

Глава 18

ОБНАРУЖЕНИЕ И РАСПОЗНАВАНИЕ ЦЕЛЕЙ В РЛС ОБЗОРА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ. СЕЛЕКЦИЯ ДВИЖУЩИХСЯ НАЗЕМНЫХ ЦЕЛЕЙ (СДЦ)

18.1 ОБНАРУЖЕНИЕ И РАСПОЗНАВАНИЕ НЕПОДВИЖНЫХ ЦЕЛЕЙ

1. Отношение сигнал/шум и дальность обнаружения

В зависимости от решаемой тактической задачи используются различные подходы к обнаружению неподвижных целей в РЛС обзора поверхности земли. Обычно возможны четыре типовых случая: обнаружение сосредоточенной (точечной) цели на слабоотражающем фоне, картографирование поверхности земли, обнаружение точечной цели на сильноотражающем фоне и обнаружение цели с «отрицательным контрастом», то есть когда ЭПО цели меньше ЭПО фона.

Обнаружение отдельной сосредоточенной (точечной) цели на слабоотражающем фоне характеризуется дальностью обнаружения, то есть максимальной дальностью, на которой обеспечивается обнаружение цели с заданными вероятностями правильного обнаружения и ложной тревоги. При этом учитывается: ЭПО конкретной цели, фон, на котором она обнаруживается, тип обзора, метеоусловия и помеховая обстановка. Полагают при этом, что дальность обнаружения в этом случае определяется уровнем шумов и помех, а влиянием фона на обнаружение можно пренебречь. Под точечной целью в этом случае принимают такой объект, размеры которого меньше размеров элемента разрешения РЛС, то есть объект целиком размещается внутри одного элемента разрешения на поверхности земли.

При обнаружении отдельной точечной цели на слабоотра-

жающем фоне дальность обнаружения определяется отношением сигнал/шум в элементе разрешения. Для одного излучаемого и принимаемого импульса отношение сигнал/шум равно

$$Q_{\text{и}} = \frac{P_{\text{и}} G^2 \lambda^2 \sigma_{\text{ц}}}{(4\pi)^3 D^4 P_{\text{ш}} \alpha_{\text{п}}}, \quad (18.1)$$

где $P_{\text{и}}$ – импульсная мощность передатчика; G – коэффициент усиления антенны; λ – длина волны РЛС; $\sigma_{\text{ц}}$ – ЭПО цели; D – дальность до цели; $P_{\text{ш}}$ – мощность шума; $\alpha_{\text{п}}$ – потери в высокочастотном тракте и среде распространения.

Мощность шума определяется прежде всего внутренними шумами приемника (см. гл. 5):

$$P_{\text{ш}} = \kappa_{\text{ш}} \kappa T \Delta f_{\text{пм}},$$

где $\kappa T = 4 \cdot 10^{-21}$ Вт/Гц; $\Delta f_{\text{пм}}$ – полоса пропускания приемника, определяемая требуемым разрешением по дальности; $\kappa_{\text{ш}}$ – коэффициент шума, определяемый в основном типом входного устройства приемника.

Кроме шумов приемника, существуют внутренние шумы системы обработки: АЦП, процессор, шумы оптической системы обработки, которые обычно на 3–5 дБ меньше, чем мощность внутренних шумов приемника. Характеристики обнаружения в присутствии преднамеренных (пассивных и активных) помех оговариваются особо, задавая помеховую обстановку и методы помехозащиты. Потери в высокочастотном тракте (передатчик – антенна – обтекатель антенны – приемник) обычно составляют 4–6 дБ. Потери в среде распространения (двухстороннем: до цели и обратно) в основном определяются метеорологическими условиями наблюдения.

Увеличение отношения сигнал/шум по сравнению с простым одиночным импульсом обусловлено некогерентным накоплением импульсов за время облучения и когерентным накоплением при сжатии сигнала по дальности, например, при ЛЧМ-импульсах. В РСА следует учитывать накопления за время синтезирования.

При сжатии импульса отношение сигнал/шум увеличивается

пропорционально коэффициенту сжатия $Q_{сж} = \frac{\tau_{и}}{\tau_{эф}}$, где $\tau_{эф} = \frac{1}{\Delta f_c}$ – длительность сжатого сигнала, а Δf_c – полоса частот зондирующего сигнала, то есть $Q_{сж} = \tau_{и} \Delta f_c$.

В РСА при синтезировании апертуры происходит когерентное накопление $N_{кн} = F_{и} t_{кн}$ импульсов, что в $N_{кн}$ раз увеличивает отношение сигнал/шум. Учитывая, что время синтезирования $t_{кн}$ определяется требуемой разрешающей способностью по азимуту $\delta l_{аз}$ (см. (17.55))

$$t_{кн} = \frac{\lambda D}{2 \delta l_{аз} V_c \sin \theta_n},$$

то число накапливаемых импульсов равно

$$N_{кн} = \frac{\lambda D F_{и}}{2 \delta l_{аз} V_c \sin \theta_n}. \quad (18.2)$$

Все обозначения соответствуют обозначениям, введенным в гл. 17.

Подставляя значения $P_{ш}$, $N_{кн}$ и $Q_{сж}$ в формулу (18.1), получим отношение мощности сигнала к мощности внутреннего шума при синтезировании апертуры в виде

$$Q_{сж} = \frac{P_{ср} G^2 \lambda^3 \sigma_{ц}}{2(4\pi)^3 D^3 \alpha_n \delta l_{аз} V_c \sin \theta_n k \kappa_{ш} T}, \quad (18.3)$$

где $P_{ср} = P_{и}$ $\tau_{и}$ $F_{и}$ – средняя мощность излучения.

Как видно из (18.3), отношение сигнал/шум в РСА обратно пропорционально третьей степени дальности D^3 , а не D^4 , как в обычной РЛС. Это объясняется увеличением числа когерентно накапливаемых импульсов $N_{кн}$ с увеличением дальности для обеспечения постоянства разрешения по азимуту $\delta l_{аз}$.

Суммарные потери α_n , кроме потерь в высокочастотном тракте и при распространении радиоволн, учитывают также потери при обработке сигналов. Потери при обработке обусловлены: несогласованностью характеристик системы обработки и сигналов вследствие ошибок определения параметров движения носителя и характеристик РСА, а также ошибок формирования опорной функции процес-

соров: несовпадением частоты сигнала с частотой настройки одного из фильтров обработки; уменьшением амплитуды сигнала на краях ДН антенны и в результате функции весовой обработки; флюктуациями траекторного сигнала. При обнаружении точечной цели эти потери могут достигать 5-8дБ, а суммарные потери соответственно 12-17дБ.

Необходимое отношение сигнал/шум Q_{CA} определяется требуемой вероятностью правильного обнаружения при заданной ложной тревоге, которые, в свою очередь, определяются статистическими характеристиками сигнала цели и шумов (см. характеристики обнаружения в гл.4). Можно принять $Q_{CA}=R_0$.

Плотность распределения вероятности ЭПО малоразмерной цели (танки, автомашины, ЗРК и т.п.), когда в элемент разрешения попадает вся цель (точечная цель), обычно характеризуется логнормальным законом или законом распределения «хи-квадрат» с 4 степенями свободы:

$$p\left(\frac{\sigma}{\sigma_{\Pi}}\right) = \frac{\sigma}{\sigma_{\Pi}^2} e^{-\sigma/\sigma_{\Pi}}. \quad (18.4)$$

По такому же закону распределена и мощность сигнала цели в элементе разрешения.

Плотность вероятности мощности суммарного помехового сигнала в элементе разрешения характеризуется экспоненциальным законом

$$p\left(\frac{P}{P_{\Pi}}\right) = \frac{1}{P_{\Pi}} e^{-\frac{P}{P_{\Pi}}}, \quad (18.5)$$

где P_{Π} – средняя мощность помехи.

Характеристики обнаружения для этих законов распределения мощности сигнала и помехи представлены на рис.18.1, где изображена зависимость вероятности правильного обнаружения $P_{по}$ как функция отношения сигнал/помеха $Q_{сп}$ при вероятности ложного обнаружения (тревоги) $P_{лт}=10^{-6}$ в одном элементе разрешения и различном числе $N_{обз}$ обзоров (накапливаемых некогерентно независимых изображений цели и помехи).

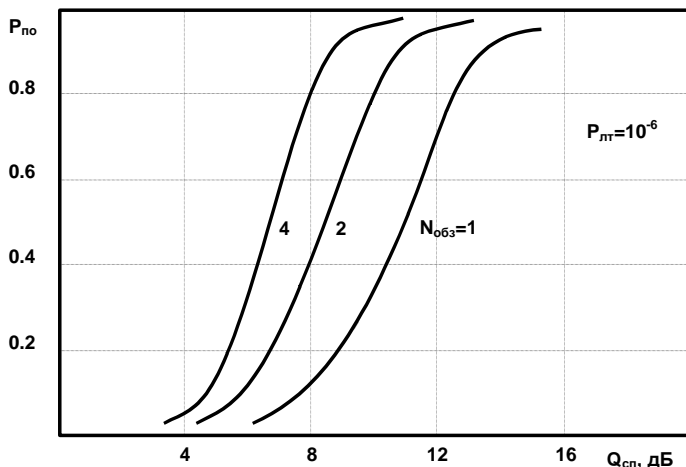


Рис. 18.1

Из графиков следует, что для обеспечения вероятности правильного обнаружения $P_{\text{по}}=0,8$ требуется отношение сигнал/помеха $Q_{\text{сп}}=13\text{дБ}$ в одном элементе разрешения при однократном обзоре и $Q_{\text{по}}=8\text{дБ}$ при четырехкратном обзоре. Полагая, что на максимальной дальности РСА (дальности обнаружения $D_{\text{М.СА}}$) мощность фона и других помех меньше мощности внутренних шумов приемника РСА, дальность обнаружения в РСА определяется по формуле (18.3), если подставить требуемое отношение $Q_{\text{СА.О}}$. Получим в этом случае

$$D_{\text{М.СА}} = \sqrt[3]{\frac{P_{\text{ср}} G^2 \lambda^2 \sigma_{\text{ц}}}{2(4\pi)^3 Q_{\text{СА.О}} \kappa T k_{\text{ш}} \alpha_{\text{п}} V_{\text{с}} \sin \theta_0 \delta l_{\text{АЗ}}}}. \quad (18.6)$$

Рассмотрим иллюстративный пример: $P_{\text{ср}}=1\text{ кВт}$, $G=3 \cdot 10^3$, $\lambda=3\text{см}$, $\sigma_{\text{ц}}=3\text{м}^2$, $Q_{\text{СА.О}}=13\text{ дБ}$, $\kappa T=4 \cdot 10^{-24}\text{Вт/Гц}$, $K_{\text{ш}}=8\text{дБ}$, $\alpha_{\text{п}}=20\text{дБ}$, $\delta l_{\text{аз}}=3\text{м}$, $V_{\text{с}}=300\text{м/с}$, $\sin \theta_0=1$ (боковой обзор). Дальность обнаружения в этом примере равна $D_{\text{М.СА}} \approx 130\text{км}$.

