаний Монте-Карло [17]. Выходными величинами при использовании метода Монте-Карло являются дисперсия, среднеквадратическое отклонение, математическое ожидание исследуемого компонента или суммарное значение ошибки.

Для космической РЛ-съемки с трехосной ориентацией в пространстве основные варьируемые параметры могут быть сгруппированы следующим образом: составляющие вектора скорости; составляющие вектора положения; три значения угла, характеризующие положение линии визирования в пространстве, — тангаж, крен, рыскание; наклонная дальность; отклонение превышения участка местности от заданного значения.

Основные этапы имитационного моделирования космической РЛ-съемки земной поверхности включают, во-первых, определение параметров пространственного положения и движения КА, координат точки на поверхности Земли в фиксированные моменты времени с помощью соотношений предложенной аналитической модели; во-вторых, формирование значений погрешностей 11 варьируемых параметров, например, $\Delta X_S, \Delta Y_S, \Delta Z_S$... и т.д.; в-третьих, расчет основных статистических характеристик составляющих ошибок определения координат на основе 1000—1200 реализаций случайных совокупностей варьируемых параметров с помощью метода Монте-Карло. Статистические характеристики определяются путем статистического моделирования случайных величин и получения определенной выборки случайных значений, по которым затем вычисляются математические ожидания, дисперсии и гистограммы распределения составляющих ошибки по дальности и азимуту.

Имитационная модель реализуется в виде алгоритма и программы с помощью метода Монте-Карло. Алгоритм состоит из следующих основных шагов.

Шаг 1. Производится расчет случайной реализации исследуемой величины для точки на снимке с координатами x, y .

Шаг 2. По полученному массиву реализаций рассчитываются средние значения координат на местности, их среднеквадратические отклонения и строятся гистограммы распределения по дальности и азимуту РЛ-изображения.

Шаг 3. Рассчитываются максимальные и минимальные значения составляющих координат при выбранном варианте статистических испытаний.

Пример реализации гистограммы для координаты по азимуту приведен на рис. 3.

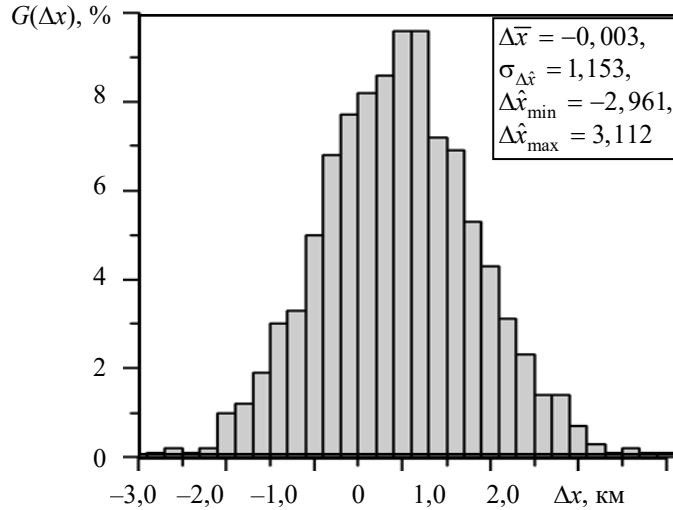


Рис. 3

Расчет параметров выполняется при прогнозе движения КА по маршруту для продолжения вариантов исследования.

Предлагаемая методика расчета статистических характеристик имеет универсальный характер, так как позволяет получить количественные характеристики случайных вариаций как для отдельных факторов, так и для различных комбинаций факторов.

