ГЛАВА 5

КОМПЛЕКСНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СЪЕМКИ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКОГО РСА

5.1. Системы координат, используемые при расчетах параметров радиолокационной съемки в космических системах ДЗЗ

5.1.1. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли

При проектировании космических систем дистанционного зондирования Земли инженер вынужден учитывать ряд факторов, требований и ограничений. Несколько упрощая ситуацию, их можно разделить на две группы. Первая группа — это множество ограничений, налагаемых природой и технологией космического аппаратостроения. К ним относят, в частности, баллистические ограничения (ограничения на высоту и наклонение орбиты космического аппарата, вытекающие из предельных возможностей ракеты-носителя определенного класса и аппаратуры бортового измерительного комплекса КА), необходимость размещения на КА запаса топлива для компенсации падения высоты орбиты вследствие атмосферного торможения, необходимость учета прецессии орбиты вследствие несферичности Земли, ограничения на время старта ракеты, обеспечивающие требуемые условия освещенности обследуемых территорий. Вторая группа — это множество ограничений и требований технического задания. Может случиться так, что решения, удовлетворяющие всем этим требованиям, могут быть несовместимыми. В этом случае на этапе системного проекта взаимоотношения разработчика и заказчика перетекают в область итерационных компромиссов с целью нахождения приемлемого результата. В конечном счете с учетом и на основании всех этих требований и ограничений

определяются структура и функции космической системы, ее орбитальная группировка и земной сегмент, баллистическое построение, параметры бортовых служебных систем и целевой аппаратуры, устанавливаются диапазоны изменения основных тактико-технических характеристик, обеспечивающих выполнение космической системой ее целевого назначения. Принципы выбора орбиты для спутников дистанционного зондирования Земли, а также методики расчета их параметров изложены в различной по глубине рассмотрения литературе [например, 5.1].

К баллистическому построению радиолокационного космического комплекса ДЗЗ, как правило, предъявляют следующие требования, включаемые в техническое задание:

- должен быть обеспечен глобальный обзор Земли, т. е. полное (сплошное, непрерывное) покрытие земного шара полосами обзора бортовой аппаратуры РСА;
- должна быть обеспечена заданная периодичность обзора любых локальных районов поверхности Земли (возможно, за исключением ее околополюсных районов);
- орбита КА, как правило, должна быть очень близка к круговой для обеспечения примерно одинаковых параметров качества радиолокационных изображений разных районов Земли. Эксцентриситет орбиты должен быть не более 0,003;
- высота орбит КА должна быть не более предела, определяемого энергетическими возможностями системы энергоснабжения КА для питания радиолокатора;
- изменение среднесуточных условий освещенности солнечных панелей системы энергоснабжения КА должно быть минимальным в течение всего срока активного существования (предпочтительны солнечно-синхронные орбиты).

В табл. 5.1 приведены основные параметры орбит радиолокационных спутников ДЗЗ, включенных в табл. 1.2 главы 1.

Таблица 5.1. Основные характеристики орбит некоторых КА ДЗЗ

Наименование КА и РСА, страна	Характеристики круговой орбиты	
	Высота над поверхностью Земли, км	Наклонение к плоскости экватора, градусы
EnviSat/ASAR, ESA	800	98,55
TerraSAR-X, Германия	515	97,44
COSMO-SkyMed, Италия	620	97,86
RISAT-1, Индия	536	97,55
Copernicus/Sentinel-1, ESA	693	98,18
ALOS-2/PALSAR-2, Япония	628	97,90

Как следует из данных табл. 5.1, средняя высота орбит КА составляет 630 км, а средняя величина наклонения орбит к плоскости экватора равна 97,9°, т. е. орбиты спутников ДЗЗ являются близкими к полярным.

При выводе формул, определяющих значения параметров радиолокационной съемки, зависящих от параметров орбиты космического аппарата, в данной книге орбита Земли предполагается круговой (с нулевым значением эксцентриситета).

5.1.2. Геоцентрическая гринвичская система координат

Расчет координат точек на земной поверхности, определяющих центр снимаемого кадра или центральную ось снимаемого маршрута, для всех средств ДЗЗ жестко связан с системой параметров, закрепленных для глобальных навигационных спутниковых систем, в частности, для России — Государственным стандартом [5.2]. Геоцентрическая трехмерная прямоугольная общеземная система координат, лежащая в основе упомянутого стандарта (ранее — в основе документа «ПЗ-90»), представлена на рис. 5.1.

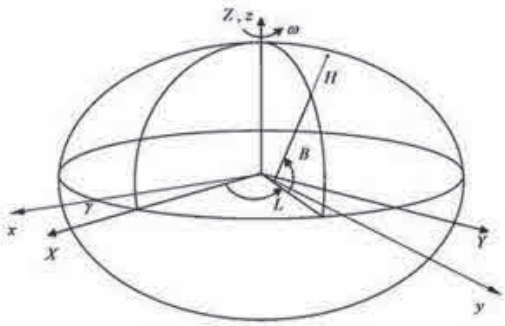

Рис. 5.1. Общеземная геоцентрическая система координат «ПЗ-90»

Ось Z направлена от центра Земли к ее условному полюсу — международному условному началу, определенному рекомендациями Международной службы вращения Земли (IERS), ось X — в точку пересечения плоскости экватора и начального меридиана, установленного IERS и Международным бюро времени (BIH), ось Y дополняет систему координат до правой.

Положения точек на поверхности общеземного эллипсоида могут быть представлены в форме трех проекций на оси X, Y, Z в пространственной общеземной системе координат, либо — в геодезических координатах, которые определяются следующим образом (рис. 5.1): B — геодезическая широта, равная углу между нормалью к эллипсоиду, проходящему через заданную точку на земной поверхности, и плоскостью экватора; L — геодезическая долгота, определяемая двугранным углом между плоскостью начального меридиана и плоскостью локального меридиана, проходящего через заданную точку на земной поверхности. Положительное направление отсче-

та долгот от начального меридиана в востоку (от 0° д 360°); H — геодезическая высота, определяемая как отрезок нормали к общеземному эллипсоиду от его поверхности до заданной точки. Следует отметить, что параметр H не включает в себя локальный профиль рельефа земной поверхности над общеземным эллипсоидом. Поэтому параметры рельефа районов земной поверхности, подлежащих радиолокационной съемке, необходимо учитывать отдельно. Математическая связь геодезических и пространственных прямоугольных координат приводится в стандарте [5.2].

Описанная выше трехмерная система координат (ее иногда называют гринвичской) является вращающейся синхронно с угловой скоростью вращения Земли, $\omega = 7{,}292 \cdot 10^{-15}$ рад/с.

Современные космические аппараты оснащаются высокоточными системами автономной навигации «ГЛОНАСС» или «GPS», которые проводят измерение параметров движения центра масс КА в той же гринвичской геоцентрической пространственной системе координат.

5.1.3. Антенная и визирная системы координат, используемые при расчете параметров радиолокационной съемки

Геоцентрическая система координат удобна для формирования и исполнения полетных заданий космических аппаратов ДЗЗ, но расчеты параметров режимов РСА производятся в других системах координат, которые будут рассмотрены ниже.

Общая схема радиолокационной съемки земной поверхности приведена на рис. 5.2.

Перед началом сеанса съемки геометрическая ось АФАР, совпадающая с нормалью к ее поверхности, должна быть отклонена от местной вертикали на определенный угол β_0, величина которого в разных проектах РСА изменяется от 35°до 45°. Этот разворот должен совершаться корпусом космического аппарата, поскольку конструкция АФАР в большинстве случаев жестко связана с конструкцией всего космического аппарата. Начальное (базовое) угловое положение геометрической оси АФАР (β_0) длжно быть стабилизировано в течение всего сеанса съемки.

Расчет геометрических параметров радиолокационной съемки производится в системах координат, которые представлены на рис. 5.3.

На рис. 5.2 и 5.3 приняты следующие обозначения:

- V_0 — путевая скорость КА в гринвичской системе координат;
- V_1 — проекция путевой скорости КА (V_0) на земную поверхность; она же — скорость перемещения подспутниковой точки

на земной поверхности;
- V_A — скорость следа луча АФАР на поверхности Земли;
- O — фазовый центр антенны РСА;
- Q — надир;
- A — центр объекта съемки (или точка прицеливания, или опорная точка);
- H — высота орбиты КА;
- L — расстояние от надира до поверхности Земли;
- R — наклонная дальность от фазового центра АФАР до центра объекта съемки;
- $\pm\Delta\beta$ — сектор углов сканирования АФАР в угломестной плоскости;
- β_0 — угол отклонения геометрической оси АФАР от направления местной вертикали;
- β_B — угол визирования;
- γ — угол скольжения;
- η — угол падения.

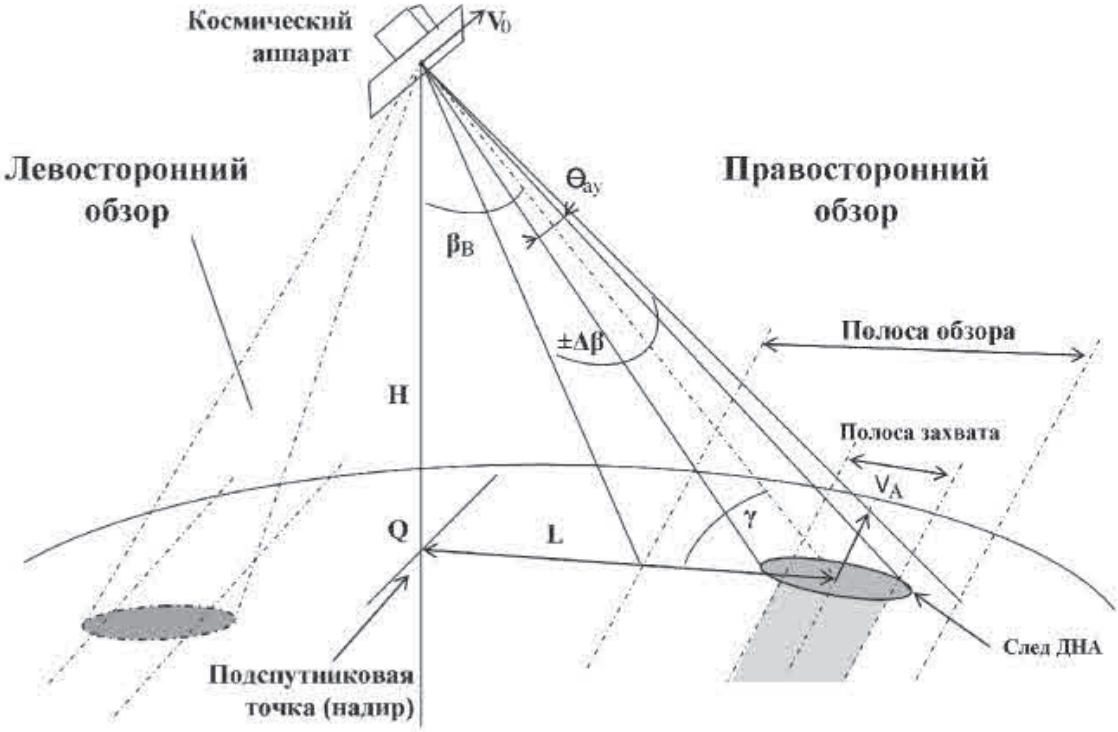

Рис. 5.2. Общая схема радиолокационной съемки

Режим съемки называется правосторонним, если съемка производится справа относительно вектора путевой скорости КА V_0, и левосторонним, если съемка производится слева относительно вектора скорости КА (см. рис. 5.2).

Антенная двумерная система координат:

– $\{O, X_A, Y_A\}$ — прямоугольная система координат АФАР;
– ось OX_A — продольная ось АФАР, направлена параллельно путевой скорости КА;
– ось OY_A — поперечная ось АФАР, ортогональна оси OX_A.

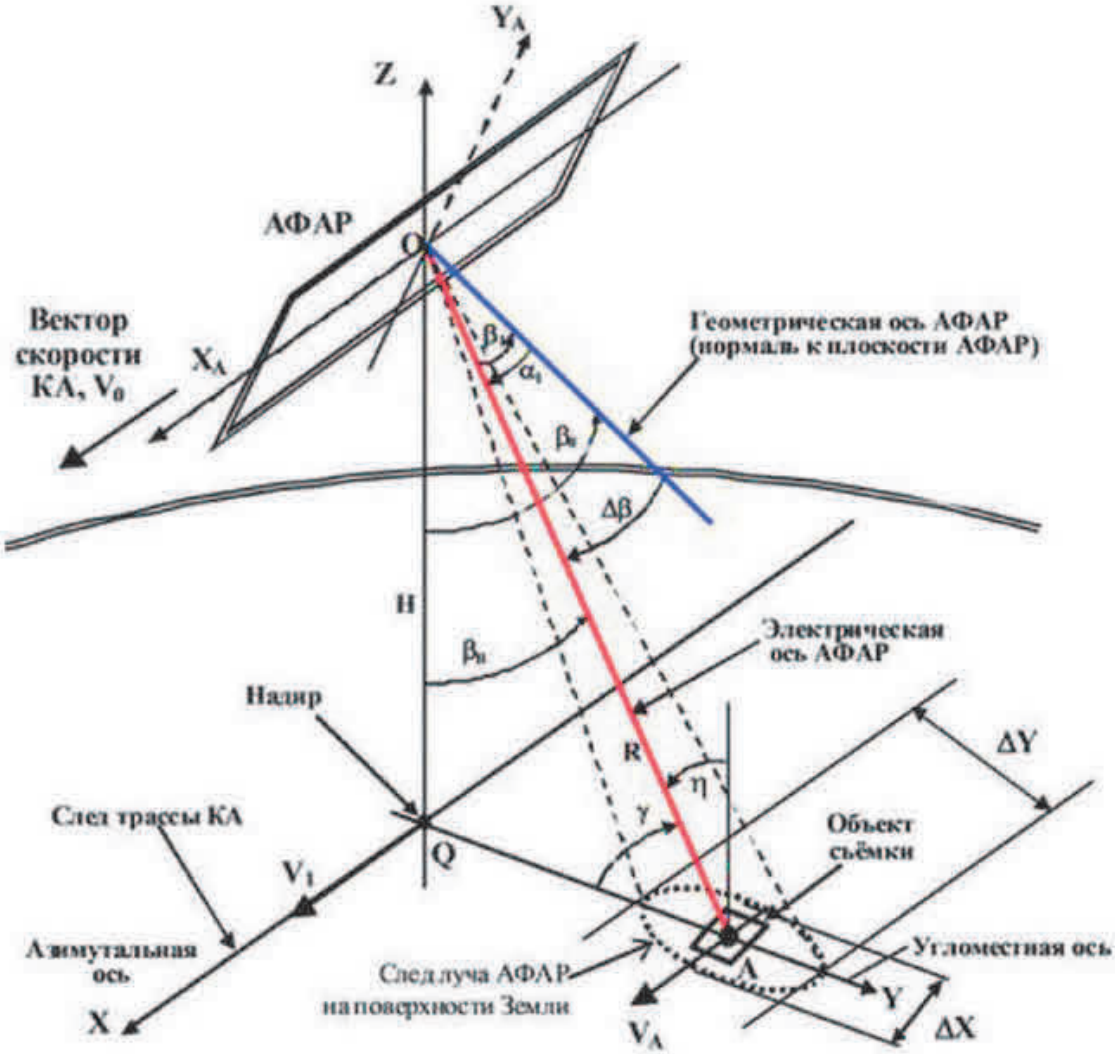

Рис. 5.3. Системы координат для расчета параметров радиолокационной съемки

В антенной системе координат производится «нацеливание» электронного луча АФАР на центр объекта съемки или на осевую линию снимаемого маршрута. Две координаты — углы α_1 и β_1 (которые могут быть выражены составляющими по осям OX_A и OY_A) — определяют текущую установку электронного луча АФАР в одну из дискретных позиций в секторе электронного сканирования на рис. 5.3 и отсчитываются от геометрической оси АФАР (каждая в своей плоскости — азимутальной и угломестной).

Визирная трехмерная система координат:

– $\{Q, X, Y, Z\}$ — трехмерная непрямоугольная визирная система координат;
– ось QZ направлена по местной вертикали от центра Земли. Она проходит через точку надира Q и фазового центра АФАР — точку O;
– ось QX — *азимутальная ось* — направлена параллельно путевой скорости КА (V_0);
– ось QY — угломестная ось — направлена по нормали к оси QX, проходит через точку прицеливания A, расположенную на земной поверхности, и дополняет визирную систему координат до правой.

Плоскость OAQ является плоскостью визирования и одновременно угломестной плоскостью. Линия OA является осью главного луча АФАР и линией визирования центра объекта съемки (или опорной точки, или точки прицеливания). Плоскость визирования перемещается в направлении вектора скорости КА при перемещении АФАР вместе с КА. Точки Q и A находятся на поверхности Земли (или общеземного эллипсоида).

Отметим, что из-за сферичности Земли треугольник OAQ не является прямоугольным. Угол отклонения оси QY от оси QZ увеличивается при увеличении угла визирования (β_B), и поэтому расчет углов скольжения (γ) и падения (η) при заданном угле визирования производится по правилам сферической геометрии. Как и во всех остальных разделах книги, при проведении приближенных расчетов мы пренебрегаем отличием формы Земли от сферы.

Наименование осей «азимут» и «угол места» для визирной системы координат выбрано из соображений краткости и логичности. Хотя эти названия ассоциируются с угловыми величинами, отсчет отрезков на осях X и Y производят в метрах. Другие возможные возможные наименования указанной пары осей: «азимут» — «дальность» или «путевая дальность» — «поперечная дальность». Термин «азимут» встречается значительно чаще, поэтому он и использован в настоящей книге. Логичной парой к термину «азимут» является «угол места», поскольку изменение координаты точки A по оси Y приводит к изменению угла места, роль которого на рис. 5.3 играет угол γ. Дополнительным обоснованием введения отличительного названия координаты Y «угол места» является тот факт, что устоявшееся название этой координаты «дальность» относилось к геометрии самолетных РСА в предположении плоской Земли, в которой все точки отсчета по этой координате лежат на одной прямой линии — на оси Y, лежащей в плоскости плоской земной поверхности. Для космических РСА необходимо использовать модель сфериче-

ской Земли, в которой точки отсчета в направлении оси Y на земной сфере не лежат на одной прямой.