При картографировании наиболее сложной задачей является обнаружение элементов земной (водной) поверхности на фоне различного рода помех, прежде всего внутреннего шума РСА. В этом случае можно найти дальность картографирования $D_{\text{МК}}$, то есть мак-

симальная дальность, на которой обеспечивается обнаружение элементов пространственно – распределенной цели с заданными вероятностями правильного обнаружения и ложной тревоги. Обычно задается тип цели с минимальной удельной ЭПО (ВПП, водная поверхность и т.п.) и условия картографирования (тип обзора, метеосостояние, помеховая обстановка).

В режиме картографирования дальность обзора РСА определяется возможностью обнаружения сигналов, отраженных от заданной пространственно-распределенной цели с минимальной удельной ЭПО σ_{ymin} . В этом случае дальность обнаружения (формула (18.6)) разрешаемого элемента цели D_k (дальность картографирования), найдем, подставив в формулу (18.6) в качестве σ_c величину

$$\sigma_c = \sigma_\Phi = \sigma_{ymin} \cdot \delta l_{az} \delta l_d. \quad (18.7)$$

Получим в этом случае:

$$D_k = \sqrt[3]{\frac{P_{cp} G^2 \lambda^2 \sigma_{ymin} \delta l_d}{2(4\pi)^3 Q_{CA.O} \kappa T k_{ш} \alpha_n V_c \sin \theta_n}}. \quad (18.8)$$

Характеристики обнаружения пространственно-распределенной цели (фона) отличаются от характеристик обнаружения точечной цели. Во-первых, распределение ЭПО элемента фона подчиняется экспоненциальному (а не хи-квадрат) закону (в сантиметровом диапазоне радиоволн). Во-вторых, пространственно-распределенная цель, например взлетно-посадочная полоса, содержит большое количество элементов разрешения (до 10^3 - 10^4). Это позволяет значительно снизить требуемую вероятность ложной тревоги на один элемент разрешения, обычно до уровня 10^{-1} - 10^{-2} . В этом случае требуемое отношение сигнал/помеха для одного элемента разрешения обычно равно 2-3дБ. Кроме того, потери при обработке сигнала фона на 3-5дБ меньше, чем при обработке сигнала точечной цели. Это объясняется прежде всего малым влиянием рассогласования характеристик фильтра и сигнала фона, так как оно приводит только к перераспределению сигнала фона между элементами разрешения, не изменяя его общей мощности.

Рассматривая предыдущий числовой пример для случая картографирования пространственно-распределенной цели с $\sigma_{y\min}=-30\text{дБ}$ при требуемом отношении сигнал/помеха $Q_{\text{CAO}}=3\text{дБ}$ и при потерях $\alpha_{\text{п}}=15\text{дБ}$, получим, что дальность картографирования равна $D_{\text{к}}\approx 70\text{км}$. Как и ранее, полагаем, что внутренний шум превосходит по мощности все другие помехи.

2. Разрешающая способность РСА и обнаружение цели

Основным фактором, определяющим обнаружение малоразмерной цели на фоне отражений от земной поверхности, является разрешающая способность РСА, так как, чем меньше площадь элемента разрешения, тем меньше помеховый сигнал фона в этом элементе, тем выше вероятность обнаружения точечной цели (см. гл. 15). При обнаружении точечной цели на интенсивно отражающем фоне влиянием внутренних шумов и помех обычно пренебрегают. В этом случае характеристики обнаружения определяются отношением сигнал/фон для одного элемента разрешения. Мощность отраженного сигнала от подстилающей поверхности в элементе разрешения зависит от удельной ЭПО поверхности и разрешения РСА: $\sigma_{\text{ф}}=\sigma_{\text{у}}\delta l_{\text{аз}}\delta l_{\text{д}}$. При заданной величине $\sigma_{\text{у}}$ улучшить характеристики обнаружения можно только повышая разрешение. Так, при $P_{\text{по}}=0,8$ и $P_{\text{лт}}=10^{-6}$ необходимо иметь (см. рис.18.1) отношение $Q_{\text{CAO}}=\sigma_{\text{ц}}/\sigma_{\text{ф}}=13\text{дБ}$ при однократном обзоре. Если $\sigma_{\text{ц}}=3\text{м}^2$ и $\sigma_{\text{у}}=-20\text{дБ}$ (танк в степи), требуемое разрешение

$$\delta l_{\text{аз}} = \delta l_{\text{д}} = \sqrt{\frac{\sigma_{\text{ц}}}{\sigma_{\text{у}} Q_{\text{CAO}}}}$$

равно 3м. При четырехкратном обзоре ($Q_{\text{CAO}}=8\text{дБ}$) требуемое разрешение РСА равно

$$\delta l_{\text{аз}} = \delta l_{\text{д}} = 6\text{м}.$$

Типовые значения требуемой разрешающей способности для обнаружения различных целей представлены в табл.15.2 в главе 15.

Другой подход применяется для обнаружения пространственно-распределенной цели с отрицательным контрастом (просека в лесу, проселочная дорога, речка с пологими берегами и т.п.). В этом случае задача обнаружения объекта сводится к различению двух сигналов с различной средней мощностью. Наиболее сложной является задача обнаружения протяженной цели с меньшей, чем у окружающего фона удельной ЭПО, когда цель занимает всего несколько элементов разрешения по одной из координат («провал в изображении»).

В этом случае целесообразно говорить о контрасте участков поверхности по мощности отражений. Сравниваются мощности отражений от цели с малым уровнем (сигнал «цели» имеет $P_{Ц}$) и окружающего фона $P_{Ф}$.

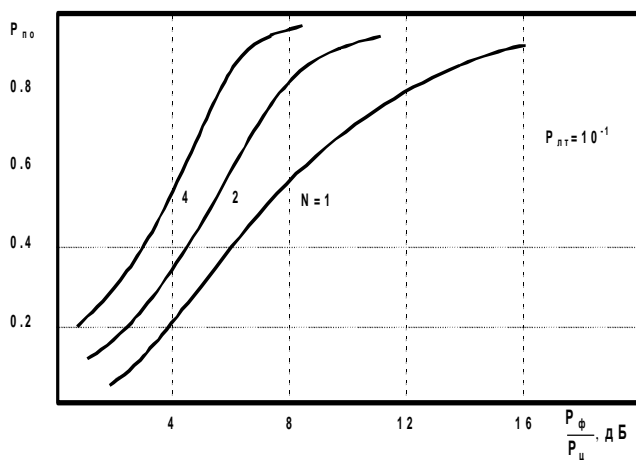


Рис. 18.2

В соседних с целью разрешаемых элементах уровень мощности сигнала фона в основном определяется величиной:

$$P_{Ф} = k_3 \sigma_{уф} \delta l_{аз} \delta l_{д},$$

где k_3 – энергетический коэффициент (см.гл.5).

Плотность вероятности мощности сигналов фона и цели распределены по экспоненциальному закону (для одного обзора). На рис.18.2 приведены характеристики обнаружения цели с отрицательным контрастом как функция отношения $P_{\phi}/P_{ц}$.

Так как число элементов разрешения цели и фона велико, то величину вероятности ложной тревоги (вероятности принятия цели за фон в одном элементе разрешения) можно задавать достаточно большой ($P_{лт} = 10^{-1} - 10^{-2}$). Для обеспечения вероятности правильного обнаружения цели $P_{по} = 0,8$ при однократном обзоре, например, требуется контраст цели, то есть $P_{\phi}/P_{ц} = 12$ дБ, а при четырехкратном обзоре $P_{\phi}/P_{ц} = 5$ дБ.

3. Распознавание целей по их радиолокационному изображению

Важной характеристикой, определяющей эффективность РЛС землеобзора, является вероятность распознавания обнаруженных целей. Распознавание может осуществляться как до класса, так и до типа цели. Иногда распознаванием называют также и определение функционального состояния цели. Под распознаванием в данном случае считаем принятие решения о принадлежности обнаруженного на радиолокационном изображении объекта к одному из возможных классов (типов) целей. Распознавание цели характеризуется вероятностью правильного распознавания, то есть вероятностью того, что по виду радиолокационного изображения цели принимается верное решение о принадлежности цели к данному классу (типу).

В качестве признаков распознавания цели в РЛС с высокой разрешающей способностью обычно используют само радиолокационное изображение цели, которое в какой-то степени соответствует оптическому изображению. Чем больше детализация РЛ изображения, то есть чем меньше размер разрешаемого элемента по сравнению с размером цели, тем выше вероятность распознавания. Так, например, распределенные цели типа ВПП, дороги, реки и т.п. имеют сотни разрешаемых элементов на своем изображении, что позволяет распознавать такие цели с высокой вероятностью. Наоборот, сосредоточенные цели, к которым относятся большинство объектов военной техники, имеют радиолокационные изображения с небольшим числом разрешаемых элементов. Кроме того, часть эле-

ментов цели имеют малую ЭПО и на РЛ изображении не обнаруживаются. Поэтому РЛ изображения сосредоточенных целей, как правило, мало похоже на фотографическое изображение: видны только отдельно расположенные так называемые «блестящие» точки.

Особо сложной задачей является распознавание точечных целей, РЛ изображение которых состоит всего из одного элемента разрешения. В этом случае для распознавания целей привлекаются другие признаки, такие, например, как расположение на местности, динамика перемещения (траектория движения).

Величину требуемой разрешающей способности РЛС землеобзора для обеспечения заданной вероятности распознавания цели до класса можно оценить по характеристике распознавания рис. 18.3, где P_k – вероятность распознавания цели по ее радиолокационному изображению; N_p – число разрешаемых элементов в пределах площади изображения.