Методика планирования съемки района наблюдения на основе расчета ее длительности. В результате проведенного исследования получен аналитический аппарат, описывающий влияние геометрических и информационных ограничений (разрешения, частоты отраженного сигнала, полосы захвата) на общее время наблюдения района с заданными координатами. Практический интерес представляет задача определения оптимальных значений углов наблюдения $\gamma_{\text{опт}}$, $\lambda_{\text{опт}}$, при которых обеспечивается максимальная ширина полосы обзора $H_{\text{обз max}}$ при заданных требованиях к качеству получаемых РЛ-изображений. Данная задача решается на основе разработанной методики, содержащей анализ влияния информационных показателей КРЛСН на выбор значений параметров съемки.

Расчет значений λ_0 для диапазона изменения углов визирования $[\gamma_{\text{min}}, \gamma_{\text{max}}]$ и соответствующего им диапазона наклонных дальностей $[R_{\text{min}}, R_{\text{max}}]$ позволяет определить наклонную дальность $R_{\text{опт}}$, для которой $(\lambda_{\text{max}} - \lambda_{\text{min}}) / 2$. Угол λ_0 вычисляется из решения квадратного уравнения (2) для требуемой частоты $f_d = f_{\text{тр}}$. После разворота ДН антенны на угол $\lambda_{\text{опт}}$ для данной точки на поверхности отраженный сигнал будет иметь требуемую доплеровскую частоту.

Методика состоит из следующих основных этапов.

1. Прогноз движения КА, расчет длительности наблюдения t_s , расчет начального $t_{\text{н}}$ и конечного $t_{\text{к}}$ времени съемки.

2. Расчет элементов матрицы поворота $[n_{i,j}]$, определяемой параметрами орбиты КА, и вычисление азимутального угла для диапазона углов визирования по формуле (2) на моменты времени $t_j \in [t_{\text{н}}, t_{\text{н}} + t_s]$.

4. Определение азимутального угла λ и углов ориентации антенны для наведения ее на центр полосы захвата.

5. Определение ширины доплеровского спектра B_d для рассматриваемой полосы обзора:

$$B_d \approx \Delta f_d = [f_d(\gamma_{\max}) - f_d(\gamma_{\min})] \Big|_{\lambda = \lambda_{\text{отт}}}.$$

6. Расчет информационных показателей и выбор параметров РСА:

- размера полосы обзора $H_{\text{обз}}$ на поверхности Земли;
- определение ближней границы полосы наблюдения;
- минимальной и максимальной наклонной дальности R_{\min}, R_{\max} ;
- минимального и максимального углов обзора $\gamma_{\min}, \gamma_{\max}$;
- верхней и нижней частот повторения импульсов f_{\max}, f_{\min} .

При формировании длинных маршрутов наблюдения и для широкозахватного режима выполнение задачи съемки возможно путем разбиения всей длины маршрута объекта на элементарные участки (парциальные кадры) с дополнительным перенацеливанием ДН антенны перед сканированием каждого такого участка.

Количество снимаемых кадров в полосе обзора $N_{\text{обз}}$ определяется длительностью наблюдения t_s (см. формулу (1)):

$$N_{\text{обз}} = \text{int} \left\{ \frac{t_s}{t_p + t_{\text{ст}} + t_{\text{вкл}}} \right\},$$

где $(t_p + t_{\text{ст}})$ — время разворота КА для наведения антенны и время стабилизации КА, $t_{\text{вкл}}$ — время включения аппаратуры.

Время включения аппаратуры соответствует:

- времени пролета КА между первым и последним объектами в полосе захвата для режима маршрутной съемки;
- времени формирования каждой парциальной зоны [1] для режима обзорной съемки;
- времени накопления сигнала для формирования кадра на интервале синтезирования для режима максимального разрешения.

Длительность t_s также определяет:

- число съемок одного района через некоторые временные интервалы t_c под различными углами наблюдения (ракурсами)

$$M = \text{int} \left\{ \frac{t_s}{(t_p + t_{\text{ст}} + t_{\text{вкл}}) + t_c} \right\};$$

- коэффициент производительности за виток (K) и возможности орбиты по распределению времени наблюдения заданных объектов за период обращения (P) КА

$$K = t_s / P.$$

Заключение. Получены формулы для расчета длительности наблюдения района с целью оценки потенциальных возможностей РСА с учетом влияния геометрических условий съемки. Использование приведенных соотношений позволяет определить оптимальные параметры и режим съемки для достижения максимального обзора при сохранении информативных свойств получаемых изображений.