С целью упрощения обработки радиоголограммы в наземных комплексах синтеза радиолокационных изображений в стандартной схеме бокового обзора продольная ось антенны РСА должна быть установлена параллельно вектору путевой скорости космического аппарата. При этом визирная плоскость совпадает с траверсной плоскостью, проходящей через опорную точку A, к которой привязано начальное время отсчета сеанса съемки и время отсчета откликов от опорных точек. В траверсной плоскости доплеровское смещение сигнала, отраженного от земной поверхности, равно нулю. Эта плоскость определяет центр доплеровского спектра отраженного сигнала, в чем и состоит удобство отсчета азимутальных радиолокационных координат от этой позиции.

Связь между параметрами визирной системы координат и геоцентрической гринвичской системой координат, в которой сформулировано полетное задание, устанавливается следующим образом. Для расчета параметра наклонной дальности (R) необходимо вычислить модуль разности радиусов-векторов центра масс КА и точки прицеливания A на земной поверхности. Аргумент этой разности будет соответствовать углу визирования точки прицеливания (β_B).

Электрическая ось АФАР может отклоняться от данного базового направления β_0 в плоскости, перпендикулярной вектору движения КА, на угол, определяемый сектором электронного сканирования АФАР и равный, например, $\pm 15°$. Таким образом, РСА может производить съемку земной поверхности в интервале углов визирования (β_B) в среднем, от 25°до 55°. Поскольку при больших углах отклонения луча антенны от вертикали возрастает наклонная дальность до района съемки, энергетические характеристики РСА ухудшаются, и в режимах, в которых для достижения высокого пространственного разрешения используется широкая полоса зондирующего сигнала, рабочая полоса углов может быть сокращена со стороны больших значений.

Визирная система координат используется в настоящей книге для расчета параметров радиолокационной съемки.

5.1.4. Двумерная радиолокационная система координат

Физический процесс радиолокации земной поверхности заключается в излучении зондирующих сигналов и приеме отраженных сигналов по основной линии распространения радиоволн, которой является ось главного луча антенны РСА, вдоль которой отсчитывается на-

клонная дальность. Объем информации, полученной за один период зондирования земной поверхности, ограничен длительностью строба приемника, которая соответствует полосе захвата РСА в каждом отдельном режиме радиолокационной съемки. В процессе движения КА по орбите зондирование земной поверхности повторяется через интервалы времени, равные периоду повторения зондирующих импульсов, и радиолокационная информация о земной поверхности непрерывно дополняется новыми массивами данных. Интервал времени накопления этих данных равен длительности сеанса радиолокационной съемки.

Таким образом, в радиолокационной системе координат одной из осей, на которой строится РЛИ, является *наклонная дальность* (R). Эта ось размечена равномерно отстоящими отсчетами, интервал между которыми определяется периодом повторения импульсов выборки АЦП приемника РСА. Ось наклонной дальности находится в плоскости визирования, которая в случае стандартного бокового обзора совпадает с траверсной плоскостью.

Второй осью радиолокационной системы координат является *азимутальная ось* (X), которая направлена параллельно вектору путевой скорости КА. Эта ось размечена равномерно отстоящими отсчетами, интервал между которыми определяется периодом повторения зондирующих импульсов РСА. Азимутальная ось в случае стандартного бокового обзора перпендикулярна плоскости визирования и, соответственно, оси наклонной дальности. Таким образом, в случае стандартного бокового обзора двумерная радиолокационная система координат является также и прямоугольной.

В радиолокационной системе координат $\{X, R\}$ производится формирование первичной радиолокационной информации (радиоголограммы) и формирование первичного радиолокационного изображения уровня обработки Level-1A, как показано на рис. 5.4 (верхнее изображение).

5.1.5. Системы координат РЛИ, привязанные к земной поверхности

При вторичной обработке радиолокационных изображений уровня Level-1A выполняются операции геометрической и радиометрической коррекции, георефференцирования и геокодирования, после чего радиолокационное изображение получает геодезическую ориентацию по отношению к географическому северу и привязывается к поверхности общеземного эллипсоида (уровень обработки Level 1C).

Система координат РЛИ уровня Level 1C, привязанная к поверхности общеземного эллипсоида и ориентированная по осям «ши-

рота» — «долгота», будет являться двумерной, непрямоугольной и неплоской, поскольку линии осей на эллипсоиде будут изогнутыми, как на глобусе. При дальнейшей обработке РЛИ может быть трансформировано в один из картографических форматов, после чего оси «широта» — «долгота» будут лежать в одной плоскости, как показано на рис. 5.4 (нижнее изображение).

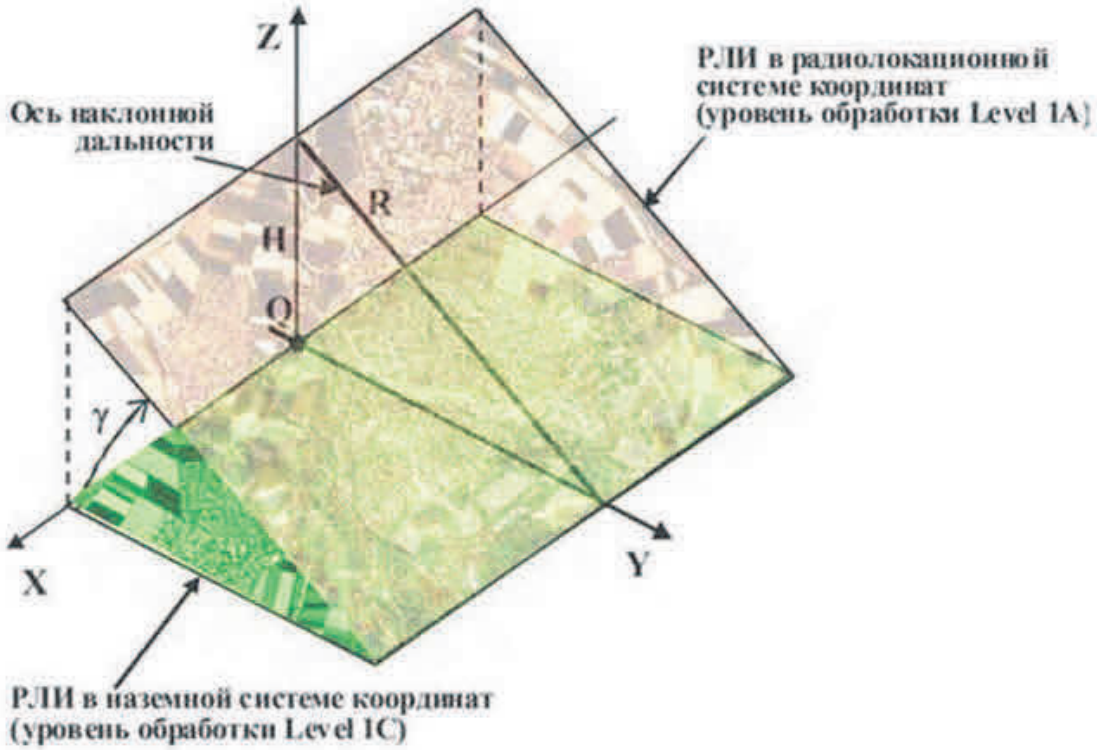

Рис. 5.4. РЛИ в радиолокационной и в наземной системах координат

Система координат РЛИ уровня Level 1D, привязанная к поверхности общеземного эллипсоида, дополняется еще одной координатой — высотой над эллипсоидом. Таким образом, эта система становится трехмерной.

5.2. Геометрические параметры съемки в визирной плоскости

Геометрические соотношения между основными параметрами радиолокационной съемки в визирной плоскости, перпендикулярной вектору путевой скорости космического аппарата, показаны на рис. 5.5.

Следует отметить, что расчетные схемы и формулы, приводимые в настоящей книге, ориентированы па наглядность и относительную

простоту использования, поэтому их точность в большинстве случаев не превышает 1÷3%. В частности, по изложенной причине на рис. 5.5 местная вертикаль совпадает с радиусом-вектором центра масс КА (или фазовым центром антенны), что для геоида верно только в точках полюсов и на линии экватора, как видно на рис. 5.1. По тем же соображениям для простоты иллюстраций и расчетов условно предполагается, что фазовый центр антенны РСА совмещен с центрам масс КА.

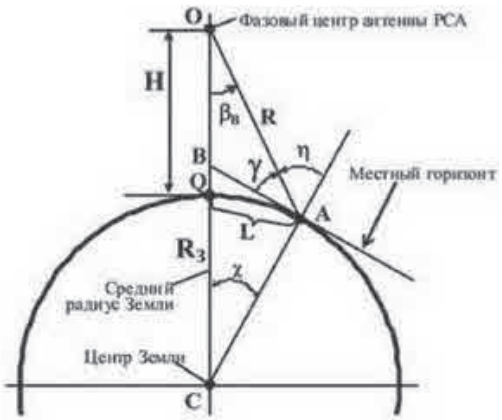

Рис. 5.5. Геометрические соотношения в визирной плоскости

Исходной величиной в расчетах геометрических параметров служит угол визирования β_B, лежащий в плоскости визирования между направлением местной вертикали, проходящей через фазовый центр АФАР (точка Q), и направлением на центр объекта съемки (точка прицеливания A).

Угол скольжения γ, отсчитываемый от плоскости местного горизонта, включающей точку прицеливания A, до линии визирования OA, находится из рассмотрения треугольника AOC и использования теоремы синусов:

$$\frac{(R_З + H)}{\sin(90 + \gamma)} = \frac{R_З}{\sin \beta_B}.$$

Поскольку $\sin(90°C + \gamma) = \cos(\gamma)$, получаем формулу для расчета угла скольжения:

$$\gamma = \arccos\left[\left(1 + \frac{H}{R_З}\right) \cdot \sin \beta_B\right], \tag{5.1}$$

где $R_З = 6{,}371 \cdot 10^6$ м — средний радиус Земли; H — высота круговой орбиты КА.

Угол падения η равен углу визирования β_B для модели плоской Земли. В модели сферической Земли угол падения превышает угол визирования, причем с увеличением угла визирования значение этого превышения растет. Например, для высоты орбиты КА 600 км при угле визирования 20° превышение составляет 2°, а при угле визирования 60° оно увеличивается до 11°. Этот параметр особенно часто используется в зарубежных материалах по РСА, что обусловлено традицией, связанной с практикой проведения фотосъемок и обработки изображений в оптическом диапазоне, когда наилучшие результаты в части пространственного разрешения достигаются при

углах падения, близких к нулю. Поскольку $\eta = (90° - \gamma)$, то

$$\eta = \arcsin\left[\left(1 + \frac{H}{R_З}\right) \cdot \sin\beta_B\right]. \qquad (5.2)$$

При увеличении угла визирования β_B угол скольжения γ уменьшается, достигая нулевого значения при совпадении линии визирования с плоскостью местного горизонта. Это значение угла называется критическим ($\beta_{кр}$) в том смысле, что при $\beta_B \geqslant \beta_{кр}$ работа РСА невозможна. Значение критического угла $\beta_{кр}$ находится из формулы (5.1) при $\gamma = 0$:

$$\beta_{кр} = \arcsin\left(\frac{R_З}{R_З + H}\right). \qquad (5.3)$$

Для высоты орбиты $H = 600$ км критический угол $\beta_{кр} = 66°$.

Помимо условия $\beta_B \leqslant \beta_{Вкр}$, ограничения на максимальное рабочее значение угла визирования β_B накладывают следующие факторы: уменьшение отношения сигнал/шум с увеличением наклонной дальности, уменьшение мощности отражений от гладких участков земной поверхности и снижение радиоконтраста радиолокационных изображений, возрастание уровня помех вследствие неоднозначности по дальности.

Зависимость углов скольжения и падения от изменения угла визирования, а также зона рабочих значений параметров, используемых в большинстве РСА, показаны на рис. 5.6.

Рис. 5.6. Изменение углов скольжения и падения в зависимости от величины угла визирования (высота орбиты КА H = 600 км)

Наклонная дальность. Используя рис. 5.5, можно вывести расчетное соотношение для наклонной дальности R, которая определяется как отрезок, соединяющий фазовый центр АФАР радиолокатора Q с точкой прицеливания A на поверхности шарообразной Земли.

Из совместного рассмотрения треугольников AOC и AOB получаем формулу для центрального угла χ, образованного дугой, один конец которой совпадает с подспутниковой точкой Q, а другой — с точкой A:

$$\chi = 90^\circ - (\beta_B + \gamma)_{\text{град}}. \tag{5.4}$$

Применяя теорему синусов к треугольнику AOC, имеем

$$\sin\chi / R = \sin\beta_B / R_З. \tag{5.5}$$

Подстановка (5.4) в (5.5) дает формулу для расчета наклонной дальности до точки прицеливания A:

$$R = R_З \cdot \frac{\cos(\beta_B + \gamma)}{\sin\beta_B}. \tag{5.6}$$

Естественно, величина наклонной дальности зависит от высоты орбиты (H) и в формуле (5.6) эта зависимость отражается через параметр γ, предварительно рассчитываемый по формуле (5.1) для определенного значения угла визирования β_B. В реальных условиях при постоянном угле визирования β_B на одном витке приполярной орбиты РСА наклонная дальность будет изменяться относительно среднего значения, задаваемого формулой (5.6), на несколько километров вследствие формы геоида и на сотни метров за счет неравномерности гравитационного поля Земли и изменения средней высоты рельефа материков, что необходимо учитывать при точных расчетах параметров съемки на этапе эксплуатации радиолокационного комплекса.

Расстояние от точки надира до опорной точки визирования. Обозначим длину дуги, замыкающей центральный угол χ на поверхности Земли (рис. 5.5), символом L. Практический смысл этой величины состоит в том, что она характеризует расстояние по поверхности сферы Земли опорной точки A от подспутниковой точки Q. Этот параметр используется для расчетов рабочей полосы обзора РСА.

Из определения дуги центрального угла имеем $L = R_З \cdot \chi$ или

$$L = R_З \left[\frac{\pi}{2} - (\beta_B + \gamma)_{\text{рад}}\right]. \tag{5.7}$$

Например, для РСА «COSMO-SkyMed» находящегося на орбите высотой 620 км, при угле визирования $\beta_B = 40^\circ$ наклонная дальность до опорной точки земной поверхности составляет 815 км, а расстояние до опорной точки от надира — 260 км.

Размеры следа луча АФАР на поверхности Земли. При расчетах полосы захвата и других показателей режимов радиолокационной съемки необходимыми параметрами являются размеры следа диаграммы направленности антенны (ДНА) на поверхности Земли, показанные на рис. 5.3. Этот след образуется на пересечении эллиптического конуса главного лепестка ДНА на уровне −3 дБ с поверхностью Земли, а его параметры вычисляются по следующим формулам:

$$\Delta Y = \frac{R \cdot \mathrm{tg}\,(\Theta_{ay})}{\sin\gamma \cdot \cos(\beta_B - \beta_0)}, \tag{5.8}$$

$$\Delta X = R \cdot \mathrm{tg}\,(\Theta_{ax}), \tag{5.9}$$

где ΔY — размер следа луча антенны на поверхности Земли по угломестной координате; ΔX — размер следа луча антенны на поверхности Земли по азимутальной координате; R — наклонная дальность до центра следа ДНА; Θ_{ay} — ширина односторонней ДНА по уровню −3 дБ в угломестном сечении; Θ_{ax} — ширина односторонней ДНА по уровню −3 дБ в азимутальном сечении; β_0 — угол отклонения геометрической оси АФАР (нормали к ее апертуре, проведенной из фазового центра) от местной вертикали (см. рис. 5.3); β_B — угол визирования (см. рис. 5.3); γ — угол скольжения, рассчитываемый по формуле (5.1).

Множитель $\cos(\beta_B - \beta_0)$ в знаменателе формулы (5.8) учитывает расширение ДНА при отклонении луча АФАР от нормали за счет электронного сканирования. В азимутальной плоскости расширение ДНА можно не учитывать из-за малости углов отклонения.

Необходимо отметить, что, хотя размеры следа ДНА обусловлены шириной диаграммы направленности антенны по уровню −3 дБ, уровень энергетического потенциала сигналов, отраженных от элементов поверхности, находящихся на границе следа, будет равен −6 дБ относительно отражающих элементов, находящихся в центре следа. Этот эффект обусловлен двойным влиянием ДНА — на передачу и на прием.

Для примера приведем размеры следа луча АФАР на земной поверхности для РСА «COSMO-SkyMed» при использовании всей апертуры АФАР и значении угла визирования $\beta_B = 40°$: $\Delta Y = 21$ км, $\Delta X = 4$ км.

5.3. Полоса обзора и полоса захвата

5.3.1. Полоса обзора

Важным геометрическим показателем эффективности РСА является полоса обзора, представляющая собой участок поверхности Земли, расположенный справа или слева от трассы полета КА, в пределах которого возможно перенацеливание линии визирования за счет электронного сканирования луча АФАР по углу места и получение радиолокационных изображений районов с заданными характеристиками качества (см. рис. 5.2). Размер полосы обзора определяется максимальным и минимальным рабочими углами визирования β_B, задаваемыми сектором электронного сканирования луча АФАР в угломестной плоскости. Полоса обзора влияет на такие системные параметры РСА, как повторяемость и оперативность радиолокационных съемок, рассматриваемые в разделе 5.6.1 книги.

Со стороны минимальных углов полоса обзора ($\beta_{\text{Вмин}}$) ограничивается ухудшением разрешения по дальности, уменьшением полосы захвата и нарастанием зеркальных отражений от подспутниковой области, маскирующих слабые цели. Обычно минимальный рабочий угол визирования равен $\beta_{\text{Вмин}} = 20°$.

Максимальное значение угла визирования определяется прежде всего критическим углом ($\beta_{\text{Вмакс}} = \beta_{\text{кр}}$), при котором луч антенны РСА направлен по касательной к поверхности Земли, а также допустимым снижением отношения сигнал/шум с увеличением наклонной дальности и допустимым уровнем помех за счет эффекта неоднозначности по дальности, вызывающим ложные изображения. Типичное максимальное значения угла визирования равно $\beta_{\text{Вмакс}} = 55°$. В каждом конкретном режиме съемки минимальное и максимальное значение углов визирования могут выбираться в более узких пределах, исходя из конкретных условий и параметров режима.

Границы рабочих значений углов визирования $\beta_{\text{Вмин}}$, $\beta_{\text{Вмакс}}$ и ширина луча АФАР Θ_{ay} в каждом режиме съемки определяют рабочие значения полосы обзора на местности. Численная оценка полосы обзора (ΔL) производится по формуле

$$\Delta L = L(\beta_{\text{Вмакс}}) - L(\beta_{\text{Вмин}}) + \frac{\Delta Y(\beta_{\text{Вмакс}}) + \Delta Y(\beta_{\text{Вмин}})}{2}, \qquad (5.10)$$

где параметры $L(\beta_B)$ и $\Delta Y(\beta_B)$ вычисляются по формулам (5.7) и (5.8) с учетом диапазона рабочих углов визирования, обеспечиваемых сектором электронного сканирования АФАР по угломестной координате.