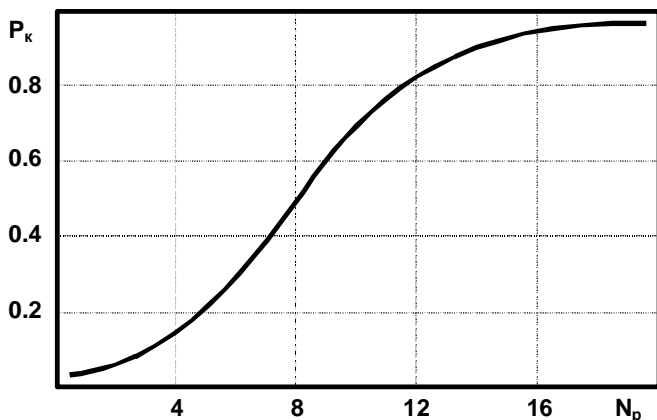


Рис. 18.3

Обычно задают вероятность распознавания до класса цели $P_k=0,8$, что требует порядка 10-12 элементов разрешения (см. гл.15).

18.2. ОБНАРУЖЕНИЕ И РАСПОЗНАВАНИЕ (СЕЛЕКЦИЯ) ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ

1. Особенности наблюдения движущихся целей в РЛС обзора поверхности земли

Наряду с обнаружением неподвижных целей важнейшей задачей РЛС обзора поверхности земли является обнаружение движущихся наземных и морских целей, а также их селекция (выделение) на фоне местности и неподвижных целей. В качестве целей могут быть танки, автомашины, подвижные ракетно-артиллерийские системы, корабли и т.п.

Для решения указанных задач применяются устройства, которые называются системами селекции движущихся целей (СДЦ). Алгоритмы селекции основываются на различиях характеристик и параметров отраженных сигналов подвижных и неподвижных объектов. Основное назначение систем СДЦ-разделение сигналов движущихся целей и мешающих отражений, то есть сигналов всех остальных объектов (неподвижных целей, земной и водной поверхности). Селекция движущихся целей основана на различии скорости относительного движения по отношению к самолету неподвижных и движущихся объектов. Большинство наземных и надводных целей, представляющих интерес для ударных самолетов, являются мало-размерными и перемещающимися объектами со сравнительно небольшой скоростью (по сравнению со скоростью полета самолета). Уровень отражения от таких целей сравнительно мал. Это требует применения систем СДЦ с высокой эффективностью выделения целей.

Детально общие принципы и методы СДЦ в когерентно-импульсном РЛС рассмотрены в гл. 11. В РЛС ударных самолетов могут применяться системы СДЦ с внешней и внутренней когерентностью. В бортовых РЛС системы СДЦ с внешней когерентностью нашли применение благодаря простоте выделения целей на фоне отражений от земли независимо от скорости своего самолета (см. гл. 11). Однако следует отметить, что применение СДЦ в РЛС некогерентного типа имеет относительно малую эффективность. Подавление МО не более 25-30дБ.

Проблема обнаружения движущихся наземных целей особенно актуальна при введении режима обзора поверхности земли в импульсно-доплеровских РЛС и в РЛС с высокой разрешающей способностью по угловым координатам (РСА, ДОЛ). По этой причине в данной главе основное внимание уделено методам СДЦ наземных движущихся целей в РЛС с высокой когерентностью, в которых различие целей обусловлено их различиями по доплеровским частотам.

В РСА при наблюдении движущихся целей возникают дополнительные трудности, связанные с тем, что изображение таких целей появляется в элементах разрешения, не соответствующих их истинному положению на поверхности земли (см. ниже). Это обстоятельство требует, кроме СДЦ, определять и восстанавливать истинное положение цели на РЛ изображении поверхности земли.

2. Обнаружение движущихся наземных целей при картографировании поверхности реальным лучом (КРЛ) в импульсно-доплеровской РЛС

Картографирование поверхности земли реальным лучом в импульсно-доплеровских РЛС осуществляется при НЧП с использованием доплеровских составляющих сигналов в пределах главного луча. Обработка сигналов аналогична алгоритмам обработки при СЧП в режиме «воздух-воздух» (см. гл. 12). Непрерывное радиально-секторное сканирование в пределах переднего сектора по азимуту позволит на индикаторе «дальность-азимут» наблюдать отражения от поверхности земли и получить радиолокационное изображение. Для обеспечения высокого качества изображения выполняется некогерентное суммирование выходных сигналов доплеровских фильтров, попадающих в зону частотных составляющих по главному лучу (рис. 18.4). Максимум спектрального участка главного луча выносятся обычно (как и при СЧП) на нулевую доплеровскую частоту путем изменения частоты когерентного гетеродина в соответствии с поправкой на величину, наблюдаемой доплеровской частоты отражений по максимуму главного луча (рис. 18.5). На рис. 18.4 показаны спектральные составляющие для трех движущихся целей. Цель №1 имеет составляющую доплеровской частоты в пределах зоны спектра главного луча (ГЛ). Эта цель практически не может быть обна-

ружена, так как мощность сигнала отражений от этой цели в пределах фильтра №1 значительно меньше уровня мощности составляющих спектра по ГЛ. Кроме этого, следует учесть, что в режиме СДЦ зона фильтров, используемых при картографировании реальным лучом (КРЛ) бланкируется (закрываются).

При картографировании реальным лучом бланкируются, в свою очередь, фильтры СДЦ (см. рис. 18.4 «фильтры зоны СДЦ»). Цель №2 (на рис. 18.4) не находится в пределах зоны спектра ГЛ, но попадает в пределы зоны бланкирования при СДЦ.

Следовательно, сигнал этой цели также не обнаруживается на выходе устройства СДЦ. Цель №3 имеет относительно большую доплеровскую частоту

$$f_{\text{дп.цз}} = \frac{2V_{\text{цз}}}{\lambda},$$

которая больше граничной частоты зоны бланкирования при СДЦ $f_{\text{ГР}} = \Delta f_{\text{КРЛ}} / 2$. Следовательно, спектральные составляющие этой цели на выходе системы СДЦ обнаруживаются в фильтре №5 (см. рис. 18.4). Однако радиальная скорость этой цели сравнительно большая. Другие движущиеся цели, которые представляют интерес при решении боевых задач, имеют значительно меньшие скорости.

Определим типовое значение граничной частоты $f_{\text{ГР}}$. В режиме обзора реальным лучом сектор сканирования по азимуту может быть до $\pm 60^\circ$. Скорость перемещения луча $\omega_{\text{СК}}$ от 20 до $50^\circ / \text{с}$. Следовательно, можно оценить время облучения цели по формуле

$$t_{\text{обл}} = \frac{\theta_{\text{л}}}{\omega_{\text{СК}}}, \quad (18.9)$$

где $\theta_{\text{л}}$ – ширина луча ДН антенны. Время облучения можно разделить на несколько тактов для выполнения ряда процедур по повышению эффективности СДЦ. Обычно это $n_{\text{т}}=3-4$ такта. Следовательно, на формирование доплеровских фильтров отводится время

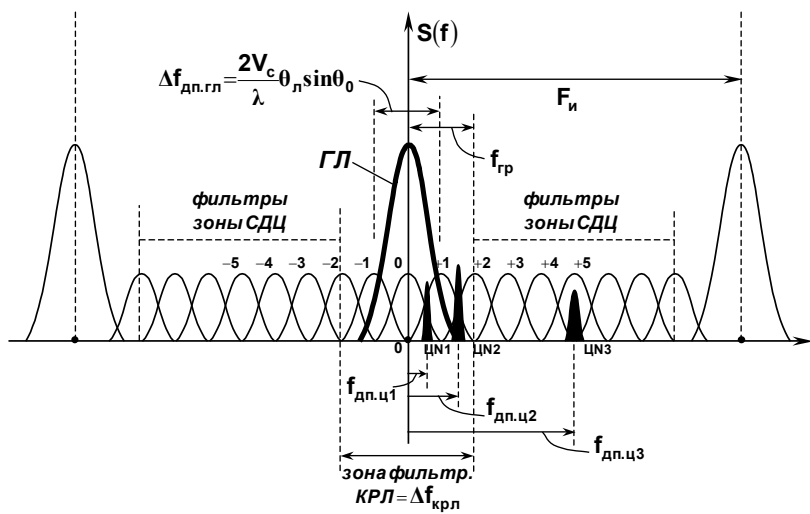


Рис. 18.4

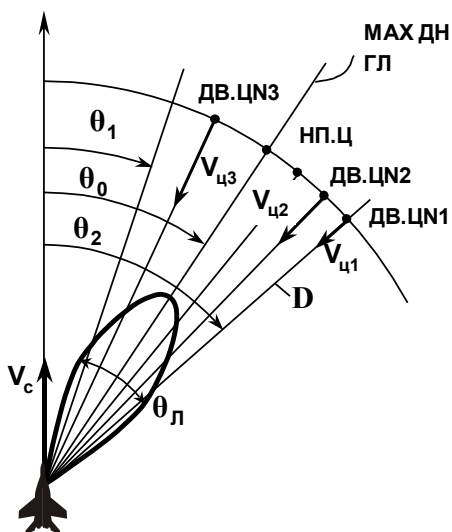


Рис. 18.5

$$T_{\text{дп}} = \frac{t_{\text{обл}}}{n_{\text{т}}} = \frac{\theta_{\text{л}}}{n_{\text{т}} \omega_{\text{ск}}}. \quad (18.10)$$

Количество импульсов, которые принимаются в РЛС, порядка

$$N_{\text{и}} = T_{\text{дп}} F_{\text{и}} = \frac{t_{\text{обл}} F_{\text{и}}}{n_{\text{т}}} = \frac{\theta_{\text{л}} F_{\text{и}}}{n_{\text{т}} \omega_{\text{ск}}}. \quad (18.11)$$

При выполнении дискретного преобразования Фурье по алгоритму БПФ реально формируется количество фильтров не более $N_{\text{ф.дп}} \leq N_{\text{и}}$. Следовательно, полосу пропускания частоты в доплеровских фильтрах в области фильтрации имеем равной

$$\Delta f_{\text{ф.дп}} \geq \frac{2F_{\text{и}}}{N_{\text{и}}}, \quad (18.12)$$

или

$$\Delta f_{\text{ф.дп}} \geq \frac{2n_{\text{т}} / \omega_{\text{ск}}}{\theta_{\text{л}}}. \quad (18.13)$$

Например, при $\omega_{\text{ск}} = 50^\circ/\text{с}$ и $\theta_{\text{л}} = 3^\circ$ получим $\Delta f_{\text{ф.дп}} \geq 100 - 200 \text{ Гц}$. Если зону бланкирования ограничить $n_{\text{гл}} = 2-3$ фильтрами в каждую сторону относительно $f_{\text{дп}} = 0$, то $f_{\text{гр}}$ равно

$$f_{\text{гр}} = n_{\text{гр}} \Delta f_{\text{ф.дп}} \cong \frac{2n_{\text{т}} / \omega_{\text{ск}}}{\theta_{\text{л}}} \cdot n_{\text{гр}}, \quad (18.14)$$

где $n_{\text{гр}}$ – количество фильтров до границы зоны СДЦ.