С учетом того, что для выполнения съемки необходимо учитывать возникающие искажения физического характера в пределах полосы обзора, определены зависимости, позволяющие оценить влияние углов ориентации ДН антенны на основные показатели КРЛСН. Полученные соотношения позволяют оценить возможности РСА при решении задач наблюдения или при проектировании КРЛСН, предъявить обоснованные требования к выбору основных характеристик РСА и баллистических параметров группировки КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Турук В. Э., Верба В. С., Голованова М. В., Голубцов П. Е., Евсиков М. В., Неронский Л. Б., Зайцев С. Э., Толстов Е. Ф. РСА „Стриж“ для малых космических аппаратов „Кондор-Э“ // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14, № 5. С. 69—83.
2. Григорьев А. Н. Методика текущего планирования и применения космических средств при управлении системой дистанционного зондирования Земли // Вестн. Рос. нового ун-та. Сер. Сложные системы: модели, анализ и управление. 2015. № 1. С. 69—73.
3. Захаров А. И., Яковлев О. И., Смирнов В. М. Спутниковый мониторинг Земли: Радиолокационное зондирование поверхности. М.: URSS, 2015. 248 с.
4. Фомин А. Н., Тяпкин В. Н., Дмитриев Д. Д. и др. Теоретические и физические основы радиолокации и специального мониторинга: Учебник / Под общ. ред. И. Н. Ищука. Красноярск: СФУ, 2016. 292 с.
5. Elachi C., Bicknell T., Chialin Wu. Spaceborne Synthetic-Aperture Imaging Radars: Applications, Techniques, and Technology // IEEE Proc. 1982. Vol. 70, N 10.
6. Wong F., Cumming I. G. A combined SAR Doppler centroid estimation scheme based upon signal phase // IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing. 1996. Vol. 34. P. 696—707.
7. Madsen S. N. Estimating the Doppler centroid of SAR data // IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems. 1989. Vol. 25. P. 134—140.
8. Moreira A., Prats-Iraola P., Younis M., Krieger G., Hajnsek I., Papathanassiou K. A Tutorial on Synthetic Aperture Radar // IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine. 2013. N 1 (1). P. 6—43.
9. Tomiyasu K. Tutorial Review of Synthetic-Aperture Radar (SAR) with Applications to Imaging of the Ocean Surface // IEEE Proc. 1978. Vol. 66, N 5.
10. Tomiyasu K. Conceptual Performance of a Satellite Borne, Wide Swath Synthetic Aperture Radar // IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing. 1981. Vol. 19, N 2. P. 108—11.
11. Curlander J. C. Location of Spaceborne SAR Imagery // IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing. 1982. Vol. Ge-20, N 3.
12. Чевычелов Е. А., Ломов В. А. Определение длительности видеоконтакта ИСЗ с районом наблюдения // Исследование Земли из космоса. 1991. № 3. С. 67—72.
13. Верба В. С., Неронский Л. Б., Осипов И. Г., Турук В. Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / Под ред. В. С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
14. Li F., Held D., Curlander J., Wu C. Doppler Parameter Estimation for Spaceborne Synthetic Aperture Radars // IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing. 1985. GE-23, N 1. P. 47—55.
15. Curlander J. Synthetic Aperture Radar, Systems and Signal Processing. N. Y.: John Wiley & Sons Inc., 1991.
16. Основы теории полета космических аппаратов/ Под ред. Г. С. Нариманова, М. К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972. 607 с.
17. Анатолийев А. Ю., Зайцев В. В. Методика исследования поля скоростей движения оптического изображения космических оптико-электронных средствах // Сб. алгоритмов и программ. СПб: ВИККА, 1998.