Для РСА «COSMO-SkyMed», АФАР которого обеспечивает возможность электронного сканирования в секторе углов $\pm 15°$, максимальное значение полосы обзора составляет примерно 640 км.

5.3.2. Полоса захвата

Полоса захвата рассчитывается как интервал дальностей в угломестной плоскости, в пределах которого может быть получено радиолокационное изображение в течение одного сеанса радиолокационной съемки. Естественно, полоса захвата не может превышать полосу обзора. В детальном и маршрутном режимах съемки максимальное значение полосы захвата совпадает с угломестной шириной следа луча АФАР $\Delta Y(\beta_B)$. Мощность сигналов, отраженных от границы следа луча АФАР, будет на 6 дБ ниже, чем мощность сигналов, отраженных от центральной зоны следа луча, соответствующей максимуму ДНА. Для снижения неравномерности радиометрического профиля радиолокационных изображений величину полосы захвата нужно выбирать меньше параметра ΔY.

В обзорном режиме съемки применяется технология расширения полосы захвата под названием ScanSAR, в котором, по сути дела, суммируются изображения нескольких маршрутов с определенным перекрытием. Съемка в одном сеансе нескольких маршрутов возможна при использовании временного распределения ресурсов радиолокатора и периодического электронного сканирования луча антенны в плоскости угла места по выбранным позициям центров парциальных маршрутов. В этом режиме пространственное разрешение РСА ухудшается (по сравнению со съемкой одиночного маршрута) пропорционально числу парциальных полос съемки. В силу того, что радиолокационная съемка в этом режиме производится, по существу, фрагментами, возникает проблема совмещения границ множества фрагментов по обеим координатам — по азимуту и углу места, что поясняется рис. 5.7.

Размеры фрагментов должны быть не более размеров следа луча АФАР на земной поверхности (параметры ΔX и ΔY на рис. 5.3). Параметры электронного сканирования луча АФАР выбираются таким образом, чтобы обеспечить достаточное перекрытие парциальных полос и смежных фрагментов с целью уменьшения энергетической неравномерности будущих РЛИ и надежной «сшивки» итогового радиолокационного изображения.

В частности, если в режиме обзорной съемки суммарная полоса захвата формируется из четырех парциальных полос (как показано на рис. 5.7), то имеются четыре позиции луча с разными значениями углов визирования, соответствующих центральным осям этих

полос, — β_1, β_2, β_3, β_4. Этим углам визирования соответствуют размеры фрагментов, рассчитываемых по формулам (5.8) и (5.9).

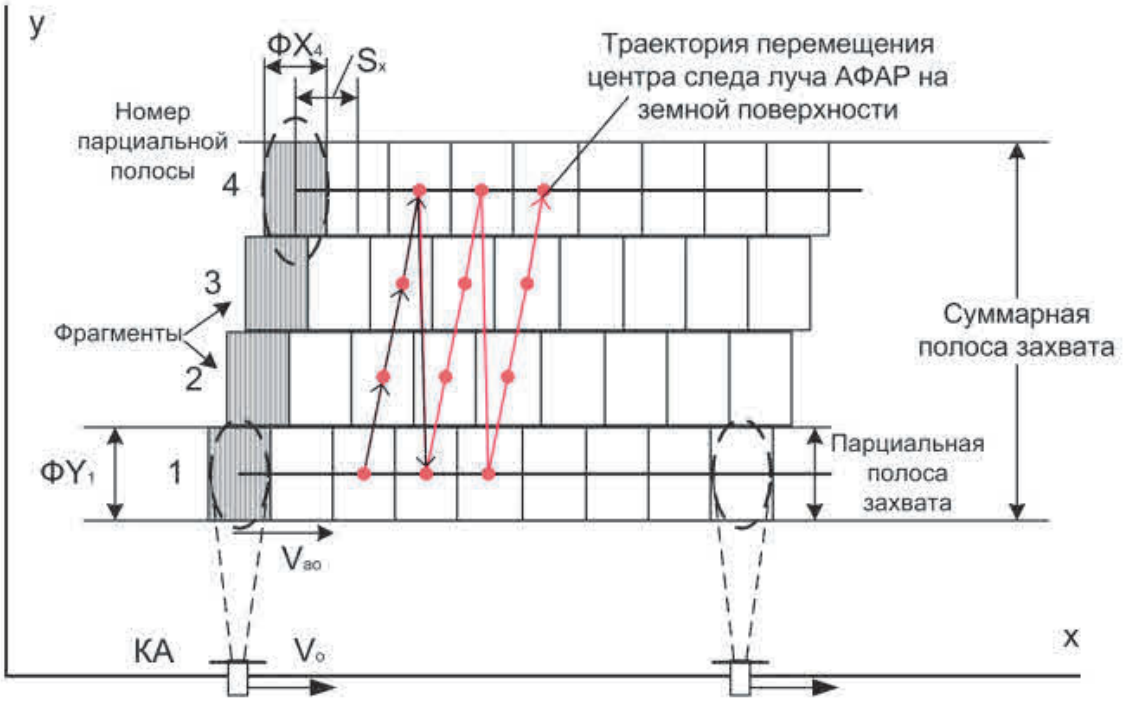

Рис. 5.7. Последовательные положения луча АФАР в режиме обзорной съемки по технологии ScanSAR (пример для четырех парциальных полос)

Ориентировочно значения коэффициентов перекрытия принимаются равными

$$k_{ovx} = 0{,}15 \text{ и } k_{ovy} = 0{,}3. \tag{5.11}$$

Размеры фрагментов по азимутальной и угломестной осям составят соответственно по азимутальной и угломестной координате

$$\Phi X_i = \Delta X \cdot (1 - k_{ovx}), \quad \Phi Y_i = \Delta Y \cdot (1 - k_{ovy}), \tag{5.12}$$

а величина суммарной полосы захвата

$$RSW = \sum_{i=1}^{4} \Phi Y_i. \tag{5.13}$$

Например, РСА «COSMO-SkyMed» в режиме маршрутной съемки имеет величину пространственного разрешения 3 м при полосе захвата 40 км, а в режиме обзорной съемки — величину пространственного разрешения 15 м при полосе захвата 120 км.

Общее число фрагментов, из которых будет составляться радиолокационное изображение обзорного маршрута, рассчитывается по формуле

$$N_{\text{фраг}} = \frac{N_{\text{пол}} \cdot A_x}{\Phi X_1}, \tag{5.14}$$

где $N_{\text{пол}}$ — число парциальных полос; A_x — протяженность заданного маршрута обзорной съемки; ΦX_1 — азимутальной размер фрагмента первой парциальной полосы.

Если в среднем азимутальный размер фрагмента равен $\Delta X_1 = 3{,}5$ км, то при числе парциальных полос $N_{\text{пол}} = 4$ и протяженности маршрута съемки 1000 км получим общее число фрагментов $N_{\text{фраг}} = 1143$. Эта величина показывает, что бесстыковая «сборка» радиолокационного изображения обзорного маршрута, полученного по технологии ScanSAR, из такого количества фрагментов в процессе наземной обработки является весьма сложной процедурой.

5.4. Параметры РСА, связанные с параметрами движения и ориентации КА

5.4.1. Путевая скорость космического аппарата

Средняя скорость космического аппарата на круговой орбите в геоцентрической инерциальной системе координат определяется соотношением [5.3]

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{R_З + H}}, \tag{5.15}$$

где $\mu = 3{,}986 \cdot 10^{14}$ м^3/с^2 — гравитационная постоянная Земли; $R_З = 6{,}371 \cdot 10^6$ м — средний радиус Земли; H — высота круговой орбиты КА.

Для высоты орбиты РСА ДЗЗ $H = 600$ км получаем $V_0 = 7562$ м/с.

Эта же формула может использоваться для оценки путевой скорости КА в гринвичской системе координат. В этом случае формула (5.15) является приближенной, поскольку она не учитывает геодезическую широту текущего положения КА на орбите. Однако, ее погрешность не превышает 1%, так как при нулевой широте мала проекция вектора скорости вращения Земли, а в полярных областях мала составляющая линейной скорости вращения Земли. Более точные расчеты значения путевой скорости необходимы при синтезе радиолокационных изображений.

5.4.2. Скорость перемещения следа луча антенны РСА по поверхности Земли

Скорость перемещения подспутниковой точки Q по земной поверхности в гринвичской системе координат обозначена символом V_1 (рис. 5.3 и 5.8). В силу геометрических соотношений, показанных на рис. 5.8,

эта скорость меньше орбитальной скорости КА V_0 и равна

$$V_1 = V_0 \frac{R_З}{R_З + H}. \tag{5.16}$$

Например, на высоте орбиты КА $H = 600$ км $V_0 = 7562$ м/с, а скорость перемещения подспутниковой точки $V_1 = 6911$ м/с.

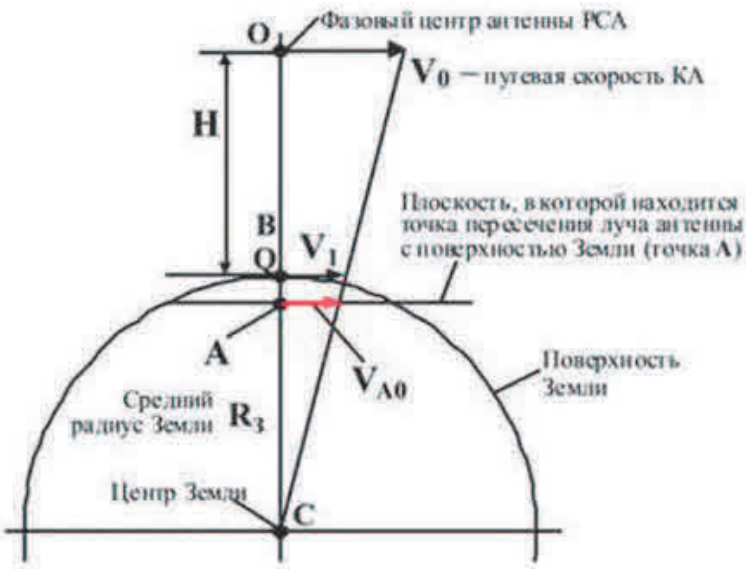

Рис. 5.8. Соотношения скоростей в орбитальной плоскости КА

Точка пересечения оси главного луча антенны с земной поверхностью (точка A на рис. 5.8) не совпадает с подспутниковой точкой, а смещена от нее на расстояние L в траверсной плоскости (рис. 5.5), что уменьшает величину проекции вектора скорости КА до величины V_{A0}. Можно показать, что в общем случае скорость перемещения следа луча АФАР на поверхности Земли в районе объекта съемки должна рассчитываться по формуле

$$V_{A0} = V_0 \frac{R_З}{R_З + H} \cdot \sin(\beta + \gamma) = V_1 \cdot \sin(\beta + \gamma). \tag{5.17}$$

Индекс 0 в обозначении V_{A0} введен для стандартного бокового обзора, который применяется в режимах маршрутной и обзорной съемки. В режиме детальной съемки используется азимутальное сканирование луча АФАР, и в этом случае скорость перемещения следа луча на поверхности Земли устанавливается равной либо нулю (для малоразмерных снимаемых объектов), либо величине V_A, задаваемой формулой (5.21).

Для средней высоты орбиты РСА ДЗЗ, равной 600 км, и рабочих углов визирования величина коэффициента $\sin(\beta + \gamma)$ изменяется от 0,999 (при малых углах визирования) до 0,99 (при больших углах визирования), что позволяет во многих случаях пренебречь этим коэффициентом и считать, что $V_{A0} \approx V_1$ с погрешностью не более 1%.

5.4.3. Ширина доплеровского спектра отраженного сигнала

Движение космического аппарата относительно поверхности Земли вызывает доплеровский сдвиг сигналов, величина которого увеличивается при увеличении азимутального угла отклонения (α) линии визирования от траверсной плоскости аппарата, в которой доплеровское смещение равно нулю.

Геометрические соотношения при расчете доплеровского смещения частоты отраженных сигналов показаны на рис. 5.9.

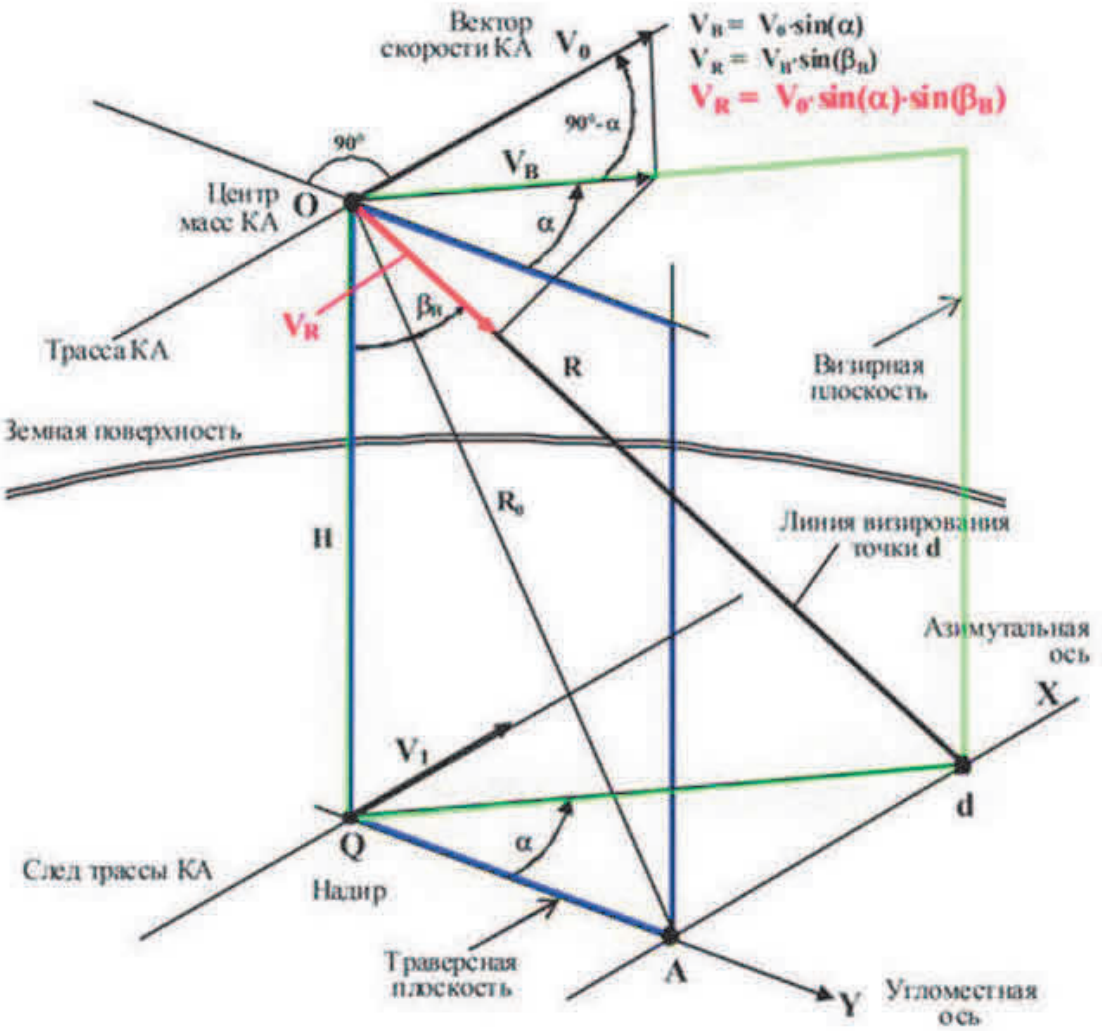

Рис. 5.9. Геометрические соотношения при расчете доплеровского смещения частоты

Сигнал, отраженный от пространственного элемента разрешения A, принадлежащего траверсной плоскости, имеет нулевое доплеровское смещение частоты.

Доплеровское смещение частоты сигнала, отраженного от пространственного элемента разрешения d, определяется радиальной скоростью V_R, которая есть проекция путевой скорости V_0 на ли-

нию визирования этой точки (на линию наклонной дальности R):

$$V_R(\alpha) = V_0 \cdot \sin(\beta_B) \cdot \sin(\alpha), \tag{5.18}$$

где α — угол скоса (отклонение визирной плоскости от траверсной плоскости).

Зависимость доплеровского смещения частоты отраженного сигнала от угла отклонения линии визирования от траверсной плоскости α в гринвичской системе координат описывается соотношением

$$F_D(\alpha) = \frac{2V_R(\alpha)}{\lambda} = \left(\frac{2V_0}{\lambda}\right) \cdot \sin(\beta_B) \cdot \sin(\alpha). \tag{5.19}$$

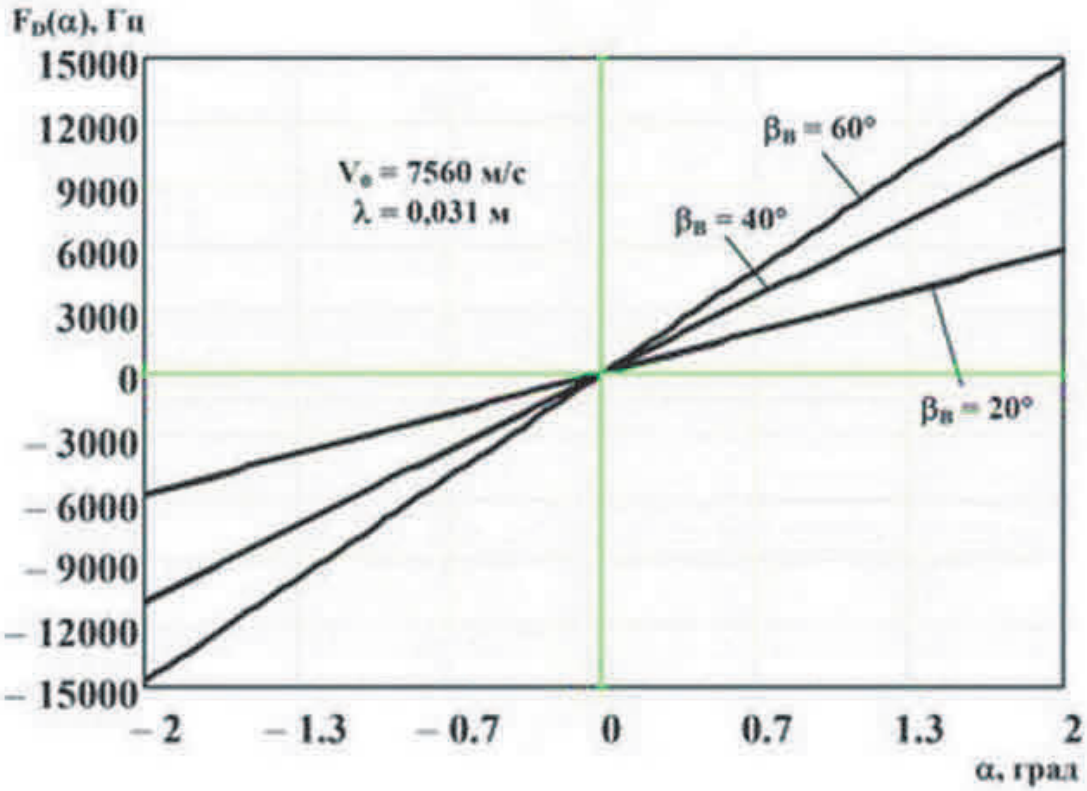

Рис. 5.10. Доплеровское смещение частоты отраженного сигнала в зависимости от угла визирования (β_B) и угла скоса (α)

В качестве примера на рис. 5.10 приведены результаты расчетов по формуле (5.19) для параметров, соответствующих данным РСА «COSMO-SkyMed».