Расчеты показывают, что при указанном подходе к процедуре СДЦ удается обнаруживать цели с радиальными скоростями движения только более 25-30 км/ч, что, конечно, не может быть приемлемым в ряде случаев. Известны два варианта уменьшения минимальной обнаруживаемой скорости движения цели.

Первый вариант заключается в использовании смещения спектра отражения сигналов по оси доплеровских частот таким образом, чтобы, например, цель №2 на рис. 18.4 оказалась в зоне фильтрации СДЦ. Этот вариант наиболее эффективен при малых азимутальных углах θ_o отклонения ДН относительно оси самолета ($\theta_o = 0 - 10^\circ$). В этом случае ширина зоны спектральных составляющих отражений по главному лучу (ГЛ), равная $\Delta f_{\text{дп.гл}} = (2V_{\text{л}}/\lambda)\theta_{\text{л}} \sin \theta_o$, минимальна и составляет обычно величину не более 20-30 Гц. Принцип работы поясняется на рис. 18.6. На рис 18.6,а показано, что имеется две цели (№2) и (№4), доплеровские частоты которых малы и эти составляющие не попадают в зону фильтрации СДЦ, но они не находятся и в пределах спектра ГЛ.

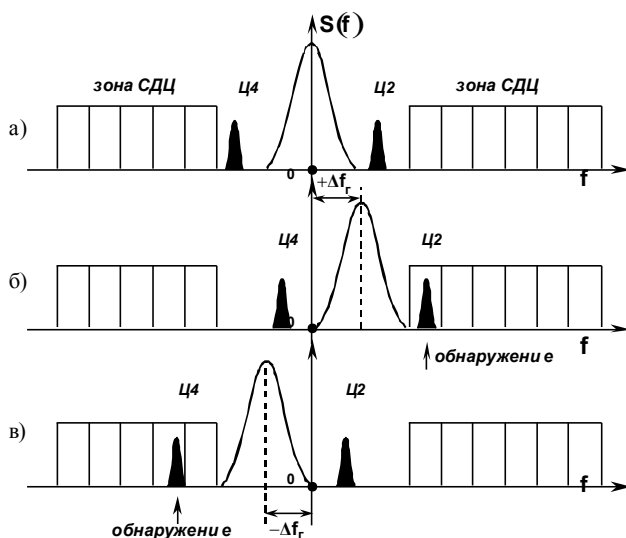


Рис. 18.6

За время облучения $t_{\text{обл}}$ для обработки сигналов выделяется три такта излучения и приема пачек импульсов. При обработке сигналов в *первом* такте (рис. 18.6,а) расположение составляющих соот-

ветствует случаю, когда на $f_{\text{дп}} = 0$ устанавливается доплеровская частота в максимуме ГЛ. Во *втором* такте (рис. 18.6,б) вводится смещение в частоту когерентного гетеродина на величину $\Delta f_{\text{г}}$, что приводит к сдвигу всего спектра вправо (в сторону больших доплеровских частот). Спектральная составляющая цели №2 смещается в зону фильтрации СДЦ и может быть обнаружена. На *третьем* такте смещение гетеродина ($-\Delta f_{\text{г}}$) устанавливается такое, чтобы спектр сместился в меньшую сторону (рис. 18.6,в) и спектральная составляющая цели №4 также попадает в зону фильтрации СДЦ и может быть обнаружена.

Второй вариант заключается в использовании дополнительного отклонения луча ДН относительно заданного значения азимутального угла θ_0 (рис. 18.7, позиция II) на величину, которая несколько меньше, чем ширина луча $\theta_{\text{л}}$, попеременно в сторону меньших углов (рис. 18.7, позиция I) и в сторону больших углов (рис. 18.7, позиция III). Спектральные соотношения между целями и доплеровской частотой ГЛ при этом изменяются, как показано на рис. 18.8. В (I) позиции (рис. 18.8,а) движущаяся цель не обнаруживается и во второй позиции (II) не обнаруживается (рис. 18.8,б). А в позиции III (рис. 18.8,в) спектральная составляющая цели попадает в зону фильтрации СДЦ и может быть обнаружена.

В результате расчетов можно построить график (рис. 18.9) зависимости радиальной скорости цели $V_{\text{ц}}$ от азимутального угла θ_0 , где отмечены зона, в пределах которой не обнаруживается движущаяся цель. Зона обнаружения при использовании указанных вариантов работы системы показана в виде ступенчатой линии. Можно отметить, что при малых углах θ_0 *минимальная скорость* движущейся цели при ее обнаружении может быть не более 8-15 км/ч.

Ступенчатый характер зависимости $V_{\text{ц(р)}}$ от θ_0 обусловлен тем, что с увеличением θ_0 изменяется количество фильтров в зоне режекции (бланкирования) спектра ГЛ (увеличивается последовательно на 1-2 фильтра). Обнаружение движущихся целей в случае, если их доплеровская частота совпадает с зоной спектра по ГЛ, может быть выполнено при существенном увеличении разрешения,

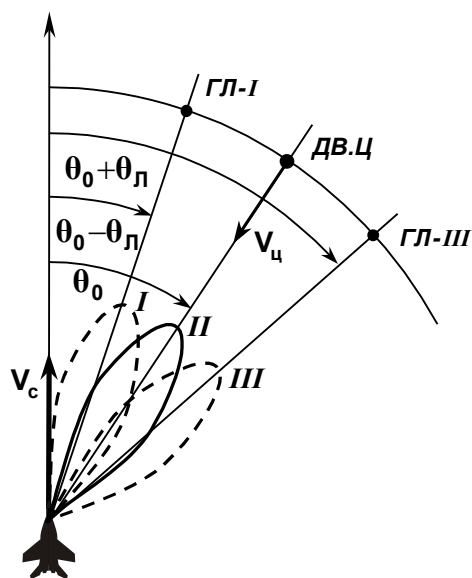


Рис. 18.7

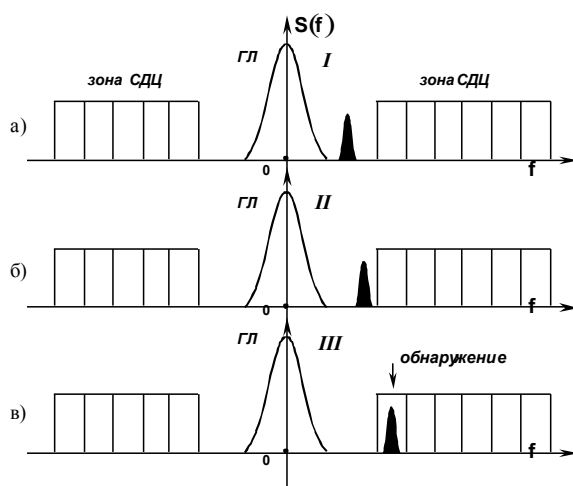


Рис. 18.8

уменьшении полосы пропускания доплеровских фильтров или, если возможно, при увеличении времени облучения цели. Это возможно, например, в режиме ДОЛ или РСА.

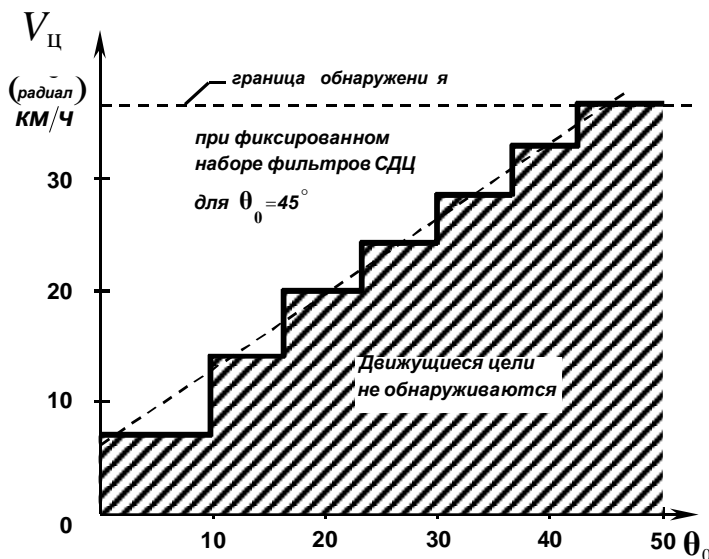


Рис. 18.9

3. Обнаружение движущихся целей в режиме ДОЛ и РСА

Рассмотрим ряд вопросов отображения целей на экране индикатора в режиме ДОЛ и РСА при наблюдении целей в МПМ. *Во-первых*, уточним характер представления *неподвижных целей* на индикаторе МПМ (см. рис. 17.20 и 17.22). На экране индикатора МПМ центр обычно соответствует нулевой наблюдаемой частоте $f_{\text{дп.н}} = 0$ для направления максимума ДН (рис. 18.10).