Сведения об авторе

Владимир Валентинович Зайцев — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра оптико-электронных средств; преподаватель E-mail: vka@mil.ru

Поступила в редакцию 12.05.2022; одобрена после рецензирования 23.06.2022; принята к публикации 30.07.2022.

REFERENCES

1. Turuk V.E., Verba V.S., Golovanova M.V., Golubtsov P.E., Evsikov M.V., Neronsky L.B., Zaitsev S.E., Tolstov E.F. *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa* (Current Problems in Remote Sensing of the Earth from Space), 2017, no. 5(14), pp. 69–83 (in Russ.)
2. Grigoriev A.N. *Bulletin of the Russian New University. Series: Complex systems: models, analysis and control*, 2015, no. 1, pp. 69–73. (in Russ.)
3. Zakharov A.I., Yakovlev O.I., Smirnov V.M. *Sputnikovy monitoring Zemli: Radiolokatsionnoye zondirovaniye poverkhnosti* (Satellite Earth Monitoring: Radar Surface Sounding), Moscow, 2015, 248 p. (in Russ.)

4. Fomin A.N., Tyapkin V.N., Dmitriev D.D. et al. *Teoreticheskiye i fizicheskiye osnovy radiolokatsii i spetsial'nogo monitoringa* (Theoretical and Physical Foundations of Radar and Special Monitoring), Krasnoyarsk, 2016, 292 p. (in Russ.)
5. Elachi C., Bicknell T., Chialin Wu. *Proceedings of the IEEE*, 1982, no. 10(70), October.
6. Wong F. and Cumming I.G. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 1996, vol. 34, pp. 696–707.
7. Madsen S.N. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1989, vol. 25, pp. 134–140.
8. Moreira A., Prats-Iraola P., Younis M., Krieger G., Hajnsek I., Papathanassiou K. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*, 2013, no. 1(1), pp. 6–43.
9. Tomiyasu K. *IEEE Proc.*, 1978, no. 5(66), May.
10. Tomiyasu K. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 1981, no. 2(19), pp. 108–117.
11. Curlander J.C. *Location of Spaceborne SAR Imagery. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 1982, no. 3(Ge-20), July.
12. Chevychelov E.A., Lomov V.A. *Izvestiya, Atmospheric and Oceanic Physics*, 1991, no. 3, pp. 67–72. (in Russ.)
13. Verba V.S., Neronsky L.B., Osipov I.G., Turuk V.E. *Radiolokatsionnyye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* (Space-Based Ground-Survey Radar Systems), Moscow, 2010, 680 p. (in Russ.)
14. Li F., Held D., Curlander J., Wu C. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, GE-23, 1985, no. 1, pp. 47–55.
15. Curlander J. and McDonough R.N. *Synthetic Aperture Radar, Systems and Signal Processing*, John Wiley & Sons, Inc., NY, 1991.
16. Narimanov G.S., Tikhonravov M.K., ed., *Osnovy teorii poleta kosmicheskikh apparatov* (Fundamentals of the Theory of Spacecraft Flight), Moscow, 1972, 607 p. (in Russ.)
17. Anatolyev A.Yu., Zaitsev V.V. *Metodika issledovaniya polya skorostey dvizheniya opticheskogo izobrazheniya kosmicheskikh optiko-elektronnykh sredstvakh, Sbornik algoritmov i programm* (Technique for Studying the Field of Velocities of Motion of an Optical Image in Space Optical-Electronic Means, Collection of Algorithms and Programs), St. Petersburg, 1998. (in Russ.)

Data on author

Vladimir V. Zaytsev — PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Optical and Electronic Means, Lecturer; E-mail: vka@mil.ru

Received 12.05.2022; approved after reviewing 23.06.2022; accepted for publication 30.07.2022.