В большинстве режимов работы РСА, когда опорная точка визирования лежит в траверсной плоскости, ширина обрабатываемой части доплеровского спектра отраженного сигнала определяется азимутальной шириной диаграммы направленности антенны по уровню −3 дБ (Θ_{ax}), рассчитывается по формуле

$$\Delta F_D = \frac{4V_0}{\lambda} \sin(\beta_B) \cdot \sin\left(\frac{\Theta_{ax}}{2}\right). \tag{5.20}$$

У РСА «COSMO-SkyMed» ширина ДНА по азимутальной координате составляет $\Theta_{ax} = 0{,}28°$, и, таким образом, ширина обрабатываемой части доплеровского спектра в этом примере в соответствии с формулой (5.20) при среднем значении угла визирования $\beta_B = 40°$ равна 1530 Гц.

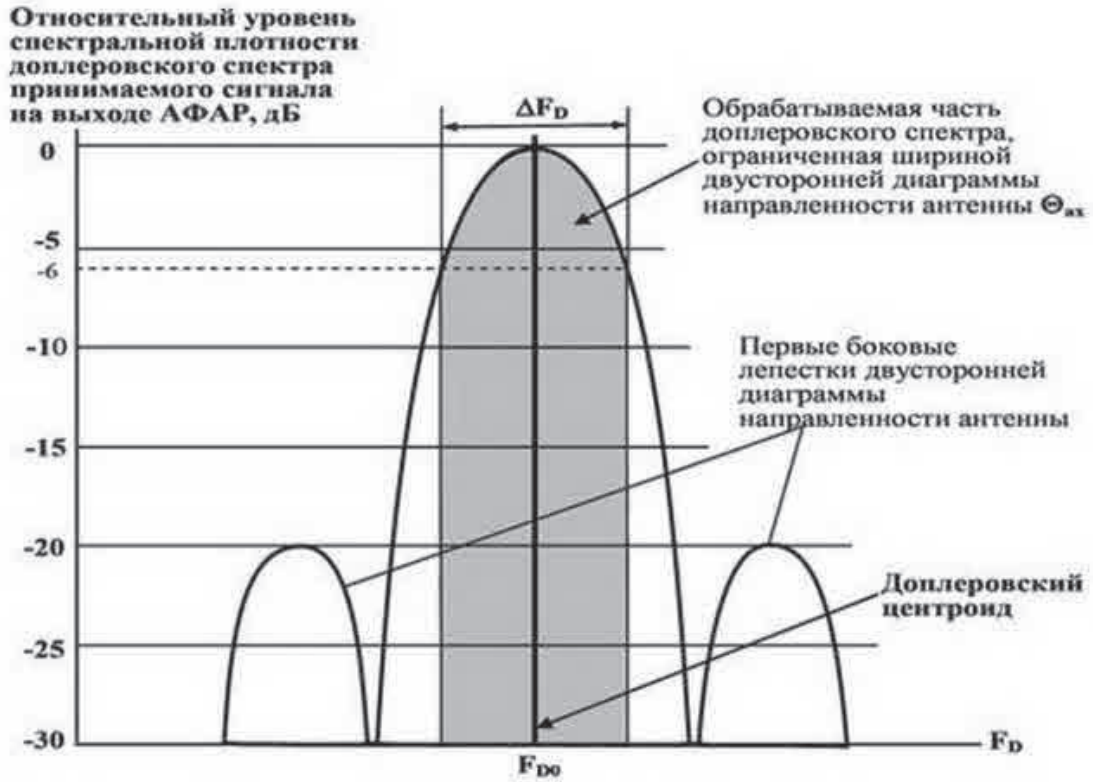

Рис. 5.11. Относительный уровень спектральной плотности доплеровского спектра принимаемого сигнала (использована аппроксимация sinc^4)

Форма спектра доплеровских частот отраженного сигнала определяется формой диаграммы направленности антенны в азимутальной плоскости и для однородного фона земной поверхности иллюстрируется рис. 5.11, в котором учтено, что максимальный уровень первых боковых лепестков не превышает −10 дБ, а в формировании доплеровского спектра ДНА участвует дважды (на передачу и на прием). Соответственно, максимальный уровень первых боковых лепестков спектральной плотности доплеровского спектра отраженного сигнала не превышает −20 дБ.

Особое значение в процессах точной обработки радиолокационной информации имеет положение центральной частоты доплеровского спектра, которое часто называют «доплеровский центроид». Его можно определить либо как интегральную медиану от его формы, либо как положение максимального значения на сфокусированном радиолокационном изображении. Однако эта методика не

обладает достаточной точностью, если на облучаемой части земной поверхности имеются локальные контрастные зоны и резкое изменение рельефа.

Детальный анализ оценки доплеровского центроида с применением современных методик содержится в [5.4–5.6]. Как показано в [5.6], для обеспечения потерь в отношении сигнал/шум при синтезе радиолокационных изображений не более 0,1 дБ и снижения эффективности подавления помех азимутальной неоднозначности не более чем на 1,4 дБ ошибка оценки положения доплеровского центроида (центральной частоты спектра доплеровских частот отраженного сигнала) должна быть не более 5% от частоты повторения зондирующих импульсов РСА в каждом конкретном режиме съемки. Кроме того, смещение доплеровского центроида приводит к смещению радиолокационной координатной сетки по азимуту и может приводить к ошибкам оценки азимутальных координат на РЛИ.

5.4.4. Стандартный и «скошенный» боковые обзоры

В разделе 5.1.3 оговаривалось условие радиолокационной съемки для большинства режимов — в стандартной схеме бокового обзора продольная ось антенны РСА должна быть установлена параллельно вектору путевой скорости космического аппарата. Это важнейшее условие эквивалентно требованию такой ориентации КА, при которой в траверсной плоскости доплеровское смещение частоты должно быть равно нулю, причем во всей полосе захвата РСА. Оно дает возможность траверсную плоскость считать азимутальной базой отсчета в радиолокационной системы координат. Одновременно это условие ограничивает максимальные значения доплеровских частот отраженных сигналов, существенно упрощает обработку радиоголограмм, улучшает точность привязки пикселей изображения к системе координат, улучшает характеристики совмещения интерферометрических пар комплексных РЛИ.

Вместе с тем в ряде случаев РСА вынужден работать и при несоблюдении этого условия. Во-первых, это ситуации, когда строгие требования к ошибкам ориентации осей КА не выполняются, и, во-вторых, имеются режимы, когда необходимо умышленно реализовать режимы съемки с переднебоковым или заднебоковым обзором (например, для реализации «прожекторного» режима или однопроходной интерферометрии с продольной базой и последовательными съемками одного и того же сюжета с разных ракурсов). Возможные варианты ошибок ориентации осей КА показаны на рис. 1.3 (стр. 43), из которого следует, что неконтролируемое отклонение осей КА по

рысканию и тангажу приводит к смещению луча следа АФАР на поверхности Земли в азимутальном направлении, отклонение по оси крена приводит к смещению по угломестной оси. В первом случае, помимо смещения пятна облучения относительно заданного района съемки, будет иметь место и смещение доплеровского центроида. Во втором случае — только смещение пятна облучения. Исходя из ожидаемых потерь качества радиолокационных изображений, разработчик космического радиолокационного комплекса устанавливает довольно жесткие требования на точность стабилизации осей КА в течение сеансов съемки.

Например, как указывалось ранее в разделе 1.1.7, для системы «COSMO-SkyMed» установлены требования к предельным ошибкам (3σ) ориентации осей КА на уровне $\pm 1{,}5$ угл. мин. Если ошибки отработки положения осей КА превышают указанные значения, то по крайней мере должно быть обеспечено точное измерение положения осей КА помощью приборов астрокоррекции. Естественно, что использование управления угловым положением осей КА в большинстве сеансов радиолокационной съемки усложняет систему управления и приводит к дополнительным расходам рабочего тепла или электроэнергии для проведение коррекций, что необходимо учитывать при проектирования космической радиолокационной системы.

В случаях, когда «скошенный» обзор применяется целенаправленно, в спектре принимаемых РСА отраженных сигналов возникает смещение центральной частоты доплеровского спектра (смещение доплеровского центроида), величина которого определяется скоростью КА, рабочей длиной волны и углом скоса. При этом задача обработки траекторного сигнала усложняется. Специфические алгоритмы обработки радиолокационных сигналов в режимах «скошенного обзора» рассмотрены в [5.6–5.8].

Схема «скошенного» обзора показана на рис. 5.12.

В зависимости от угла «скоса» α величина доплеровского центроида рассчитывается по формуле (5.19), а его конкретные значения для параметров РСА «COSMO-SkyMed» показаны на графике рис. 5.10.

Необходимо иметь в виду, что получение сектора сканирования луча АФАР в азимутальной плоскости более чем $\pm 1{,}5^\circ$ сопряжено с большими трудностями, и по этой причине при $\alpha > 1{,}5^\circ$ в большинстве случаев отклонение луча АФАР достигается не электронным сканированием, а разворотом корпуса КА вокруг оси $Z_{\text{КА}}$ по курсу, как показано на рис. 1.3 (стр. 43).

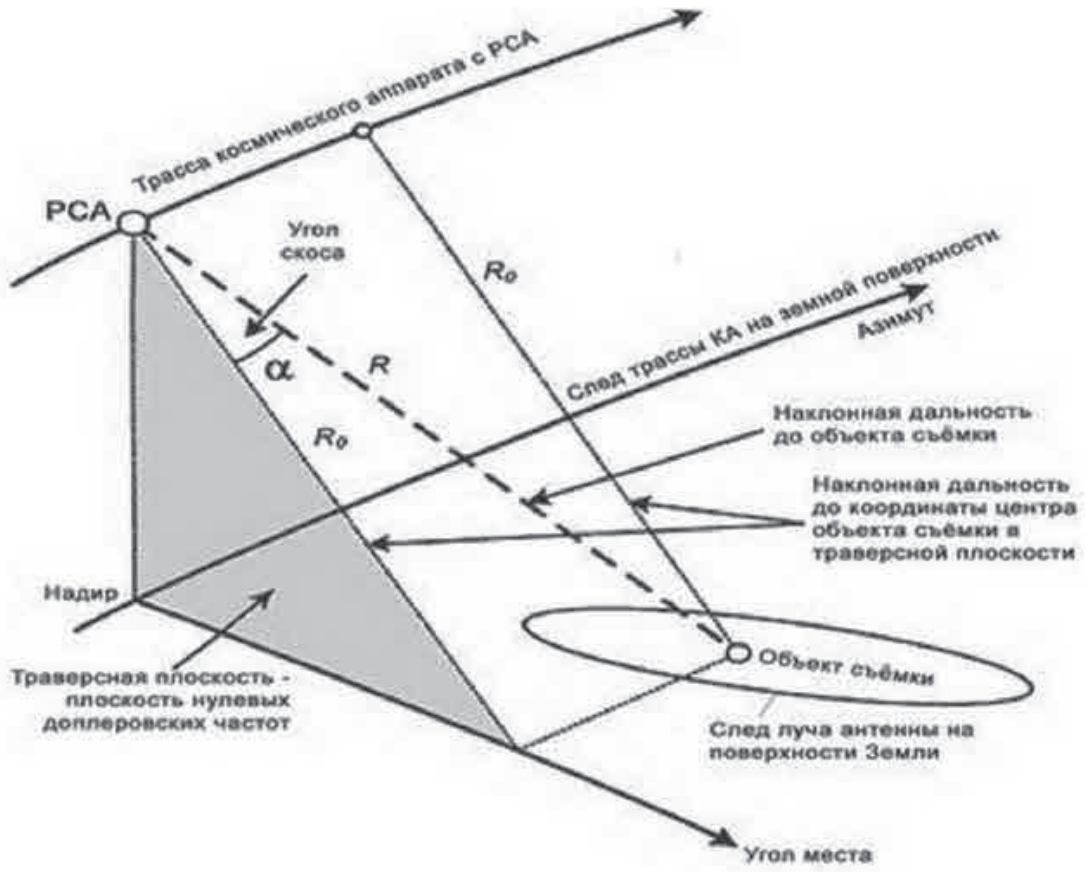

Рис. 5.12. Схема «скошенного» обзора

5.5. Параметры электронного сканирования луча АФАР

5.5.1. Параметры электронного сканирования луча АФАР в режиме маршрутной съемки

В режиме маршрутной радиолокационной съемки луч АФАР перед началом сеанса съемки устанавливается в фиксированное положение по азимутальной координате — по нормали к плоскости АФАР ($\alpha_1 = 0$) и к вектору путевой скорости КА, что есть условие «стандартного бокового обзора», а по угломестной координате с помощью электронного сканирования — в фиксированное положение заданного угла визирования $\beta_1 = (\beta_B - \beta_0)$. Таким образом, в течение сеанса радиолокационной съемки изменение положения луча АФАР не производится. Необходимость изменения положения луча в режиме маршрутной съемки может возникнуть, если спецификацией РСА предусматривается съемка криволинейных маршрутов, когда

ось маршрута не поддерживается параллельной трассе КА, а плавно смещается вдоль заданной кривой в пределах определенной части полосы обзора РСА.

5.5.2. Расчет параметров электронного сканирования луча АФАР в режиме детальной съемки

Электронное сканирование луча АФАР по угломестной координате (изменение угла β_1) в режиме детальной съемки применяется только для перенацеливания с объекта на объект в пределах полосы обзора. Эта операция производится перед началом каждого отдельного сеанса радиолокационной съемки. В течение сеанса электронное сканирование по координате угла места не производится ($\beta_1 = \text{const}$). Электронное сканирование по азимутальной координате (изменение угла α_1) используется для повышения пространственного разрешения РСА.

Геометрия детальной съемки показана на рис. 5.13.

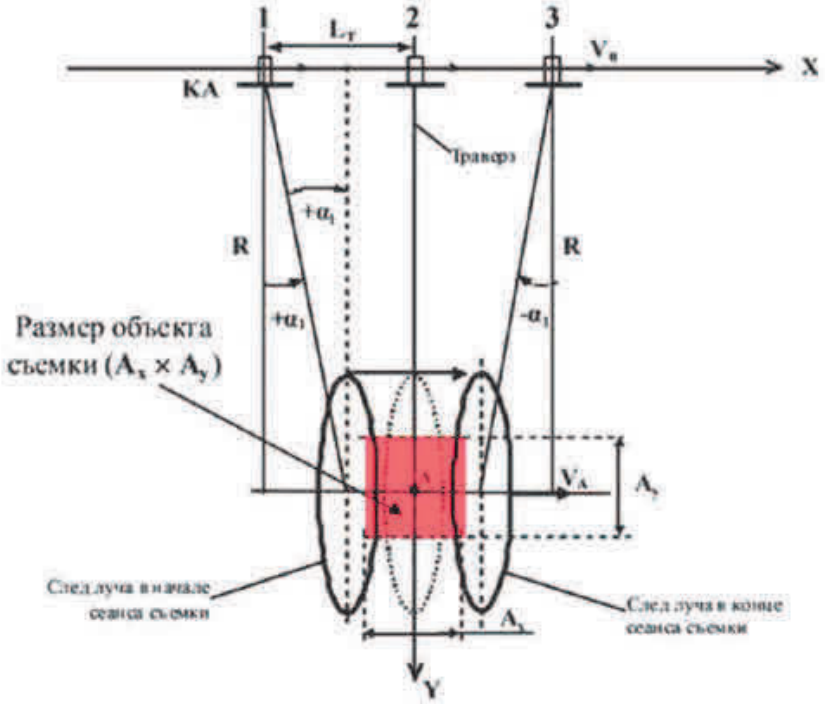

Рис. 5.13. Геометрические параметры в режиме детальной съемки (в плане)

Размеры объекта, центр которого обозначен точкой A, приведены соизмеримыми с азимутальной шириной следа луча антенны на земной поверхности. В этой ситуации используется так называемый «скользящий прожекторный» режим, при котором след луча антенны в течение сеанса съемки постоянно направлен на объект съемки, но не остается неподвижным (как в стандартном «прожекторном

режиме», используемом при малоразмерных объектах, полностью накрываемых следом луча антенны), а плавно перемещается от одного края протяженного объекта к другому.

Значение установленного перед сеансом съемки угла визирования β_B остается постоянным в течение всего сеанса продолжительностью T_C. При перемещении космического аппарата от точки 1 до точки 3 азимутальный угол α линейно уменьшается. В позиции 2, находящейся на траверзе объекта съемки, угол α принимает нулевое значение.

Скорость движения следа луча АФАР (V_A) по объекту съемки, находящемуся на поверхности Земли, определяется следующим условием: по каждой точке протяженного объекта съемки за время синтеза апертуры (T_{ca}) след односторонней ДНА по уровню -3 дБ должен проходить от одного края контура следа до другого, что описывается формулой

$$V_A = \frac{\Delta X}{T_{ca}}, \tag{5.21}$$

где $\Delta X = R \cdot \Theta_{\text{ax}}$ — ширина следа ДНА по оси азимута на земной поверхности; Θ_{ax} — ширина односторонней ДНА по уровню -3 дБ (или двусторонней ДНА по уровню -6 дБ) по азимутальной координате в радианах; T_{ca} — время синтеза апертуры, расчет которого приведен в разделе 6.1.