В этом случае можно записать для истинных значений доплеровской частоты соотношения

$$f_{\text{дп.нц}} = \frac{2V_c}{\lambda} \cos(\theta_o + \varphi_{\text{аз.нц}}) = \frac{2V_c}{\lambda} \{ \cos \theta_o \cos \varphi_{\text{аз.нц}} - \sin \theta_o \sin \varphi_{\text{аз.нц}} \}. \quad (18.15)$$

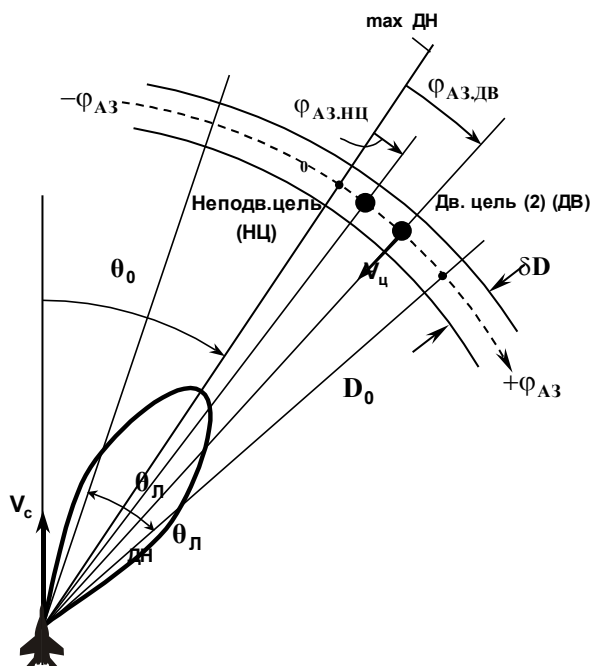


Рис. 18.10

Так как $\varphi_{\text{аз.нц}} < \theta_{\text{л}}$, то есть меньше заданного сектора по азимуту, то можно, как обычно, положить $\cos \varphi_{\text{аз.нц}} \approx 1$, $\sin \varphi_{\text{аз.нц}} \approx \varphi_{\text{аз.нц}}$. В этом случае получаем

$$f_{\text{дп.нц}} = \frac{2V_c}{\lambda} \cos \theta_0 - \frac{2V_c}{\lambda} \varphi_{\text{аз.нц}} \sin \theta_0 \quad (18.16)$$

или

$$f_{\text{дп.нц}} = f_{\text{дп.}\theta_0} - f_{\text{дп.}\varphi_{\text{аз}}}, \quad (18.17)$$

где величины $f_{\text{дп.}\theta_0}$ путем смещения по частоте выводится в центр спектрального участка ГЛ (рис.18.11), а $f_{\text{дп.}\varphi_{\text{аз}}}$ отображается в до-

плеровских фильтрах картографирования. Величина $f_{\text{дп.}\varphi_{\text{аз}}}$ равна

$$f_{\text{дп.}\varphi_{\text{аз.1}}} = \frac{2V_c}{\lambda} \varphi_{\text{аз.нц.1}} \sin \theta_o. \quad (18.18)$$

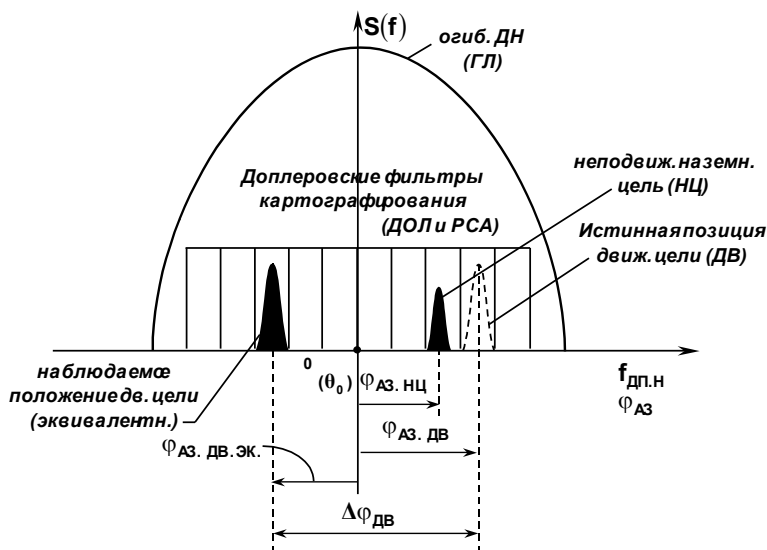


Рис. 18.11

Или можно записать как общее соотношение для любых отражателей в пределах МПМ:

$$\begin{aligned} f_{\text{дп.}\varphi_{\text{аз}}} &= K_{\text{дп}} \varphi_{\text{аз.нц}}, \\ K_{\text{дп}} &= 2V_c \sin \theta_o / \lambda, \end{aligned} \quad (18.19)$$

где величина $K_{\text{дп}}$ – крутизна характеристики, связывающей $f_{\text{дп.}\varphi_{\text{аз}}}$ и $\varphi_{\text{аз.нц}}$. На экране МПМ (рис. 18.12) положение неподвижной цели определяется по положению соответствующего фильтра (на рис. 18.11) в зоне фильтров картографирования.

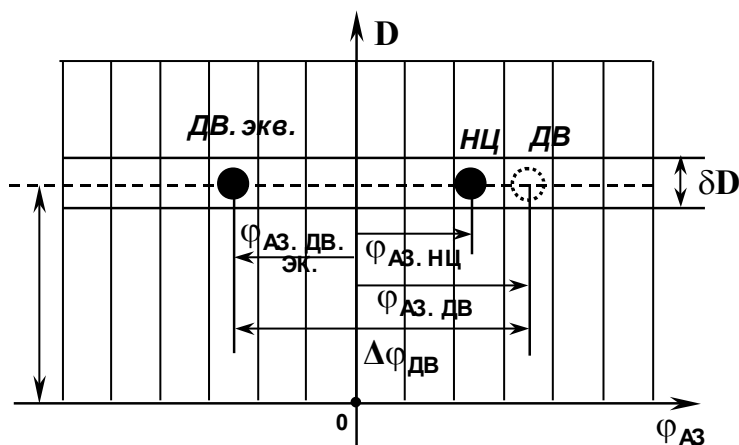


Рис. 18.12

Индикация движущихся целей. По аналогии с (18.15) можно записать значение доплеровской частоты для движущейся цели, радиальная скорость которой равна $V_{\text{ц}}$:

$$f_{\text{дп.дв}} = \frac{2V_{\text{с}}}{\lambda} \cos(\theta_{\text{o}} + \varphi_{\text{аз.дв}}) + \frac{2V_{\text{ц}}}{\lambda}. \quad (18.20)$$

Используя допущения, принятые при преобразовании выражения (18.15), получим

$$f_{\text{дп.дв}} = \frac{2V_{\text{с}}}{\lambda} \cos \theta_{\text{o}} - \frac{2V_{\text{с}}}{\lambda} \varphi_{\text{аз.дв}} \sin \theta_{\text{o}} + \frac{2V_{\text{ц}}}{\lambda}. \quad (18.21)$$

Два последних слагаемых можно рассматривать как некоторое эквивалентное соотношение, определяющее положение движущейся цели в доплеровских фильтрах картографирования (см. рис. 18.11) и соответственно на экране МПМ (см. рис. 18.12) (первое слагаемое соответствует нулевому значению $\varphi_{\text{аз}}$). Итак,

$$f_{\text{дп.дв.эк}} = \frac{2V_{\text{с}}}{\lambda} \varphi_{\text{аз.дв}} \sin \theta_{\text{o}} - \frac{2V_{\text{ц}}}{\lambda}. \quad (18.22)$$

Если ввести эквивалентную азимутальную позицию для движущейся цели $\varphi_{\text{дп.дв.эк}}$, получим

$$f_{\text{дп.дв.эк}} = \frac{2V_c}{\lambda} \sin \theta_o \left[\varphi_{\text{аз.дв}} - \frac{V_{\text{ц}}}{V_c \sin \theta_o} \right]$$

или

$$f_{\text{дп.дв.эк}} = \frac{2V_c}{\lambda} \sin \theta_o \varphi_{\text{аз.дв.эк}}, \quad (18.23)$$

где величина $\varphi_{\text{аз.дв.эк}}$ равна

$$\varphi_{\text{аз.дв.эк}} = \varphi_{\text{аз.дв}} - \frac{V_{\text{ц}}}{V_c \sin \theta_o}. \quad (18.24)$$

Смещение положения изображения движущейся цели определяется величиной

$$\Delta \varphi_{\text{дв}} = \varphi_{\text{аз.дв.эк}} - \varphi_{\text{аз.дв}} = - \frac{V_{\text{ц}}}{V_c \sin \theta_o}. \quad (18.25)$$

Таким образом, при наличии в зоне наблюдения движущейся цели, ее изображение (азимутальное положение $\varphi_{\text{аз.дв.эк}}$) смещается относительно истинного азимута цели $\varphi_{\text{аз.дв}}$ на величину $\Delta \varphi_{\text{дв}}$, зависящую от отношения скорости цели $V_{\text{ц}}$ и своего самолета V_c . При радиальном встречном движении цели ($V_{\text{ц}} > 0$) изображение движущейся цели смещается влево (по экрану). Соответственно при $V_{\text{ц}} < 0$, то есть при радиальной скорости в направлении удаления – изображение смещается вправо. Различить на экране (и в наборе доплеровских фильтров в пределах главного луча) неподвижные объекты и движущиеся цели *невозможно*.

Для обнаружения в главном луче ГЛ именно движущихся целей (для решения задачи СДЦ) в настоящее время известно, по крайней мере, два способа: моноимпульсный и интерферометрический.

Эти способы позволяют не только обнаружить движущуюся цель (решить задачу СДЦ), но и определить ее положение на экране индикатора МПМ по азимуту $\varphi_{\text{аз.дв}}$. Знание величины $\Delta\varphi_{\text{дв}}$ (18.25) при этом, позволит выполнить коррекцию положения изображения цели на экране МПМ.

4. Моноимпульсный метод обнаружения и селекции движущейся цели (СДЦ) в режиме ДОЛ и РСА

Суть моноимпульсного метода СДЦ заключается в том, что устанавливается однозначное соответствие истинного углового положения движущейся цели и ее местоположение в пределах экрана индикатора МПМ. Как было показано выше, положение движущейся цели на экране индикатора МПМ, при выполнении ДОЛ или РСА не соответствует истинному положению цели на поверхности земли. Если имеется возможность независимо от процесса ДОЛ или РСА определить угловые координаты движущейся цели, то можно, во-первых, установить наличие движущейся цели, обнаружить и распознать ее и, во-вторых, ввести поправку на положение цели на экране индикатора МПМ.