Продолжительность сеанса съемки в «скользящем прожекторном» режиме равна времени прохождения следа луча АФАР по снимаемому объекту, азимутальная протяженность которого равна A_x:

$$T_C = \frac{A_x + \Delta X}{V_A}. \tag{5.22}$$

График изменения углов электронного сканирования луча АФАР во времени по азимуту $\alpha(t)$ и по углу места $\beta(t)$ в течение сеанса съемки показан на рис. 5.14.

Отрицательная производная графика изменения азимутального угла на интервалах съемки $\alpha(t)$ свидетельствует о замедлении скорости следа луча АФАР на поверхности Земли (V_A). За время, равное половине продолжительности сеанса съемки T_C, КА должен пролететь расстояние от точки начала съемки до пересечения траверсной плоскостью центра объекта, равное L_T (рис. 5.13 и 5.14), что определяется соотношением

$$L_T = V_0 \frac{T_C}{2} \tag{5.23}$$

или, с использованием формулы (5.22),

$$L_T = \frac{V_0}{V_A} \cdot \frac{A_x + \Delta X}{2}. \tag{5.24}$$

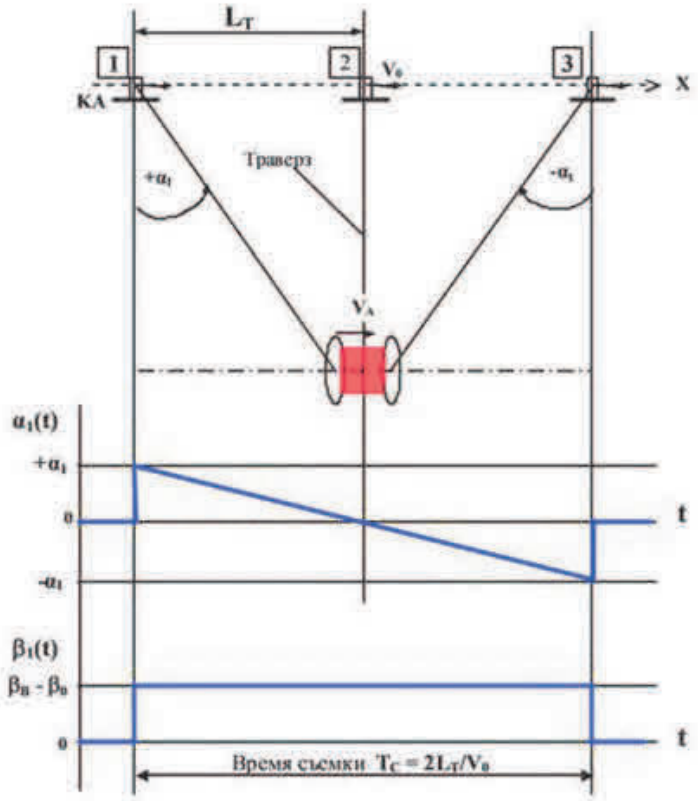

Рис. 5.14. График изменения углов сканирования в режиме детальной съемки

Параметр L_T можно назвать расстоянием упреждения съемки, поскольку именно на этом расстоянии от опорной траверсной плоскости, проходящей через центр снимаемого объекта (позиция 2 на рис. 5.13 и 5.14), включается передатчик РСА и начинается сеанс съемки.

Азимутальный угол начального отклонения луча АФАР (α_1) определяется отношением (рис. 5.13)

$$\alpha_1 = \operatorname{arctg}\left\{\frac{1}{R}\cdot\left[L_T - \frac{A_x + \Delta X}{2}\right]\right\}. \qquad (5.25)$$

Подставляя (5.24) в последнюю формулу, получим

$$\alpha_1 = \operatorname{arctg}\left\{\frac{A_x + \Delta X}{2R}\cdot\left(\frac{V_0}{V_A} - 1\right)\right\}. \qquad (5.26)$$

Угловая скорость перемещения луча АФАР по координате азимута в течение сеанса съемки есть отношение угла α_1 к половине длительности сеанса съемки

$$\omega_\alpha = -\frac{2\alpha_1}{T_C}\ [\text{рад/с}]. \qquad (5.27)$$

5.5.3. Расчет параметров электронного сканирования луча АФАР в режиме обзорной съемки

Режим обзорной съемки используется в РСА с целью расширения полосы захвата РСА в несколько раз по сравнению с обычным режимом маршрутной съемки ценой ухудшения азимутального пространственного разрешения в той же пропорции. По существу, в этом режиме одновременно производится съемка нескольких смежных маршрутов, которые при наземной обработке могут быть совмещены в единый широкозахватный маршрут. Это становится возможным, если время когерентного накопления в каждом маршруте можно уменьшить кратно увеличению полосы захвата, обеспечивая при этом условие беспропускной съемки, т. е. отсутствие провалов в сопрягаемых фрагментах РЛИ.

В режиме обзорной съемки электронно-управляемый луч АФАР по азимутальной координате перед началом сеанса съемки устанавливается в «нулевое» положение — по нормали к вектору скорости КА (условие «стандартного бокового обзора»). В течение сеанса радиолокационной съемки эта установка не изменяется (сканирование по азимуту отсутствует). По координате угла места перед началом сеанса съемки луч АФАР устанавливается в положение, заданное угловой координатой β_{B1}, соответствующей положению центра следа луча АФАР на оси начальной части маршрута. В течение сеанса производится ступенчатое электронное переключение позиций луча АФАР в соответствии с расчетными данными для данного сеанса, подготовленными блоком управления РСА.

Пример графика изменения углов электронного сканирования луча АФАР по координатам азимута и угла места в течение сеанса съемки в режиме обзорной съемки с использованием технологии ScanSAR и четырех парциальных полос показан на рис. 5.15.

Шаг ступенчатого смещения луча АФАР по координате угла места ($\Delta\beta$) с учетом необходимого перекрытия вычисляется по формуле

$$\Delta\beta = (1 - k_{ovy}) \cdot \Theta_{ay}, \tag{5.28}$$

где Θ_{ay} — ширина двусторонней ДНА в угломестном сечении по уровню -6 дБ (или односторонней ДНА по уровню -3 дБ); k_{ovy} — коэффициент перекрытия смежных парциальных полос, заданный (5.11).

Значения углов визирования для каждой из последующих парциальных полос рассчитываются по формуле

$$\beta_{B(i+1)} = \beta_{B1} + \Delta\beta \cdot (i - 1)\,, \tag{5.29}$$

где i — номер очередной парциальной полосы ($i > 1$).

Расчет времени цикла прохода всех парциальных полос (цикла ScanSAR) производится из следующих предпосылок. Величина азимутального смещения фрагмента S_x (рис. 5.7) за время цикла $T_{\text{Ц}}$ должна быть равна азимутальному размеру фрагмента ΦX_1, рассчитываемому по формуле (5.11)

$$S_x = \Phi X_1. \tag{5.30}$$

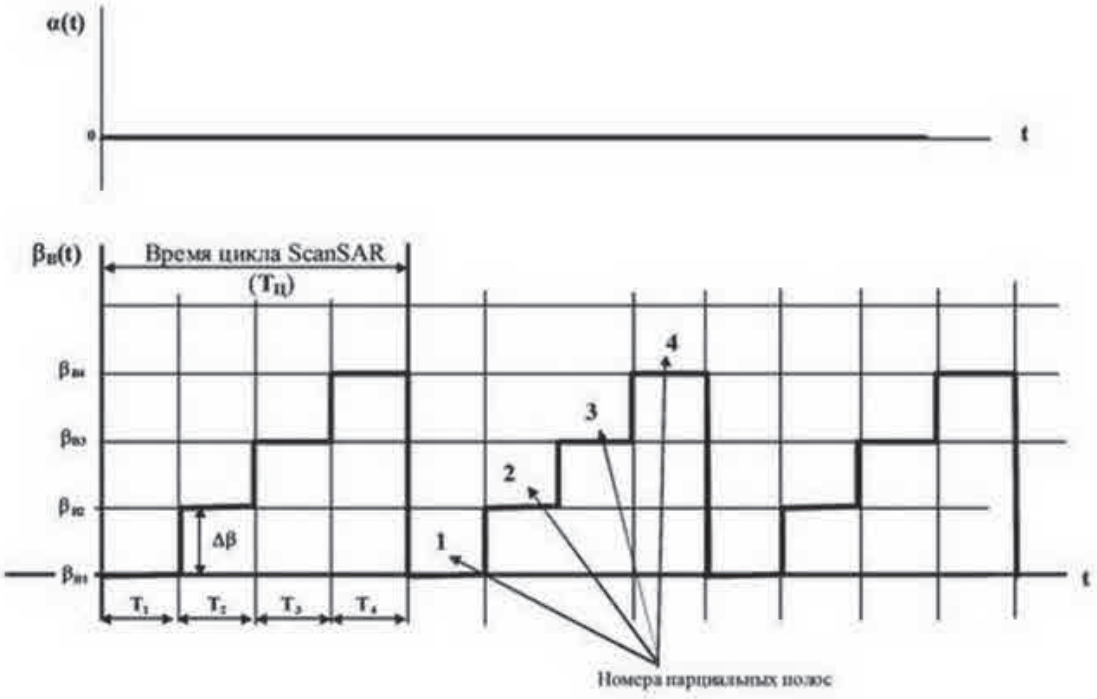

Рис. 5.15. Пример графика изменения углов сканирования АФАР в течение сеанса обзорной съемки (четыре парциальных полосы)

Время цикла должно быть выбрано таким образом, чтобы при возвращении луча АФАР на первую парциальную полосу начало следующего фрагмента совпадало с концом предыдущего (см. рис. 5.7), что соответствует равенству

$$T_{\text{Ц}} = \frac{S_x}{V_{A0}}, \tag{5.31}$$

где V_{A0} — скорость перемещения следа луча АФАР по земной поверхности, определяемая формулой (5.17).

Время удержания луча АФАР в каждой из четырех позиций (T_i на рис. 5.15) при ступенчатом сканировании есть время экспозиции или, что то же самое самое парциальное время синтезирования апертуры (T_{cai}) для соответствующего снимаемого фрагмента. Для поддержания постоянства величины азимутального пространственного разрешения это время должно увеличиваться пропорционально увеличению наклонной дальности (R_i) при переходе на следующую

парциальную полосу в соответствии с соотношением

$$T_i = T_1 \frac{R_i}{R_1}, \tag{5.32}$$

где i — номер очередной парциальной полосы.

Одновременно должно выполняться условие

$$\sum_{i=1}^{N_{\text{пол}}} T_i = T_{\text{Ц}}, \tag{5.33}$$

где $N_{\text{пол}}$ — общее число парциальных полос.

Индивидуальные значения параметров ($T_i = T_{cai}$) находятся из совместного решения уравнений (5.31)–(5.33).

Для управления процессом сканирования необходимо вычислить еще два параметра: число зондирующих импульсов, укладывающихся в интервал времени удержания луча АФАР в одной позиции T_i.

$$N_{Pi} = F_{\Pi i} \cdot T_{cai} \tag{5.34}$$

и число зондирующих импульсов, укладывающихся в интервал времени распространения сигнала радиолокатора до земной поверхности и обратно:

$$N_{\text{Pr}\,i} = F_{\Pi i} \cdot T_{Ri} = F_{\Pi i} \cdot \frac{2R_i}{C}, \tag{5.35}$$

где $F_{\Pi i}$ — частота повторения зондирующих импульсов для парциальной полосы с номером i; C — скорость света.

Важно отметить, что в режиме обзорной съемки время когерентного накопления сигнала при удержании луча АФАР на одной из парциальных полос становится соизмеримым с временем распространения зондирующего сигнала радиолокатора до поверхности Земли и обратно. В этом случае при переключении луча АФАР на следующую парциальную полосу, последние зондирующие импульсы, излученные в направлении предыдущей полосы, еще не поступили на вход приемника и будут потеряны. Это обстоятельство может привести к потере части энергии зондирующего сигнала (около 0,2 дБ). Чтобы этого не произошло, программа управления лучом АФАР должна обеспечивать возможность динамического переключения положения луча таким образом, чтобы в конце интервала времени экспозиции фрагмента передача осуществлялась в новом направлении, а прием сигнала осуществлялся с предыдущего направления, т. е. переключение положения луча АФАР должно осуществляться дважды за период повторения зондирующих импульсов для числа зондирующих импульсов, рассчитанного по формуле (5.35).

5.6. Временные характеристики радиолокационной съемки

5.6.1. Повторяемость и оперативность радиолокационной съемки

Параметр повторяемости определяется как минимальный возможный интервал между последовательными радиолокационными съемками одного и того же района земной поверхности. Этот параметр, в частности, является важным при мониторинге районов чрезвычайных ситуаций. Для обеспечения сравнимости радиолокационных изображений желательно, чтобы последовательные съемки происходили в одинаковых условиях (при одинаковых углах визирования). Такое требование можно выполнить, если через несколько последовательных витков космический аппарат будет находиться в той же позиции по отношению к земной поверхности, что и в начале цикла, который будет при этом называться «цикл замыкания трасс».

Период обращения КА ($T_{\text{обр}}$) для круговой орбиты определяется соотношением [5.3]

$$T_{\text{обр}} = 2\pi\sqrt{\frac{(R_{\text{З}} + H)^3}{\mu}}. \tag{5.36}$$

Для высоты орбиты 600 км период обращения КА составляет 5792 с = 96,5 мин.

Обозначим целое число периодов обращения КА символом $N_{\text{трас}}$ и составим уравнение замыкания трасс:

$$N_{\text{трас}} \cdot T_{\text{обр}} = T_{\text{З}}, \tag{5.37}$$

где $T_{\text{З}} = 8{,}6164 \cdot 10^4$ с — период обращения Земли вокруг своей оси, $\mu = 3{,}986 \cdot 10^{14}$ м^3/с^2 — гравитационная постоянная Земли. $R_{\text{З}} = 6{,}371 \cdot 10^6$ м — средний радиус Земли; H — высота круговой орбиты КА.

Решение уравнения (5.37) относительно высоты орбиты КА; (H) дает следующие результаты: при $N_{\text{трас}} = 16$ $H = 270$ км (орбита слишком низкая, мала полоса обзора РСА); при $N_{\text{трас}} = 15$ $H = 561$ км; при $N_{\text{трас}} = 14$ $H = 888$ км (орбита слишком высокая, плохая радиометрическая чувствительность РСА).

Из представленных результатов следует, что наиболее подходящей высотой орбиты для выполнения условия замыкания трасс будет величина, близкая к 560 км, при которой трассы будут замыкаться примерно через 15 витков. На этой орбите $T_{\text{обр}} = 96{,}7$ мин.

Примерная среднесуточная карта покрытия земной поверхности полосой обзора РСА для орбиты высотой около 600 км и с наклонением около 98° представлена на рис. 5.16 (по оси абсцисс — долгота, по оси ординат — широта, градусы).

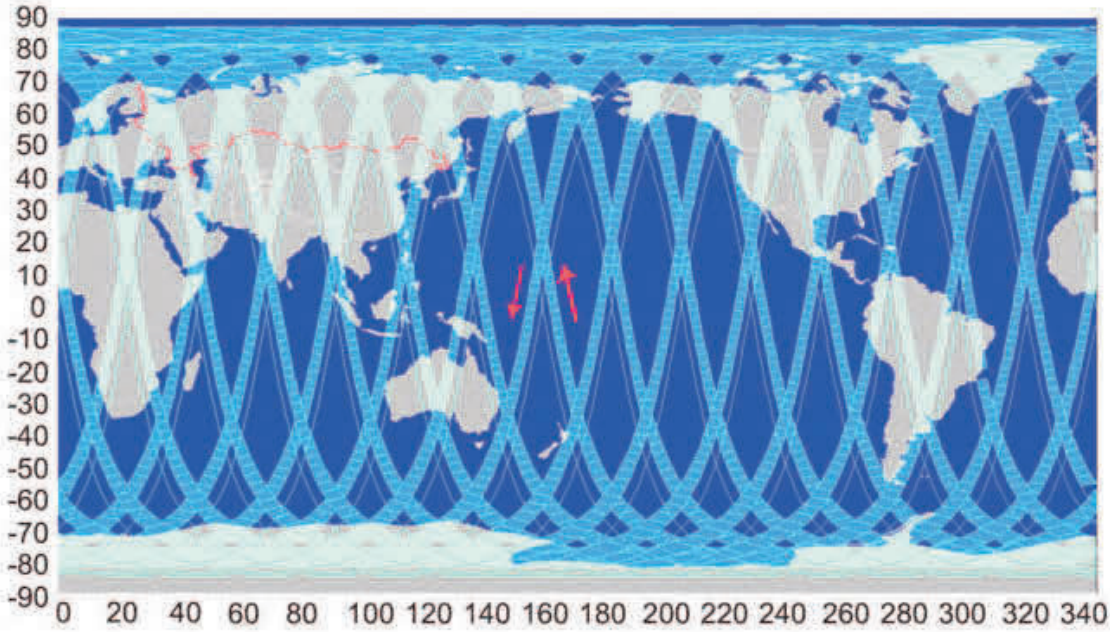

Рис. 5.16. Пример карты покрытия земной поверхности полосой обзора РСА в течение суток (тонкая линия — трасса КА, широкая — правосторонний обзор РСА, полоса обзора 350 км)

Из рисунка следует, что некоторые участки земной поверхности могут быть подвергнуты радиолокационной съемке дважды в сутки — на одном из восходящих и на одном из нисходящих участков орбиты КА. Кроме того, возможен как правый, так и левый обзор относительно трассы КА (см. рис. 5.2). Однако в большинстве случаев при одном КА в составе радиолокационной системы ДЗЗ повторные съемки произвольного района возможны через сутки. Параметр повторяемости является системным. Он зависит как от аппаратуры РСА (ее возможности осуществлять радиолокационную съемку в режиме как правостороннего, так и левостороннего обзора с максимальной шириной полосы обзора), так и в большей степени от числа КА в системе и параметров их орбит.

Параметр оперативности радиолокационного комплекса определяется как интервал времени между передачей на борт КА полетного задания на проведение съемки определенного района на земной поверхности и фактическим выполнением этой съемки. Параметр оперативности также является системным. Из рис. 5.16 видно, что оперативность зависит от ширины полосы обзора РСА. чем этот параметр больше, тем больше вероятность того, что район, заданный для съемки, будет накрываться полосой обзора на восходящем или нисходящем витке орбиты КА. Однако увеличение полосы обзора неизбежно влечет за собой ухудшение других параметров качества радиолокационных изображений, прежде всего ухудшение ра-

диометрической чувствительности РСА из-за увеличения рабочего диапазона наклонных дальностей. В частности, в РСА «COSMO-SkyMed» предусмотрено два значения параметра полосы обзора — основной, равный 370 км, в котором выполняются все заданные параметры качества РЛИ, и расширенный, равный 640 км, в котором допускаются ухудшенные значения параметров качества, но который увеличивает среднестатистический параметр оперативности радиолокационных съемок.