При моноимпульсном методе СДЦ используется известное соотношение амплитуд сигналов суммарного U_{Σ} и разностного каналов U_{Δ} (см. гл. 9):

$$\frac{U_{\Delta}}{U_{\Sigma}} = \frac{F_{\Delta}(\varphi_{\text{аз}})}{F_{\Sigma}(\varphi_{\text{аз}})} = \frac{F'(\Psi_o)}{F(\Psi_o)} \varphi_{\text{аз}} = K_{\text{пх}} \varphi_{\text{аз}}, \quad (18.26)$$

где $\varphi_{\text{аз}}$ – истинное угловое положение объекта наблюдения на поверхности земли; $F_{\Delta}(\varphi_{\text{аз}})$ и $F_{\Sigma}(\varphi_{\text{аз}})$ соответственно ДН разностного и суммарного каналов РЛС; $F'(\Psi_o)$ – производная ДН антенны на равносигнальном направлении; $K_{\text{пх}}$ – крутизна пеленгационной характеристики (все обозначения и соотношения представлены в гл.9).

В радиолокационных устройствах ДОЛ и РСА, как показано в п.3, положение неподвижной цели на поверхности земли определя-

ется величиной доплеровской частоты $f_{\text{дп.нц}}$ (см.(18.19)):

$$f_{\text{дп.нц}} = K_{\text{дп}} \varphi_{\text{аз.нц}}, \quad (18.27)$$

где $K_{\text{дп}}$ – крутизна характеристики, связывающей $f_{\text{дп.нц}}$ и $\varphi_{\text{аз.нц}}$, равная

$$K_{\text{дп}} = \frac{2V_c}{\lambda} \sin \theta_o. \quad (18.28)$$

Итак, имеется два соотношения (18.26) и (18.27), которые при обнаружении цели в каком-либо фильтре в наборе фильтров картографирования относятся к одной и той же цели. Измеренная величина углового положения цели по величине доплеровской частоты равна (см.(18.27))

$$\varphi_{\text{аз.изм}} = \frac{f_{\text{дп(обн)}}}{K_{\text{дп}}}. \quad (18.29)$$

Кроме того, при измеренных амплитудах сигналов в доплеровском фильтре в суммарном канале (U_{Σ}) и в таком же доплеровском фильтре разностного канала (U_{Δ}) можно оценить угловое положение цели моноимпульсным методом (см.(18.26))

$$\varphi_{\text{аз}} = \frac{U_{\Delta}}{U_{\Sigma} K_{\text{пх}}}. \quad (18.30)$$

На рис. 18.13 показано расположение фильтров доплеровских частот в суммарном (а) и разностном (б) каналах. На этом же рисунке приведены амплитудные характеристики ДН для суммарного и разностного каналов (F_{Σ} и F_{Δ}).

Используя представленную структуру моноимпульсной системы в сочетании с доплеровской фильтрацией, характерной для режимов ДОЛ и РСА в импульсно-доплеровской системе, можно решить две задачи, как уже отмечалось, выделения движущейся цели (задача СДЦ) и точное определение углового положения

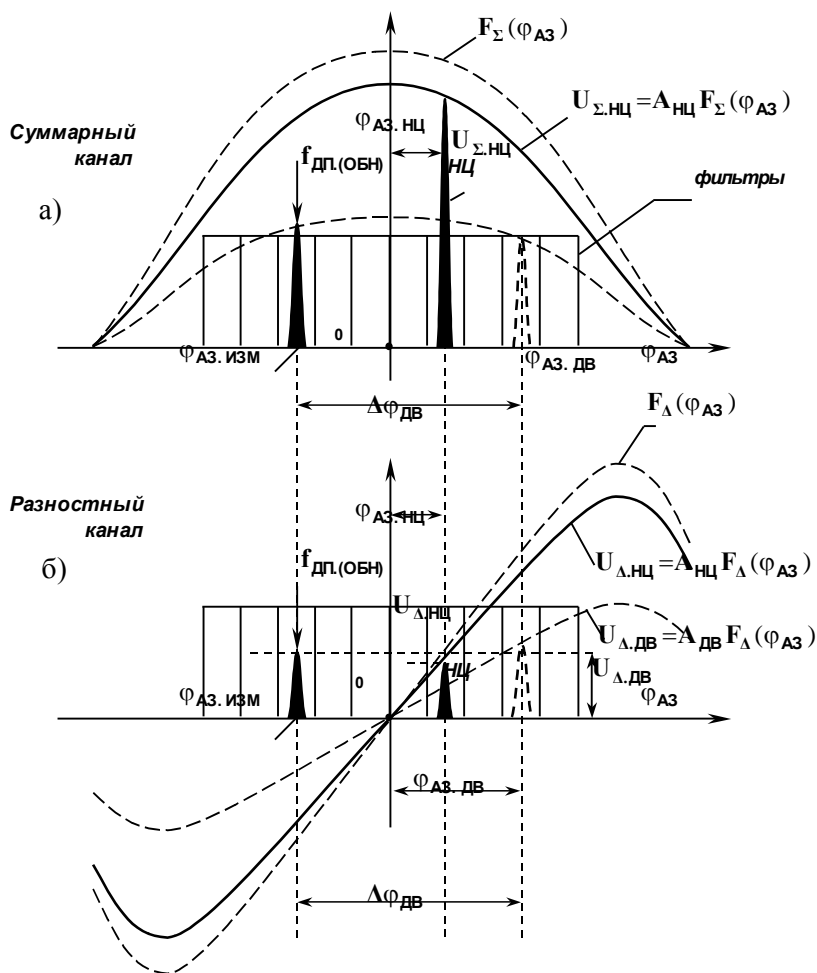


Рис. 18.13

на местности движущейся цели.

Обнаружение движущейся цели (СДЦ) и подавление МО. Для подавления МО и фона от поверхности земли на экране МПМ и выделения движущейся цели можно использовать алгоритм, основанный на соотношениях (18.29) и (18.30). Введем решающую функцию $R_{\text{сдц}}$ для принятия решения о движущейся цели в виде разности $\varphi_{\text{аз.изм}}$ (18.29) и $\varphi_{\text{аз}}$ (18.30)

$$R_{\text{сдц}}(f_{\text{дп}}) = \varphi_{\text{аз.изм}} - \varphi_{\text{аз}} = \frac{f_{\text{дп(обн)}}}{K_{\text{дп}}} - \frac{U_{\Delta}}{U_{\Sigma} K_{\Pi}}. \quad (18.31)$$

Очевидно, что для неподвижных целей $R_{\text{сдц}} = 0$, а для движущейся цели $R_{\text{сдц}} \neq 0$. Итак, может быть предложен следующий алгоритм подавления МО и выделены движущиеся цели на экране индикатора. В фильтрах доплеровских частот в суммарном и разностном каналах, где обнаружен сигнал выше заданного порога соответственно измеряются амплитуды U_{Σ} и U_{Δ} . Все измеренные величины позволяют вычислить для каждого фильтра значение функции $R_{\text{сдц}}(f_{\text{дп}})$. Те фильтры, где $R_{\text{сдц}} = 0$, бланкируются и информация о сигналах этих фильтров не подается на экран индикатора МПМ, то есть не поступают радиолокационные данные о неподвижных целях и фоне местности.

Индикация движущейся цели и истинное положение ее на экране МПМ. Если сравнить величину $R_{\text{сдц}}(f_{\text{дп}})$, определяемую формулой (18.31), и выражение (18.25), то можно сделать заключение, что $R_{\text{сдц}}$ это фактически величина смещения углового положения движущейся цели $\Delta\varphi_{\text{дв}}$

$$R_{\text{сдц}}(f_{\text{дп}}) = \Delta\varphi_{\text{дв}} = -\frac{V_{\text{ц}}}{V_{\text{с}} \sin \theta_0}. \quad (18.32)$$

На эту величину вводится поправка в положение движущейся цели на экране индикатора МПМ. При необходимости выполнить

дополнительные измерения характеристик цели можно определить и радиальную скорость цели $V_{\text{ц}}$, как это следует из формулы (18.32).

Итак, после выявления в каком-либо фильтре движущейся цели, определяется величина $R_{\text{сдц}}$ (формула (18.32) и вносится коррекция в изображение на экране МПМ. Обычно предусмотрена поочередная работа РЛС: формируется на первом этапе РЛ изображение поверхности земли и всех неподвижных целей. На втором этапе выполняется СДЦ и коррекция углового положения цели. Изображение движущихся целей каким-либо образом маркируется (например, цветом) и накладывается на РЛ изображение поверхности.

5.Интерферометрический метод обнаружения движущихся целей (СДЦ) в режиме ДОЛ и РСА

Близким к моноимпульсному методу СДЦ является интерферометрический, для которого характерным является измерение истинного углового положения цели фазовым методом. Для этой цели в пределах общей апертуры антенны выделяется две субапертуры, фазовые центры которых разнесены на расстояние d . В режиме приема траекторных сигналов каждая субапертура принимает информацию, которая обрабатывается в своих устройствах формирования РЛ изображений методом ДОЛ или РСА. На рис. 18.14 показана упрощенная структурная схема, позволяющая пояснить принцип интерферометрического метода обнаружения и селекции движущихся целей. Показаны две субапертуры реальной антенны: левая (л) и правая (п). Расстояние между фазовыми центрами субапертур равно d (база). После обработки сигналов формируются отсчетные радиолокационные данные в каждом элементе разрешения по дальности D_i и азимуту $\Phi_{\text{АЗ},i}$ для левой и правой субапертур. В блоке оперативно запоминающего устройства (ОЗУ) формируются матрицы данных в виде набора комплексных величин в каждой ячейке матрицы. Каждая комплексная величина соответствует отклику цели после сжатия траекторного сигнала по азимуту для данной точки земли (для неподвижных и подвижных объектов и элементов поверхности). На следующем этапе выполняются фазовые измерения: сравниваются фазы отсчетных значений (находится разность фаз) сигналов