Расстояние линейного смещения следа трассы КА, находящегося на приполярной орбите, по долготе за один виток орбиты ($\Delta L_{\text{трас}}$) с ошибкой не более 1% для средних широт можно рассчитать по формуле

$$\Delta L_{\text{трас}} = V_{\text{Зэкв}} \cdot T_{\text{обр}} \cdot \cos(\phi), \tag{5.38}$$

где $V_{\text{Зэкв}} = 465$ м/с — линейная скорость вращения Земли на экваторе; $T_{\text{обр}}$ — период обращения КА, рассчитываемый по формуле (5.36); ϕ — геодезическая широта района, в котором оценивается смещение.

Для высоты орбиты 600 км межвитковое линейное смещение следа трассы КА на экваторе составляет 2690 км, а на средних широтах ($\phi = 45°$) — 1900 км. Эти значения существенно превышают достижимую полосу обзора РСА, что свидетельствует о невозможности без использования специального орбитального маневра КА гарантировать оперативность выполнения задания на радиолокационную съемку любого заданного района в течение суток.

Радикальным техническим решением, позволяющим резко увеличить показатель оперативности радиолокационной системы, является увеличение количества размещаемых на одной орбите космических аппаратов. Вариант такого решения, использованного в системе «COSMO-SkyMed», показан на рис. 5.17 [5.9].

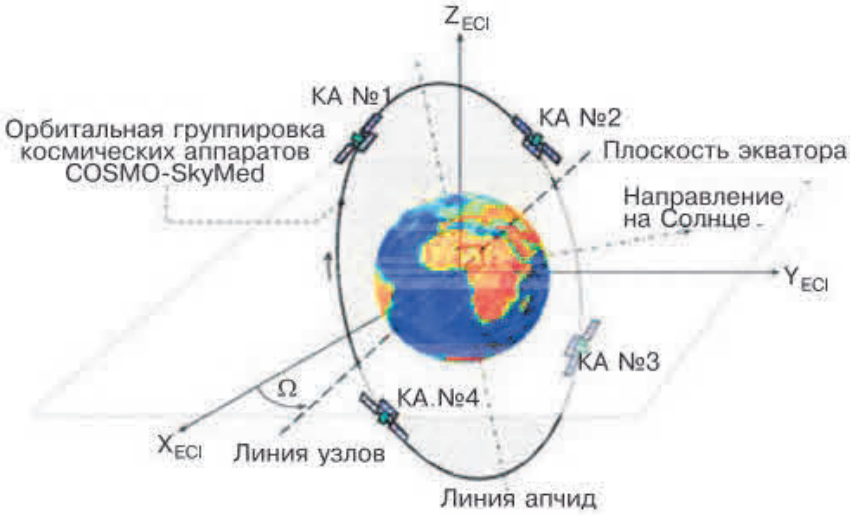

Рис. 5.17. Группировка из четырех космических аппаратов «COSMO-SkyMed»

Основные параметры орбитальной группировки COSMO-SkyMed и примерная среднесуточная карта покрытия земной поверхности полосами обзора РСА приведены в табл. 5.2 и на рис. 5.18, из которого следует, что при наличии равномерно распределенных на одной орбите четырех РСА с возможностью «правого» и «левого» обзоров покрытие земной поверхности осуществляется практически полностью (исключая приполярные районы), что гарантирует возможность радиолокационной съемки заданного конкретного района не менее двух раз в сутки.

Опыт эксплуатации системы COSMO-SkyMed показал, что средние значение интервала повторяемости радиолокационных съемок составляет не более 6,4 ч и интервала оперативности съемки — не более 12 ч. Суммарная производительность системы из четырех КА составляет около 1800 радиолокационных изображений в сутки [5.10].

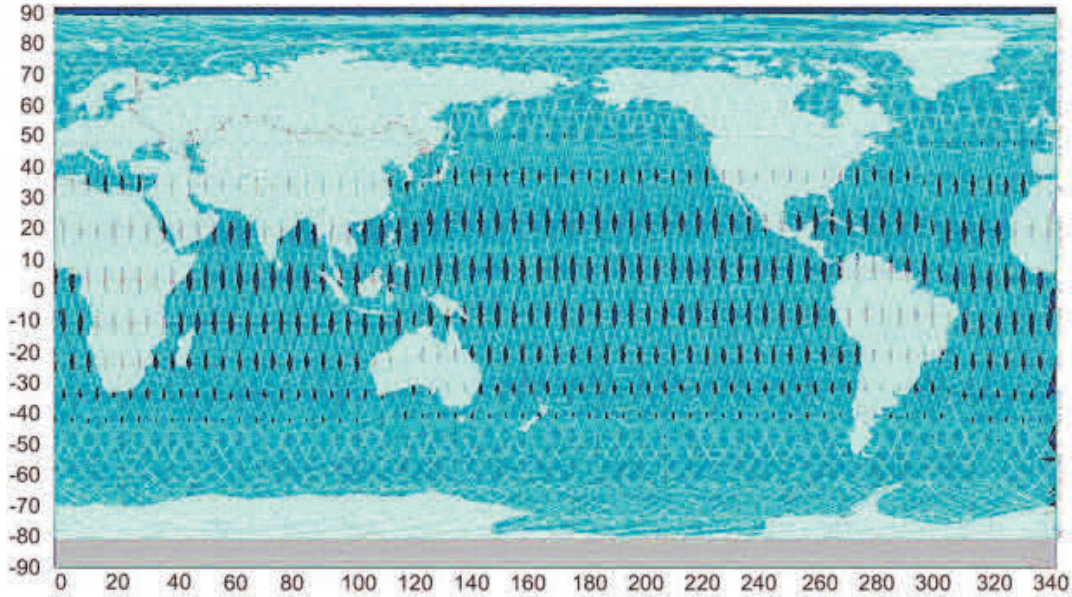

Рис. 5.18. Среднесуточная карта покрытия полосами обзора РСА группой из четырех КА

Таблица 5.2. Основные параметры орбитальной группировки COSMO-SkyMed

Параметр	Значение
Тип орбиты	Солнечно-синхронная
Номинальное значение высоты орбиты, км	619,6
Наклонение орбиты к плоскости экватора, град.	97,86
Эксцентриситет	0,00118
Аргумент перигея, град.	90
Число витков орбиты в сутки	14,8125
Период замыкания орбитального цикла, суток	16
Число спутников с идентичными РСА на орбите	4
Фазовый разнос смежных спутников в орбитальной плоскости, град.	90

5.6.2. Принципы расчета периода (частоты) повторения зондирующих импульсов

Период повторения зондирующих импульсов (или обратная ему величина — частота повторения) является наиболее сложным для расчетов параметром РСА, поскольку на его допустимые величины влияют многие другие параметры — высота орбиты и соответствующее ей значение путевой скорости КА, азимутальный размер антенны РСА, конкретный угол визирования и соответствующая ему величина наклонной дальности до объекта съемки, длительность зондирующего импульса, допустимые значения скважности зондирующего сигнала, допустимый уровень помех неоднозначности по дальности и помех от области надира. Указанное обстоятельство предопределяет методику расчета периода повторения зондирующих импульсов как итерационную процедуру, в ходе которой проверяется выполнение различных ограничительных условий. В итоге для каждого конкретного режима съемки и для каждого интервала углов визирования объекта съемки определяются свои значения периода (или частоты) повторения, которые сводятся в таблицы допустимых рабочих параметров, а для наглядности могут быть отображены и на графиках.

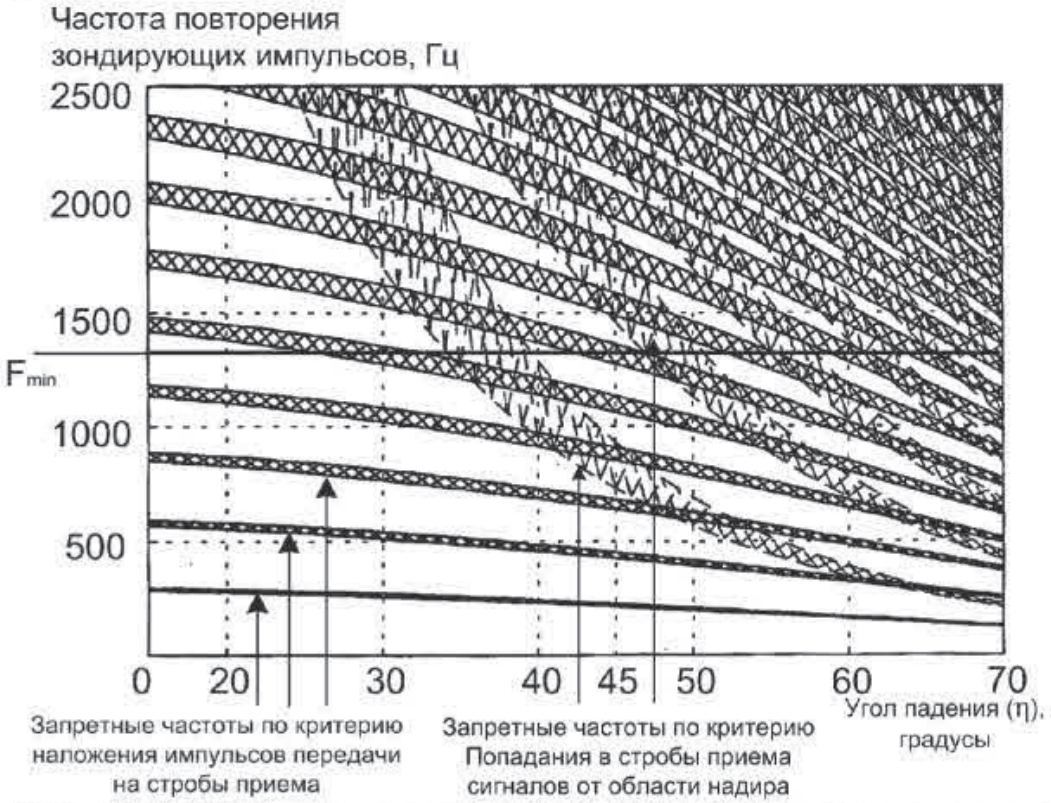

Рис. 5.19. Области запретных частот повторения зондирующих импульсов в зависимости от угла падения η (азимутальный размер антенны 6 м, длительность зондирующего импульса 30 мкс, полоса захвата 50 км)

Для примера на рис. 5.19 показаны графики расчетных значений частот повторения для образца космического РСА, предназначенного для работы на орбите высотой 500 км [5.11].

Запретными интервалами частот повторения на рис. 5.19 являются все частоты ниже границы $F_{\min}$ и все частоты, попадающие в заштрихованные интервалы (крестообразная штриховка относится к исключению частот, на которых принимаемый полезный сигнал накладывается на зондирующие импульсы, а разделирная штриховка обозначает частоты, на которых сигнал, отраженный от области надира, попадает в стробы приемника). Из рис. 5.19 следует, что даже для средних значений угла падения интервалы допустимых частот повторения невелики, а для больших величин рабочих углов падения (от 45° до 55°, см. рис. 5.6) выбор рабочих частот повторения является трудной задачей, решение которой требует компромиссных мер, связанных с отклонением от ограничивающих условий.

Период повторения зондирующих импульсов РСА выбирается из следующих условий:

- ограничение помех неоднозначности по азимуту, ограничение частоты повторения зондирующих импульсов снизу (раздел 5.6.3);
- обеспечение попадания интервала приема сигнала между импульсами передатчика, ограничение частоты повторения импульсов сверху (раздел 5.6.4);
- селекции помеховых сигналов от области надира (раздел 5.6.5);
- ограничение помех неоднозначности по дальности, подавление рекуррентных помех (раздел 5.6.6);
- выполнение ограничений по величине скважности зондирующих импульсов (раздел 5.6.7).

Часть из перечисленных условий противоречивы. Например, для снижения неоднозначности по дальности период повторения должен увеличиваться, а для уменьшения неоднозначности по азимуту — уменьшаться.

Особенности расчета периода (или частоты) повторения зондирующих импульсов по вышеперечисленным критериям приведены в последующих разделах.

5.6.3. Расчет максимально допустимого периода повторения зондирующих импульсов по критерию подавления помех неоднозначности по азимуту

В пределах азимутальной ширины диаграммы направленности АФАР (Θ_{ax}) при направлении луча антенны перпендикулярно вектору ско-

рости космического аппарата в гринвичской системе координат ширина обрабатываемого доплеровского спектра ΔF_D вычисляется по формуле (5.20). В соответствии с теоремой Котельникова для неискаженного воспроизведения принимаемого сигнала минимальная частота дискретизации, т. е. частота повторения зондирующих импульсов, должна быть равна удвоенной максимальной частоте доплеровского спектра, или, что то же самое, равна ширине доплеровского спектра отраженного сигнала.

Таким образом, оценка снизу для значения частоты повторения соответствует условию

$$(F_{\text{П}})_{\text{мин}} = \frac{4V_0}{\lambda}\sin(\beta_B)\cdot\sin\left(\frac{\Theta_{ax}}{2}\right), \tag{5.39}$$

где V_0 — путевая скорость космического аппарата, определяемая формулой (5.15); Θ_{ax} — односторонняя ширина ДНА в азимутальной плоскости по уровню -3 дБ.

Если параметр Θ_{ax} выразить через физический азимутальный размер антенны (D_x):

$$\sin\left(\frac{\Theta_{ax}}{2}\right) \approx \frac{\Theta_{ax}}{2} \approx \frac{\lambda}{2l_{ax}}, \tag{5.40}$$

то получим другую форму оценки минимально допустимого значения частоты повторения зондирующих импульсов:

$$(F_{\text{П}})_{\text{мин}} = \frac{2{,}8\cdot V_0}{l_{ax}}\cdot\sin(\beta_B), \tag{5.41}$$

где l_{ax} — физический размер антенны в азимутальном направлении (по оси x).

В формуле (5.41) учтен запас по частоте дискретизации около 40% [5.1] с целью обеспечения коэффициента подавления помех неоднозначности по азимуту не менее 20 дБ. Из этой формулы следует важный вывод: минимально допустимая частота повторения импульсов РСА не зависит от длины волны зондирующего сигнала.

Таким образом, рабочая формула для оценки максимального допустимого значения периода повторения зондирующих импульсов принимает вид

$$(T_{\text{П}})_{\text{макс}} = \frac{l_{ax}}{2,8\cdot V_0\cdot\sin(\beta_B)}. \tag{5.42}$$

Для РСА, работающего на высоте орбиты 600 км и имеющего азимутальный размер апертуры антенны $l_{ax} = 6$ м, при максимальном рабочем угле визирования $\beta_B = 55^\circ$ минимально допустимая частота повторения зондирующих импульсов будет равна 2890 Гц. Соответственно, максимально допустимое значение периода повторения зондирующих импульсов составляет $(T_{\text{П}})_{\text{макс}} = 346$ мкс.

5.6.4. Расчет минимально допустимого значения периода повторения зондирующих импульсов

Временные соотношения сигналов радиолокатора показаны на рис. 5.20.

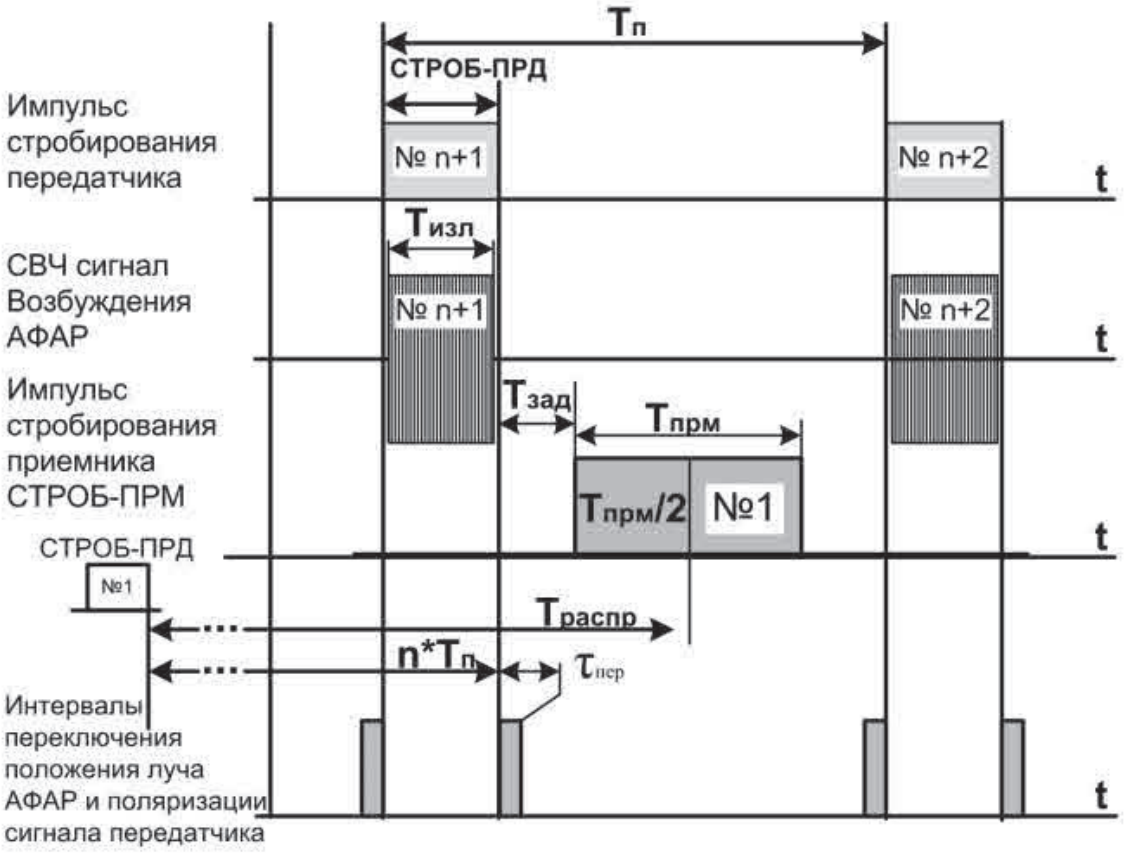

Рис. 5.20. Временные соотношения сигналов радиолокатора

Длительность зондирующего импульса РСА совпадает с параметром длительность излучения, обозначенным на рис. 5.20 символом $T_{изл}$. Длительность импульса стробирования передатчика (СТРОБ-ПРД) может превышать величину $T_{изл}$ на доли микросекунд, что необходимо для завершения переходных процессов при подаче электропитания на выходные каскады усилителей мощности. Поскольку в современных РСА используются так называемые сложные зондирующие сигналы, рассмотрению которых посвящена глава 7 книги, величина параметра $T_{изл}$ определяется как произведение базы сложного сигнала на длительность сжатого импульса, которые являются разными для каждого режима съемки и конкретных углов визирования. Обычно диапазон длительностей зондирующих импульсов с использованием внутриимпульсной модуляции в космических РСА лежит в пределах от 10 до 80 мкс.