958

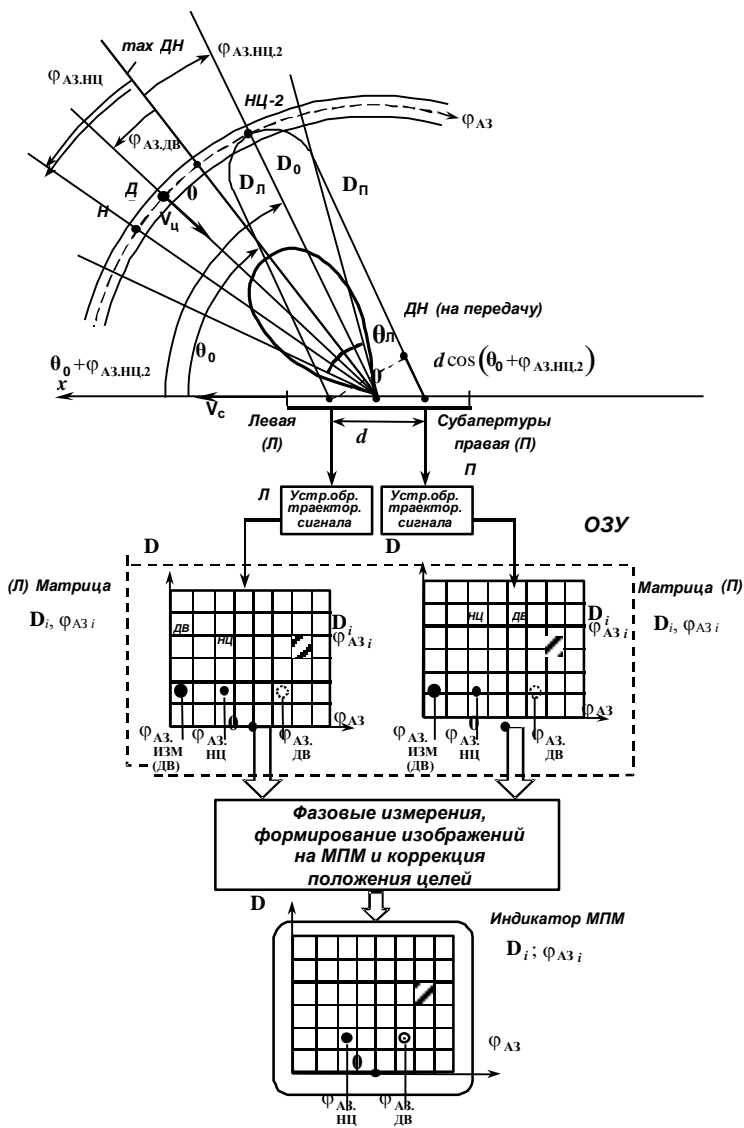


Рис. 18.14

(комплексных величин) в одинаковых по положению (D_i и $\varphi_{аз.i}$) элементов матриц для левой и правой субапертур. Как показано ниже, результаты фазовых измерений позволяют установить наличие движущихся целей, определить их местоположение и ввести коррекцию в радиолокационном изображении. На индикатор МПМ поступают РЛ данные для каждой ячейки ($D_i; \varphi_{аз.i}$) после всех фазовых измерений, коррекции углового положения и при необходимости возможно подавление изображений фона и местных предметов.

Рассмотрим основные соотношения, характеризующие интерферометрический метод СДЦ.

Для каждой субапертуры формируется в виде матрицы своя «карта» МПМ совершенно аналогично, как это осуществлялось при ДОЛ и РСН (см. материал гл.17). В результате при наличии неподвижных объектов НЦ справедливо соотношение (18.18), связывающее $f_{дп.\varphi_{аз}}$ и азимутальный угол $\varphi_{аз.нц}$

$$f_{дп.\varphi_{аз}} = \frac{2V_c}{\lambda} \varphi_{аз.нц} \sin \theta_o, \quad (18.33)$$

а для движущейся цели ДВ справедливо соотношение (18.21) или (18.22). Изображение движущейся цели, как и в ранее описанных системах, окажется в другой ячейке матрицы «карты» МПМ. Смещение по азимуту $\varphi_{аз.дв}$ определяется соотношением (18.32).

Так как имеется две субапертуры, смещенные по оси движения летательного аппарата (см. рис. 18.14), то можно найти начальные фазы траекторных сигналов для двух субапертур, реализуя в конечном итоге определение азимутального угла фазовым методом:

$$\Psi_{л} = \frac{2\pi f_o D_{л}}{c}, \quad \Psi_{п} = \frac{2\pi f_o}{c} D_{п}. \quad (18.34)$$

Разность фаз, которая в дальнейшем может быть определена, равна

$$\Psi_{п} - \Psi_{л} = \Delta\Psi = \frac{2\pi f_o}{c} (D_{п} - D_{л}) = \frac{2\pi}{\lambda} d \cos(\theta_o + \varphi_{аз.нц.2}), \quad (18.35)$$

так как угол между направлениями на цель НЦ-2 и осью X равен $(\theta_o + \varphi_{\text{аз.нц.2}})$.

Выполняя известные преобразования в соотношении (18.35), получим

$$\Delta\Psi = \frac{2\pi d}{\lambda} [\cos \theta_o \cos \varphi_{\text{аз.нц.2}} - \sin \theta_o \sin \varphi_{\text{аз.нц.2}}] \quad (18.36)$$

Так как $\varphi_{\text{аз.нц.2}} < \theta_{\text{л}}$, то $\cos \varphi_{\text{аз.нц.2}} \approx 1$; $\sin \varphi_{\text{аз.нц.2}} \approx \varphi_{\text{аз.нц.2}}$, то

$$\Delta\Psi = \frac{2\pi d}{\lambda} \cos \theta_o - \frac{2\pi d}{\lambda} \varphi_{\text{аз.нц.2}} \sin \theta_o. \quad (18.37)$$

Если учесть, что первое слагаемое в (18.37) компенсируется в интерферометре и все азимутальные измерения выполняются относительно направления оси ДН, то разность фаз $\Delta\Psi$ равна (для любого азимутального угла цели):

$$\Delta\Psi = \frac{2\pi d}{\lambda} \sin \theta_o \varphi_{\text{аз.нц.}}. \quad (18.38)$$

Итак, имеется два соотношения, связывающие разность фаз $\Delta\Psi$, азимут цели $\varphi_{\text{аз}}$ и доплеровскую частоту сигнала, отраженного от цели. Это соотношение (18.33) для неподвижной цели и формула для движущейся цели (см.(18.22)):

$$f_{\text{дп.дв.эк}} = \frac{2V_c}{\lambda} \sin \theta_o \varphi_{\text{аз.дв}} - \frac{2V_{\text{ц}}}{\lambda}. \quad (18.39)$$

Для того, чтобы связать величину разности фаз $\Delta\Psi$ в каналах приема траекторных сигналов с доплеровской частотой $f_{\text{дп.ц}}$ сигнала, отраженного от данной движущейся цели, используем соотношение (18.39), записав $\varphi_{\text{аз.дв}}$

$$\Phi_{\text{аз.дв}} = \left(f_{\text{дп.дв.эк}} + \frac{2V_{\text{ц}}}{\lambda} \right) \frac{\lambda}{2V_{\text{с}} \sin \theta_0}. \quad (18.40)$$

Подставим (18.40) в формулу (18.38), считая $\Delta\Psi$ относится к движущейся цели, получаем

$$\Delta\Psi_{\text{дв}} = \frac{\pi d}{V_{\text{с}}} \left(f_{\text{дп.дв.эк}} + \frac{2V_{\text{ц}}}{\lambda} \right). \quad (18.41)$$

Аналогичное соотношение для неподвижной цели ($V_{\text{ц}} = 0$) равно

$$\Delta\Psi_{\text{нц}} = \frac{\pi d}{V_{\text{с}}} f_{\text{дп.нц}}. \quad (18.42)$$

Отметим, что, как следует из формулы (18.42), разность фаз для неподвижной цели $\Delta\Psi_{\text{нц}}$ может быть априорно вычислена для каждого элемента разрешения по доплеровской частоте $f_{\text{дп.нц}}$, так как все величины известны: d -база интерферометра, $V_{\text{с}}$ – скорость своего самолета, $f_{\text{дп.нц}}$ – номер фильтра в наборе фильтров картографирования поверхности земли. Фаза $\Delta\Psi_{\text{дв}}$ для движущейся цели отличается от $\Delta\Psi_{\text{нц}}$ и это может быть признаком движущейся цели. Введем параметр обнаружения движущейся цели $R_{\text{сдц}}$ (решающая функция) по формуле

$$R_{\text{сдц}} = \Delta\Psi_{\text{дв}} - \Delta\Psi_{\text{нц}}. \quad (18.43)$$

Если величина $R_{\text{сдц}}$ равна нулю, то это соответствует неподвижной цели. При отличии $|R_{\text{сдц}}|$ от нулевого значения на определенную величину, которая зависит от уровня шумов, принимается решение об *обнаружении движущейся цели*. Первую задачу – СДЦ при этом можно считать решенной.

Вторая задача – коррекция положения движущейся цели в системе координат индикатора МПМ – решается следующим образом. Подставим в (18.43) значение $\Delta\Psi_{\text{дв}}$ (формула (18.41)) и $\Delta\Psi_{\text{нц}}$ (формула (18.42)) и получим

$$R_{\text{сдц}} = \frac{\pi d}{V_c} f_{\text{дп.дв.эк}} + \frac{2V_{\text{ц}} \pi d}{\lambda V_c} - \frac{\pi d}{V_c} f_{\text{дп.нц}}. \quad (18.44)$$

Так как рассматривается один и тот же доплеровский фильтр, то $f_{\text{дп.дв.эк}} = f_{\text{дп.нц}}$, и величина $R_{\text{сдц}}$ становится равной

$$R_{\text{сдц}} = \frac{2V_{\text{ц}} \pi d}{\lambda V_c}. \quad (18.45)$$

После определения $R_{\text{сдц}}$ по формуле (18.43) можно по формуле (18.45) найти значение радиальной скорости цели $V_{\text{ц}}$:

$$V_{\text{ц}} = \frac{R_{\text{сдц}} V_c \lambda}{2\pi d}. \quad (18.46)$$

Подставив значение $V_{\text{ц}}$ из формулы (18.46) в формулу (18.40), найдем истинное значение азимута движущейся цели $\varphi_{\text{аз.дв}}$:

$$\varphi_{\text{аз.дв}} = f_{\text{дп.дв.эк}} \frac{\lambda}{2V_c \sin \theta_o} + \frac{\lambda R_{\text{сдц}}}{2\pi d \sin \theta_o}. \quad (18.47)$$

Но первое слагаемое в (18.47) это измеренное азимутальное положение движущейся цели $\varphi_{\text{аз.дв.изм}}$, соответствующее доплеровской частоте $f_{\text{дп.дв.эк}}$, равное (см.(18.33)):

$$\varphi_{\text{аз.дв.изм}} = f_{\text{дп.дв.эк}} \frac{\lambda}{2V_c \sin \theta_o}. \quad (18.48)$$

Получаем таким образом, подставив (18.48) в (18.47),

$$\varphi_{\text{аз.дв}} = \varphi_{\text{аз.дв.изм}} + \frac{\lambda R_{\text{сдц}}}{2\pi d \sin \theta_0}. \quad (18.49)$$

Следовательно, поправка к измеренному положению движущейся цели для получения истинного углового положения движущейся цели $\varphi_{\text{аз.дв}}$, которое и выносится на экран индикатора МПМ, равна

$$\Delta\varphi_{\text{дв}} = \varphi_{\text{аз.дв.изм}} - \varphi_{\text{аз.дв}} = -\frac{\lambda R_{\text{сдц}}}{2\pi d \sin \theta_0}. \quad (18.50)$$

Итак, алгоритм обнаружения и индикации движущейся цели состоит в выполнении следующих этапов обработки радиолокационных данных, получаемых в рассматриваемой системе ДОЛ или РСА:

1. В каждой матрице ОЗУ для левой и правой субапертур находится фаза сигнала в каждом элементе разрешения по дальности (δD) и азимуту ($\delta\varphi_{\text{аз}}$).