Фиксированные интервалы $\tau_{\text{пер}}$ до и после импульсов СТРОБ-ПРД резервируют необходимое время для переключения типа поляризации и кодов управления фазовращателями, линиями задержки и аттенюаторами АФАР. Их длительность составляет от 2 до 5 мкс.

Отношение периода повторения зондирующего сигнала к длительности импульса излучения называется скважностью:

$$Q = T_{\text{П}}/T_{\text{изл}}. \tag{5.43}$$

Длительность интервала приема сигналов, или, что то же самое, импульса СТРОБ-ПРМ ($T_{\text{прм}}$), рассчитывается, исходя из длительности зондирующего импульса $T_{\text{изл}}$ и угломестного размера объекта съемки A_y:

$$T_{\text{прм}} = \frac{2{,}2A_y \cos\gamma}{C} + T_{\text{изл}} + T_{\text{миг}}, \tag{5.44}$$

где $T_{\text{изл}}$ — длительность зондирующего импульса (импульса излучения); γ — угол скольжения, вычисляемый по формуле (5.1); C — скорость света; $T_{\text{миг}}$ — параметр, называемый «миграция дальности» (используется в режиме детальной съемки при использовании «прожекторного» режима съемки, расчет которого производится в разделе 6.1).

Параметр A_y в режимах маршрутной и обзорной съемки принимается равным ширине следа АФАР на земной поверхности по координате угла места ($A_y = \Delta Y$) и рассчитывается для каждого угла визирования по формуле (5.8). В режиме детальной съемки этот параметр принимается равным заданному размеру снимаемого кадра на земной поверхности по угломестной координате (в этом режиме $A_y < \Delta Y$). Коэффициент 2,2 в формуле (5.39) вводится вместо коэффициента 2 для обеспечения 10-процентного запаса по полосе захвата для компенсации ошибок учета рельефа местности в районе съемки.

Временное запаздывание середины первого принимаемого импульса отраженных сигналов (импульса СТРОБ-ПРМ № 1) от заднего фронта первого зондирующего импульса равно двойному времени распространения сигнала вдоль наклонной дальности (R) от фазового центра АФАР до центра объекта съемки и обратно. Это запаздывание, обозначенное на рис. 5.20 символом $T_{\text{распр}}$, рассчитывается по формуле

$$T_{\text{распр}} = \frac{2R}{C} = n \cdot T_{\text{П}} + T_{\text{зад}} + \frac{T_{\text{прм}}}{2}, \tag{5.45}$$

где C — скорость света; $T_{\text{П}}$ — период повторения зондирующих импульсов; n — целое число периодов повторения зондирующих импульсов, укладывающихся в интервале $T_{\text{распр}}$; $T_{\text{зад}}$ — задержка пе-

реднего фронта импульса СТРОБ-ПРМ относительно заднего фронта импульса СТРОБ-ПРД.

Из соотношения (5.45) находим выражение для параметра временной задержки между стробами ПРД и ПРМ:

$$T_{\text{зад}} = \frac{2R}{C} - nT_{\text{П}} - \frac{T_{\text{прм}}}{2}. \tag{5.46}$$

Параметр n рассчитывается по формуле

$$n = \text{FLOOR}\left[\frac{2R}{C \cdot T_{\text{П}}}\right], \tag{5.47}$$

где выражением FLOOR$[X]$ обозначена операция округления числа X до ближайшего целого в меньшую сторону.

Критерий правильной синхронизации для каждой расчетной группы параметров ($T_{\text{изл}}$, $T_{\text{прм}}$, $T_{\text{зад}}$) можно сформулировать следующим образом:

$$(T_{\text{П}})_{\text{мин}} = (T_{\text{изл}} + T_{\text{прм}} + T_{\text{зад}} + 2\tau_{\text{пер}}). \tag{5.48}$$

При этом максимально допустимая частота повторения зондирующих импульсов РСА должна рассчитываться по формуле

$$(F_{\text{П}})_{\text{макс}} = \frac{1}{(T_{\text{П}})_{\text{мин}}}. \tag{5.49}$$

Для оценки порядка величины параметра $(F_{\text{П}})_{\text{макс}}$ рассмотрим пример режима маршрутной съемки, когда длительность импульса излучения равна 30 мкс, длительность строба приемника, обеспечивающего полосу захвата 30 км, равна 190 мкс и $(T_{\text{зад}} + 2\tau\text{пер}) =$ $= 40$ мкс. При указанных параметрах минимально допустимое значение периода повторения зондирующих импульсов равно $(T_{\text{П}})_{\text{мин}} =$ $= 260$ мкс, а максимально допустимая частота повторения зондирующих импульсов будет равна $(F_{\text{П}})_{\text{макс}} = 3846$ Гц.

5.6.5. Расчет периода повторения зондирующих импульсов по критерию временной селекции отражений от области надира

Особенностью космических РСА является необходимость иметь дело с большими расстояниями от радиолокатора до объекта съемки и одновременно с относительно высокими значениями частот повторения зондирующих импульсов, что является причиной возникновения множества пространственных «окон приема» (эффект «неоднозначности по дальности») и возможного попадания в них сигналов, отраженных от области надира, в строб приемника, согласованный по задержке с сигналами, отраженными от целевого объекта.

Опасность помех от области надира объясняется так: во-первых, уровень УЭПР от гладких водных поверхностей, попадающих в эту область, может на 35÷40 дБ превышать значения УЭПР целевых районов съемки и, во-вторых, за счет меньшего расстояния распространения энергетическое преимущество сигналов от области надира возрастает еще на 5÷10 дБ. Таким образом, для получения надежной селекции помех от области надира нужно обеспечить их подавление на уровне не менее 60 дБ.

Основной мерой борьбы с этим видом помех является пространственная селекция мешающих отражений за счет диаграммы направленности антенны. Как следует из рис. 5.3, область надира приходится на боковые лепестки ДНА, отстоящие от центрального луча на $\pm\beta_0$ (с учетом работы АФАР в режимах «правого» и «левого» обзоров). Поскольку относительный уровень боковых лепестков убывает с увеличением их номера и углового расстояния до центрального луча, для увеличения эффективности подавления помех от области надира следует, во-первых, использовать антенны с относительно узкой диаграммой направленности в угломестном сечении и, во-вторых, увеличивать значение угла отклонения геометрической оси антенны от вертикали (β_0). В частности, для КА «COSMO-SkyMed» используется АФАР с угломестной шириной ДНА 1,2° и значением $\beta_0 = 38°$, что обеспечивает уровень пространственного подавления помех от надира за счет двусторонней ДНА (на передачу и прием) около 60 дБ. При использовании антенн с меньшими размерами уровень пространственной селекции за счет ДНА может не достигать требуемой величины, и тогда необходимо использовать дополнительные меры селекции — временное разделение откликов или применение ФКМ сигналов с переменными параметрами (последняя мера рассматривается в главе 7 книги).

Временное отделение откликов от области надира и целевого объекта можно обеспечить, если выбрать такое значение периода повторения зондирующих импульсов ($T_П$), чтобы одновременно выполнялись два равенства:

$$\frac{2R}{C} = T_П \cdot \left(n + \frac{1}{2}\right), \tag{5.50}$$

$$\frac{2H}{C} = T_П \cdot m - T_{изл}, \tag{5.51}$$

где R — наклонная дальность до объекта съемки; n — целое число периодов повторения зондирующих импульсов, соответствующее этой дальности; H — высота орбиты КА; m — целое число периодов повторения зондирующих импульсов, соответствующее этой высоте.

Равенство (5.50) соответствует положению центра строба приема в середине между смежными зондирующими импульсами. Равенство (5.51) обеспечивает совмещение по времени прихода эхо-сигнала от области надира с началом зондирующего импульса, когда приемник РСА закрывается.

Нетрудно показать, что оба равенства будут соблюдаться только при некоторых значениях наклонных дальностей, соответствующих условию

$$R = H\frac{n+1/2}{m-1/Q}, \tag{5.52}$$

где параметр Q (скважность зондирующих импульсов) рассчитывается по формуле (5.43).

Например, при $H = 600$ км, $T_{\Pi} = 220$ мкс, $n = 23$, $m = 18$, $Q = 10$ значение наклонной дальности, при которой будет осуществляться временная селекция помех от надира, будет равна $R = 788$ км, что соответствует углу визирования $\beta_B \approx 38°$.

5.6.6. Расчет периода повторения зондирующих импульсов по критерию подавления рекуррентных помех

Рекуррентная помеха является частным случаем помех неоднозначности по дальности и возникает вследствие наложения друг на друга отраженных сигналов, относящихся к двум (или более) последовательно излученным импульсам. Рекуррентной эта помеха называется потому, что ее источником являются отраженные от земной поверхности сигналы, порожденные смежными зондирующими импульсами.

Подавление рекуррентных помех осуществляется, с одной стороны, путем пространственной селекции сигналов помех диаграммой направленности антенны в плоскости визирования и, с другой стороны, путем такого выбора ансамбля сигналов внутриимпульсной модуляции радиолокатора, чтобы суммарная апериодическая взаимнокорреляционная функция (АВКФ) смежных пар зондирующих импульсов обеспечивала необходимое дополнительное подавление, если пространственной развязки недостаточно. Совместное применение указанных мер позволяет снизить относительный уровень рекуррентной помехи до приемлемых величин. Минимальные требования к относительному уровню подавления рекуррентных помех для космических РСА с помощью пространственной селекции за счет ДНА обычно составляют около 20 дБ.

На величину уровня пространственной развязки влияют следующие параметры радиолокатора:

– период повторения зондирующих импульсов (при малых значениях периода повторения рекуррентные помехи проявляются сильнее);
– рабочий диапазон углов визирования (при больших углах визирования рекуррентные помехи проявляются сильнее);
– ширина двусторонней диаграммы направленности антенны в угломестной плоскости по уровню требуемой величины развязки −20 дБ (чем больше ширина ДНА, тем сильнее влияют помехи);
– ширина строба приема отраженных сигналов (увеличение ширины строба приемника увеличивает вероятность появления рекуррентных помех).

Оценку достаточности уровня пространственной развязки удобно наглядно осуществить с помощью рис. 5.21.

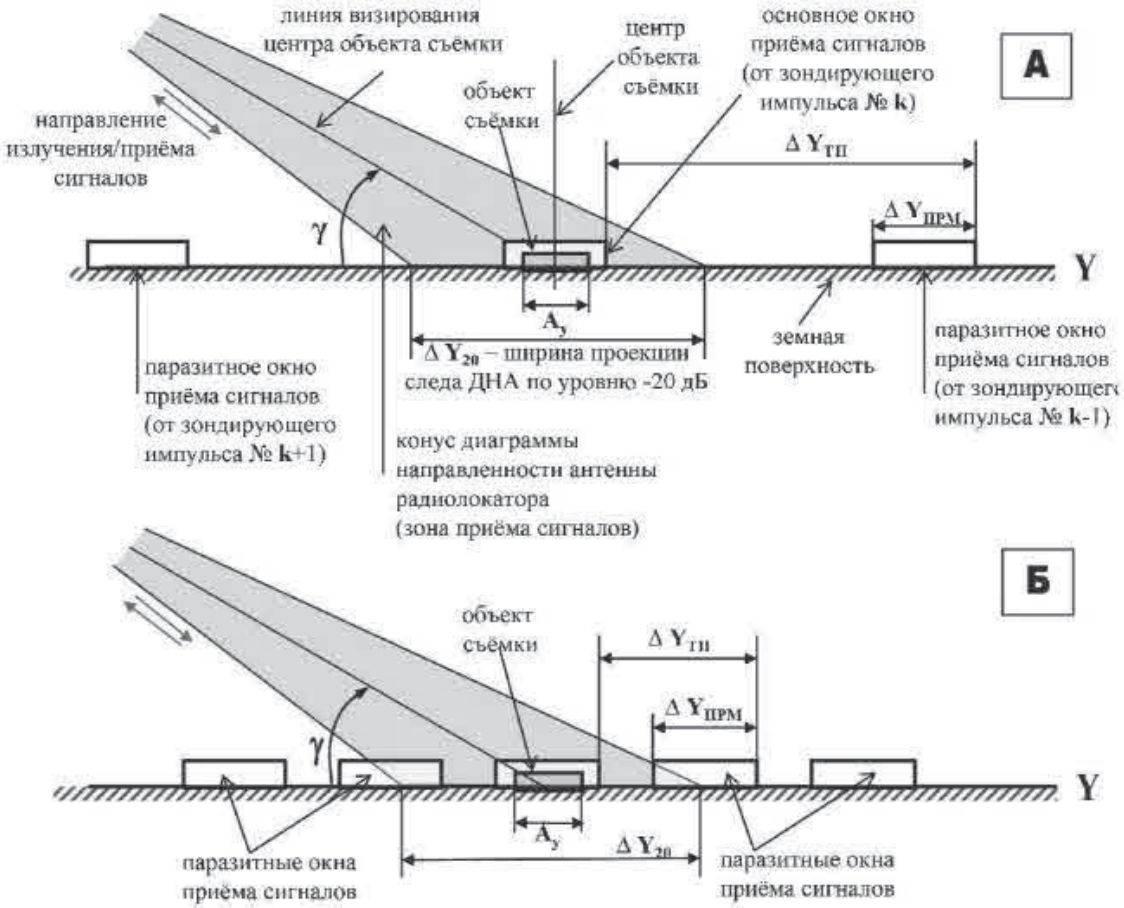

Рис. 5.21. Геометрические соотношения в плоскости визирования при расчете рекуррентных помех (*а*) низкая частота повторения зондирующих импульсов, *б*) высокая частота повторения)

На рис. 5.21 показан объект съемки с размером A_y по координате угла места и накрывающий его конус ДНА, ширина следа которого

на поверхности Земли по уровню −20 дБ определяется по формуле

$$\Delta Y_{20} = \frac{R \cdot \mathrm{tg}\ (\Theta_{\text{ау}-20})}{\sin\gamma \cdot \cos\ (\beta_B - \beta_0)}, \tag{5.53}$$

В формулу (5.52) включен параметр $\Theta_{\text{ау}-20}$, который представляет собой двустороннюю ширину ДНА АФАР в угломестной плоскости по уровню −20 дБ, как показано на рис. 5.22.

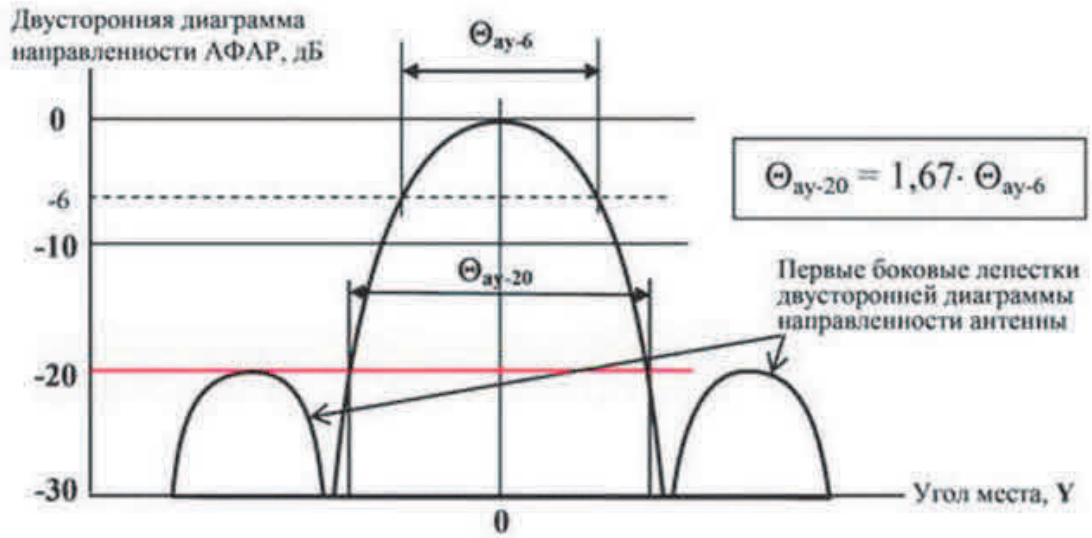

Рис. 5.22. Двусторонняя ширина ДНА АФАР по координате угла места (использована аппроксимация sinc^4)

На рис. 5.21 также показаны последовательные окна приема сигналов шириной $\Delta Y_{\text{прм}}$, расставленные через период повторения зондирующих импульсов ($T_{\text{П}}$), проекция которого на земную поверхность образует интервал протяженностью

$$\Delta Y_{\text{ТП}} = \frac{T_{\text{П}} \cdot C}{2\cos\gamma}, \tag{5.54}$$

где $T_{\text{П}}$ — период повторения зондирующего сигнала; γ — угол скольжения; C — скорость света.

Все окна приема открываются одновременно на время действия разрешающего прием сигнала СТРОБ-ПРМ, пространственная протяженность которого на поверхности Земли составляет

$$\Delta Y_{\text{прм}} = \frac{T_{\text{прм}} \cdot C}{2\cos\gamma}. \tag{5.55}$$

На рис. 5.21, *а* представлена ситуация, при которой паразитные окна приема не попадают в зону приема полезных сигналов, ограниченную интервалом ΔY_{20}. В этой ситуации рекуррентные помехи подавляются не менее чем на 20 дБ. На рис. 5.21, *б* изображена другая ситуация, при которой паразитные окна приема пересекаются с зоной приема полезных сигналов, ограниченной интервалом ΔY_{20}.

В этом случае пространственная селекция за счет ДНА оказывается слабой, и уровень рекуррентных помех становится соизмеримым с уровнем полезного сигнала. Следует учитывать, что мощность сигналов рекуррентных помех удваивается за счет суммирования сигналов от двух паразитных окон приема, слева и справа от основного окна приема.

Из представленных материалов может быть сформулировано условие, обеспечивающее уровень подавления рекуррентных помех за счет пространственной селекции не менее 20 дБ:

$$\Delta Y_{\text{ТП}} \geqslant \frac{\Delta Y_{20} + \Delta Y_{\text{прм}}}{2}, \tag{5.56}$$

которое эквивалентно следующему выражению:

$$\frac{(T_{\text{П}}) \cdot C}{2\cos\gamma} \geqslant \frac{R \cdot \operatorname{tg}\left(\Theta_{\text{ау}-20}\right)}{2\sin\gamma \cdot \cos\left(\beta_B - \beta_0\right)} + \frac{T_{\text{прм}} \cdot C}{4\cos\gamma}. \tag{5.57}$$

Из последнего неравенства получаем граничное условие выбора периода и частоты повторения зондирующих импульсов, при котором уровень подавления рекуррентных помех за счет пространственной селекции за счет ДНА будет не менее 20 дБ:

$$(T_{\text{П}}) \geqslant \frac{R}{C} \cdot \frac{\operatorname{tg}\left(\Theta_{\text{ау}-20}\right)}{\operatorname{tg}\gamma \cdot \cos\left(\beta_B - \beta_0\right)} + \frac{T_{\text{прм}}}{2}, \tag{5.58}$$

$$(F_{\text{П}}) \leqslant \frac{1}{T_{\text{П}}}. \tag{5.59}$$

Например, в режиме детальной съемки параметры РСА «COSMO-SkyMed», используемые в формуле (5.58), имеют следующие значения: $(\beta)_{\text{макс}} = 52°$, $R = 1065$ км, $\gamma = 30{,}4°$, $\Theta_{\text{ау}-20} = 1{,}8°$, $T_{\text{прм}} = 80$ мкс. При указанных параметрах минимально допустимое значение периода повторения зондирующих импульсов $(T_{\text{П}})_{\text{мин}} = 234$ мкс, а максимально допустимая частота повторения зондирующих импульсов по критерию подавления рекуррентных помех не менее чем на 20 дБ равна $(F_{\text{П}})_{\text{макс}} = 4270$ Гц.

5.6.7. Ограничения на скважность зондирующих импульсов РСА

Величина скважности зондирующих импульсов, определяемая формулой (5.43), должна удерживаться в пределах от минимального значения, равного $Q_{\text{мин}}$, обусловленного тепловым режимом работы выходных каскадов усилителей мощности в приемопередающих модулях АФАР, до максимального значения $Q_{\text{макс}}$, обусловленного допустимыми потерями энергетики передающего тракта АФАР и, тем самым, ухудшением радиометрической чувствительности РСА.

Ограничение на минимальное значение скважности эквивалентно ограничению на минимальный период повторения или на максимальную частоту повторения зондирующих импульсов:

$$(T_{\text{п}}) \geqslant Q_{\text{мин}} \cdot T_{\text{изл}}. \tag{5.60}$$

Для примера: минимальное значение скважности в режиме детальной съемки для РСА «COSMO-SkyMed» установлено равным $Q_{\text{мин}} = 3{,}5$. Тогда при $T_{\text{изл}} = 70$ мкс минимальное значение периода повторения зондирующих импульсов равно 245 мкс, а максимальная допустимая частота повторения равна 4082 Гц.

5.6.8. Алгоритм комплексного расчета периода повторения зондирующих импульсов

Из предшествующих четырех разделов и рис. 5.19 вытекает, что при выборе периода повторения зондирующих импульсов для каждого режима радиолокационной съемки и каждого конкретного значения угла визирования желательно одновременно выполнить следующие шесть условий:

$$(T_{\text{П}})_{\text{макс}} = \frac{l_{xa}}{2{,}8 \cdot V_0 \cdot \sin(\beta_B)}, \tag{5.42}$$

$$(T_{\text{П}})_{\text{мин}} = (T_{\text{изл}} + T_{\text{прм}} + T_{\text{зад}} + 2\tau_{\text{пер}}), \tag{5.48}$$

$$\frac{2R}{C} = T_{\text{П}} \cdot \left(n + \frac{1}{2}\right), \tag{5.50}$$

$$\frac{2H}{C} = T_{\text{П}} \cdot m - T_{\text{изл}}, \tag{5.51}$$

$$(T_{\text{П}}) \geqslant \frac{R}{C} \cdot \frac{\operatorname{tg}(\Theta_{\text{ау}-20})}{\operatorname{tg}\gamma \cdot \cos(\beta_B - \beta_0)} + \frac{T_{\text{прм}}}{2}, \tag{5.58}$$

$$(T_{\text{П}}) \geqslant Q_{\text{мин}} \cdot T_{\text{изл}}. \tag{5.60}$$

Расчет временных параметров радиолокатора выполняется по итерационной процедуре. Вначале по формуле (5.42) рассчитывается максимальное допустимое значение частоты повторения импульсов. Затем для заданного угла визирования (и связанного с ним угла скольжения) по формуле (5.44) рассчитывается значение длительности строба приемника ($T_{\text{прм}}$) и, исходя из известной длительности зондирующего импульса ($T_{\text{изд}}$) и желаемого значения скважности (из энергетических соображений), задается начальное значение периода повторения зондирующих импульсов ($T_{\text{П}}$). После чего по формулам (5.46) и (5.47) рассчитываются параметры $T_{\text{зад}}$ и n и проверяется выполнение группы условий (5.48), (5.50), (5.51), (5.58), (5.60). Если условия выполняются, то выбранное значение $T_{\text{П}}$ закрепляется

за данным углом визирования. Если не выполняются, то, изменяя параметры n и $T_{\text{зад}}$, находится новое значение $T_{\text{П}}$, которое удовлетворит большей части перечисленных условий. Для последующих углов визирования описанная процедура повторяется.

Обязательно должны выполняться условия (5.42), (5.48), (5.60), остальные — по возможности. Отсутствие возможности выполнения условий (5.50) и (5.51) можно скомпенсировать другими техническими способами осуществления селекции помех от области надира. Во-первых, можно создать такое амплитудное и фазовое распределение парциальных сигналов на апертуре АФАР, чтобы относительный уровень боковых лепестков двусторонней ДНА, ориентированных в область надира, был при всех углах угломестного сканирования менее 60 дБ. Во-вторых, можно использовать кодовые ФКМ последовательности с переменными от импульса к импульсу параметрами для внутриимпульсной модуляции сигнала передатчика РСА (метод подробно рассмотрен в главе 7 книги). Аналогично, можно парировать невыполнение условия (5.58), ограничивающего уровень рекуррентных помех, использованием ансамбля ФКМ сигналов с переменными параметрами кодов.

5.6.9. Длительности сеансов радиолокационной съемки и интервалов между сеансами

Продолжительность сеансов радиолокационной съемки (T_C) в маршрутном и обзорном режимах рассчитывается по следующей формуле:

$$T_C = \frac{A_x}{V_{\text{A0}}}, \tag{5.61}$$

где A_x — заданная в полетном задании протяженность маршрута съемки; V_{A0} — скорость перемещения следа луча АФАР по поверхности Земли в районе объекта съемки, которая вычисляется для конкретного угла визирования по формуле (5.17).

При средней высоте орбиты КА ДЗЗ $H = 600$ км скорость следа луча АФАР равна $V_{A0} = 6900$ м/с. В этом случае маршрут протяженностью 1000 км будет отснят за время $T_C = 145$ с.

Интервалы между последовательными сеансами маршрутной или обзорной съемки без смены конфигурации включенной аппаратуры РСА, но с измененным углом визирования составляют не более 1 с. Это время требуется для перенастройки аппаратуры РСА на новый угол визирования (смена кодов фазовращателей, линий задержки и аттенюаторов АФАР, изменение параметров зондирующего сигнала, изменение длительности и задержки строба приемника). Если последующий сеанс требует изменения конфигурации включенной

аппаратуры РСА (изменение конфигурации АФАР путем изменения числа включенных приемопередающих модулей, изменение числа активных поляризационных каналов приемника и др.), то интервал между смежными сеансами радиолокационной съемки может увеличиваться до 5 с.

Продолжительность сеансов детальной съемки (T_C) с применением технологии «скользящий прожекторный режим» рассчитывается по формуле (5.22). Можно показать для примера, что на орбите высотой 600 км для получения параметра азимутального пространственного разрешения около 1 м требуется обеспечить скорость движения следа луча АФАР $V_A = 1650$ м/с. Тогда при азимутальном размере объекта съемки $A_x = 10$ км и ширине следа луча АФАР $\Delta X = 4$ км время сеанса съемки составит 8,5 с.

Интервалы между последовательными сеансами детальной съемки равны ориентировочно 1 с без смены конфигурации аппаратуры РСА и до 5 с при необходимости смены конфигурации.

Следует иметь в виду, что хотя минимальный интервал времени между сеансами детальной съемки равен 1 с, но расстояние между центрами последовательно снимаемых объектов в режиме детальной съемки ($\Delta L_{\text{ДС}}$) при параметрах рассмотренного выше примера составит существенную величину, равную 65,5 км:

$$\Delta L_{\text{ДС}} = V_{A0} \cdot (T_C + 1) = 6900 \cdot 9{,}5 = 65\,550 \text{ м}. \qquad (5.62)$$

5.7. Расчет информационных потоков на выходе РСА

Структура выходных каскадов приемного тракта, наиболее часто используемая в космических РСА, представлена на рис. 5.23.

Расчет информационных потоков производится в предположение, что выходной сигнал приемника РСА гетеродинируется в область нулевых частот с образованием синфазного и квадратурного каналов, на выходе которых установлены аналого-цифровые преобразователи (АЦП) с программно управляемым числом разрядов, максимальное число которых равно 8.

Величина информационного потока на выходе РСА, усредненная за период повторения зондирующих импульсов, вычисляется по формуле

$$\Phi = 2N_{\text{прм}} N_{\text{АЦП}} F_{\text{АЦП}} T_{\text{прм}} F_{\text{П}}, \qquad (5.63)$$

где $N_{\text{прм}}$ — число приемных трактов, используемых в данном режиме (в однополяризационном режиме $N_{\text{прм}} = 1$, в двухполяризационном

режиме $N_{\text{прм}} = 2$, в интерферометрическом режиме с образованием в АФАР двух приемных апертур $N_{\text{прм}} = 2$ или $N_{\text{прм}} = 3$); $N_{\text{АЦП}}$ — разрядность каждого отсчета в одном канале АЦП; $F_{\text{АЦП}}$ — частота выборок (дискретизации) АЦП; $T_{\text{прм}}$ — длительность строба приемника; $F_{\text{П}}$ — частота повторения зондирующих импульсов.

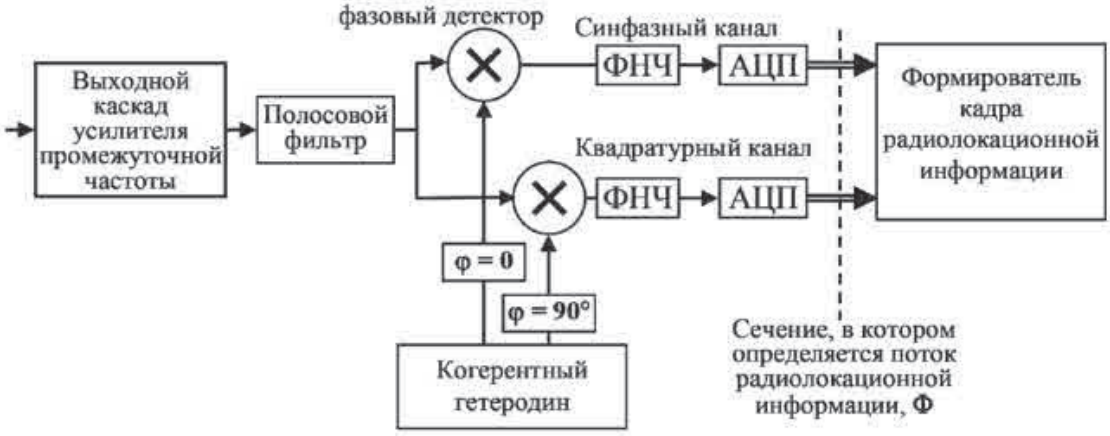

Рис. 5.23. Структура выходных каскадов одного приемного тракта РСА (ФНЧ — фильтр нижних частот, АЦП — аналого-цифровой преобразователь)

Коэффициент 2 в формуле (5.63) учитывает наличие двух каналов оцифровки принимаемого сигнала — синфазного и квадратурного.

Как показали исследования [например, 5.6], в квадратурной схеме обработки (см. рис. 5.23) частоту выборок АЦП нужно устанавливать из соотношения

$$F_{\text{АЦП}} = k_{\text{выб}} \cdot \Delta F_{\text{эф}}, \tag{5.64}$$

где $\Delta F_{\text{эф}}$ — эффективная ширина спектра зондирующего сигнала (подробно рассматривается в главе 7 книги); $k_{\text{выб}} = 1{,}1 \div 1{,}4$ для зондирующих сигналов с ЛЧМ модуляцией; $k_{\text{выб}} = 1{,}33$ для зондирующих сигналов с ФКМ модуляцией.

Для примера рассмотрим расчет потока радиолокационной информации в режиме детальной съемки РСА «COSMO-SkyMed», для которого имеется следующий набор исходных данных: $N_{\text{прм}} = 1$, $N_{\text{АЦП}} = 6$, $\Delta F_{\text{эф}} = 400$ МГц, $k_{\text{выб}} = 1{,}3$, $F_{\text{АЦП}} = 520$ МГц, $T_{\text{прм}} = 80$ мкс, $F_{\text{П}} = 3500$ Гц. Используя формулу (5.63), получим величину потока радиолокационной информации $\Phi = 1{,}75$ Гбит/с. Если бы в этом РСА был режим детальной съемки с двухполяризационным приемником, то в этом режиме поток возрос бы в 2 раза и составил 3,5 Гбит/с.

Объем радиоголограммы W рассчитывается как произведение информационного потока Φ на продолжительность сеанса радиоло-

кационной съемки T_C:

$$W = \Phi \cdot T_C. \tag{5.65}$$

Для вышерассмотренного примера РСА «COSMO-SkyMed» в детальном режиме время сеанса съемки составляет около 7 с и в соответствии с формулой (5.65) объем радиолокационной информации (объем радиоголограммы) за один сеанс съемки будет равен 12,25 Гбит или 1,53 Гбайт, а за один рабочий виток орбиты, на котором возможно проведение 35 сеансов детальной съемки, объем радиолокационной информации достигнет величины 50 Гбайт.

Из приведенных фактов следует, что современный РСА генерирует очень большой объем цифровой информации, что создает проблему как накопления этих данных, так и своевременной передачи накопленной информации на наземные разделы приема и обработки.

Одним из путей решения этой проблем является использование в составе РСА блоков адаптивного квантования, позволяющих в зависимости от параметров режима съемки и конкретных параметров цифрового потока на выходе АЦП уменьшить среднюю разрядность отсчетов выходного массива информации и тем самым уменьшить поток цифровых данных.

Примером реализации такого подхода является двухполяризационный РСА «Sentinel-1», выведенный на орбиту в 2014 г., в состав которого включено устройство FDBAQ (Flexible Dynamic Block Adaptive Quantization), которое при входном потоке цифровых данных от АЦП, имеющих 10-разрядное квантование, используя специальные алгоритмы, имеет выходной поток с 3–5-разрядными отсчетами, что позволяет вдвое сократить объем цифровых данных, направляемых в бортовое запоминающее устройство и в радиолинию [5.12–5.14].

Обзор различных подходов к сжатию первичных радиолокационных данных, позволяющих достигнуть коэффициента сжатия от 2 до 8 раз для 8-битовых отсчетов АЦП квадратурного приемника РСА, приведен в [5.15]. Утверждается, что радиолокационное изображение, синтезированное по восстановленным данным при сжатии в 2–3 раза, визуально практически не отличается от изображения, синтезированного по несжатым исходным данным.

Литература к главе 5

5.1 Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. М.: Радио и связь, 2004.

5.2 Государственный стандарт ГОСТ Р 51794-2008 «Глобальные спутниковые навигационные системы. Системы координат. Методы преобразования координат определяемых точек».

5.3 Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.

5.4 Madsen S.N. Estimating the Doppler Centroid of SAR data, IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems. Vol. 25. No. 2. Pp. 134–140. March 1989.

5.5 Cafforio C., Guccione P., Guarnieri A.M. Doppler Centroid Estimation for ScanSAR data. IEEE Trans. Geoscience and Remote Sensing, Vol. 42. Issue 1. Pp. 14–23, January 2004.

5.6 Cumming I.G., Wong F.H. Digital processing of synthetic aperture radar data. Artech House. Pp. 625, 2005.

5.7 Костров В.В., Сидоров А.А. Обработка траекторного сигнала РСА в условиях скошенного режима и миграции по дальности. IV Всероссийские Армандовские чтения, Муром, 27–29 мая 2014 г. // Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред. Сборник трудов конференции. Муром: Муромский институт (филиал) Владимирского государственного университета, 2014. С. 236–242.

5.8 Бабокин М.И., Ефимов А.В., Карпов О.А., Титов М.П. Однопроходный интерферометр при переднебоковом обзоре // Радиотехника. 2014. № 7.

5.9 COSMO-SkyMed System Description & User Guide. Italian Space Agency. Doc. № ASI-CSM-ENG-RS-093-A, Rev.A, 2007.

5.10 Lazzaro M.D., Capuzi A., Rivola S. (Thales Alenia Space). Technologies and applications of synthetic aperture radar. Madrid. May 30–31, 2011.

5.11 Bickel D.L., Brock B.C., Allen C.T. Spaceborne SAR Study: LDRD '92 Final Report. Sandia National Laboratories Albuquerque, New Maxico, 1993.

5.12 Sentinel-1 Level 1 Detailed Algorithm Definition. Document Number: SEN-TN-52-7445. S-1 MPC Nomenclature: DI-MPC-IPFDPM. 2016.

5.13 Algra T., Bierens L. Advanced on-board SAR data compressor. National Aerospace Laboratory NLR. NLR-TP-2006-274. IEEE Intern Geosciences and Remote Sensing Symposium, 31 July — 4 Aug. 2006, Denver.

5.14 Bankapur M., Harihar M. Development of Compression Algorithms for Remotely Sensed SAR Data. International Journal of Engineering Science and Innovative Technology (IJESIT) Volume 2, Issue 4, July 2013, Pp. 443–450.

5.15 Нестеров И.М. Влияние сжатия данных на качество радиолокационных изображений // Журнал радиоэлектроники. 2016. № 8.