2. Вычисляется разность фаз сигналов в каждом совпадающем элементе (ячейке) разрешения в левой и правой матрицах (см. рис. 18.14) ($D_i; \varphi_{\text{azi}}$). Эту разность фаз назовем измеренной $\Delta\Psi_{\text{изм}}$.

3. Для каждого элемента разрешения вычисляется разность фаз $\Delta\Psi_{\text{нц}}$ в предположении наличия только неподвижных целей (по формуле (18.42)).

4. Определяется разность разности фаз ($\Delta\Psi_{\text{изм}} - \Delta\Psi_{\text{нц}}$), то есть определяется $R_{\text{сдц}}$ (формула (18.43)). Если величина $|R_{\text{сдц}}| > 0$ принимается решение об обнаружении движущейся цели. Все доплеровские фильтры, для которых $R_{\text{сдц}} = 0$, бланкируются и в дальнейшей обработке РЛ данных не участвуют (подавляется фон местности и все неподвижные объекты).

5. По всем обнаруженным движущимся целям вводится коррекция азимутального положения, то есть находится $\varphi_{\text{аз.дв}}$ по фор-

муле (18.47). Отметка движущейся цели выносится на экран индикатора МПМ.

Отметим, что интерференционный метод СДЦ имеет преимущество по сравнению с моноимпульсным. Это преимущество обусловлено возможностью более точного определения углового положения движущейся цели, так как база d интерферометрического измерителя азимута целей может быть выбрана значительно больше, чем апертура реальной моноимпульсной антенны. Особенно при боковом и переднебоковом обзорах, когда антенны размещаются на боковой стороне фюзеляжа.

Моноимпульсный метод СДЦ проще в реализации, так как используется обычная моноимпульсная антенна, имеющаяся в составе бортовых РЛС ударных самолетов.

6. Метод СДЦ с «остановкой» фазового центра антенны радиолокационной системы

Как было показано выше, обнаружению движущихся целей препятствует наличие мешающих отражений от поверхности земли и неподвижных местных предметов. При движении самолета спектр МО по главному лучу антенны занимает значительную полосу частот, особенно если угол наблюдения точек на поверхности земли больше $10-15^\circ$ относительно вектора скорости самолета.

Разработан метод существенного уменьшения ширины спектра МО, обусловленного движением летательного аппарата. Суть метода «остановки движения фазового центра» (ОДФЦ) антенны состоит в том, что добиваются «остановки» движения апертуры, обеспечив совмещение фазовых центров в моменты излучения и приема последовательных импульсов.

Для пояснения принципа ОДФЦ на рис. 18.15 показана РЛ система, имеющая три субапертуры. Средняя используется для излучения импульсов (ПД), а две крайние (левая (Л) и правая (П)), имеющие фазовые центры, разнесенные на величину $2d$ (база) в направлении движения летательного аппарата, предназначены для приема сигналов.

Рассмотрим два момента времени: t_1 момент излучения перво-

го импульса и приема отраженных сигналов от всех неподвижных отражателей в пределах ГЛ антенны с ДН на передачу (излучение центральной субапертуры) и t_2 момент излучения второго импульса через период повторения T_n и приема отраженных сигналов.

Для момента t_1 характерно, что результирующее расстояние D_{pi1} прохождения импульса до какого-либо неподвижного (НЦ) отражателя (i -го) и обратно складывается из расстояния от центра передающей апертуры (О) до i -го отражателя и от i -го отражателя до центра левой приемной субапертуры

$$D_{pi1} = D_{oi1} + D_{in1}. \quad (18.51)$$

Момент t_2 отличается от t_1 тем, что вся антенна передвигается со скоростью самолета V_c на величину d вдоль траектории. Соответствующая разность времен равна $\Delta t = d/V_c$. Если это время выбрать равным периоду повторения

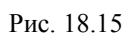
$$\Delta t = T_n. \quad (18.52)$$

то в новом положении, при излучении передающей антенны и приеме отраженного импульса на правую субапертуру антенны (П), расстояние D_{pi2} равно сумме расстояния от 0 до i -го отражателя (D_{oi2}) и расстояния от i -го отражателя до правой приемной субапертуры (П) D_{in2} :

$$D_{pi2} = D_{oi2} + D_{in2}. \quad (18.53)$$

Видно из рис. 18.15, что $D_{oi1} = D_{oi2}$, а $D_{in1} = D_{in2}$. Следовательно, расстояния D_{pi1} и D_{pi2} равны

$$D_{pi1} = D_{pi2}. \quad (18.54)$$



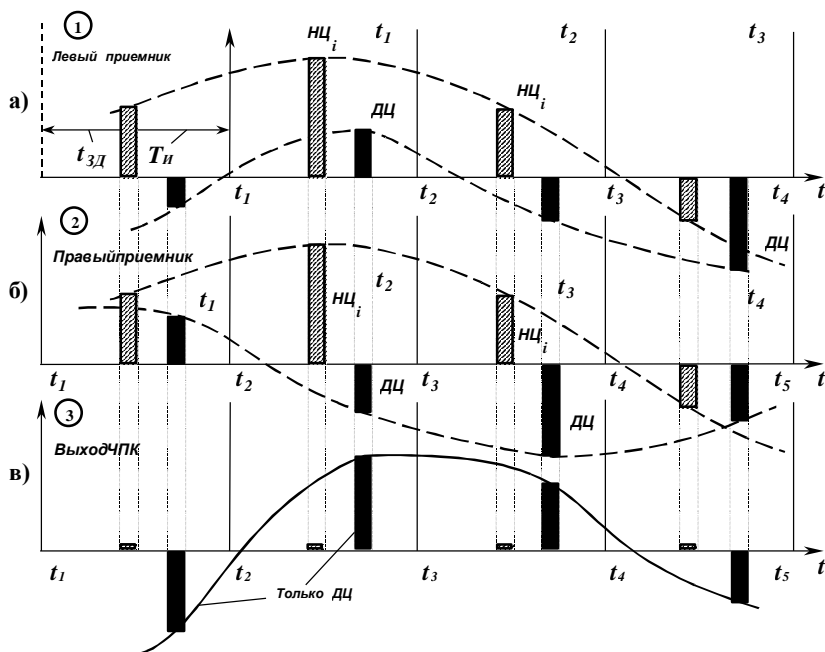


Рис. 18.16

Таким образом, при движении самолета измеренные расстояния при t_1 и t_2 совпадают, то есть это эквивалентно остановке апертуры и РЛС работает как бы в неподвижном положении. Указанное состояние справедливо для всех отражателей в пределах зоны облучения главным лучом ДН. Следовательно, ширина спектра отражений от поверхности земли существенно сужается и зависит только от собственных флуктуаций и траектории движения самолета. Так как отраженные импульсы в моменты t_1 и t_2 одинаковы и совпадают по времени, то можно использовать череспериодную компенсацию и подавить сигналы фона и неподвижных целей. Движущаяся цель на выходе череспериодного компенсатора не подавляется и будет обнаружена (см. гл. 11 по когерентно-импульсным системам). На рис. 18.16 показаны сигналы на выходе фазовых детекторов для левой и правой субапертур в различные моменты времени t_1 ; t_2 (временной диаграммы соответственно а) и б)). Показаны также сигналы после

вычитающего устройства (череспериодная компенсация) (временная диаграмма в) на рис. 18.16. Видно, что импульсы, отраженные от неподвижных объектов, подавлены, а сигналы движущихся целей после вычитания хорошо выделяются. Последовательность этих импульсов модулирована по амплитуде наблюдаемой доплеровской частотой и может быть выполнена дополнительная доплеровская селекция сигналов. Коэффициент подавления мешающих объектов, неподвижных целей и фона может достигать 40-50дБ.

18.3. ФОРМИРОВАНИЕ РЛ ИЗОБРАЖЕНИЙ ЦЕЛЕЙ МЕТОДОМ ИНВЕРСНОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО СИНТЕЗИРОВАНИЯ АПЕРТУРЫ (ИРСА). РАСПОЗНАВАНИЕ ЦЕЛЕЙ

1. Принцип работы инверсной РСА

Для повышения разрешающей способности РЛ системы по азимуту (по поперечной дальности) применяется, как описано выше, метод РЛ синтеза апертуры (РСА). Для этого метода характерным является перемещение летательного аппарата относительно цели. Чем больше изменяется угловое положение линии визирования, тем более высоким является азимутальное разрешение целей. Как было показано в гл. 17, линейное разрешение по азимуту (по поперечной дальности) $\delta l_{\text{аз}}$ определяется соотношением (см. формулу (17.14)):

$$\delta l_{\text{аз}} = \frac{\lambda}{2\beta_0}, \quad (18.55)$$

где β_0 – полный угол изменения положения линии визирования цели в процессе полета самолета, носителя РСА от момента t_1 до t_2 (рис. 18.17,а).

Однако изменение положения линии визирования цели возможно не только за счет перемещения антенны РЛС в процессе по-

лета летательного аппарата, но и за счет движения самой цели, например, самолета или корабля (рис. 18.17,б). Если корабль имеет скорость $V_{\text{ц}}$, то угол β_o равен (при неподвижной РЛС):

$$\beta_o = \frac{V_{\text{ц}}(t_2 - t_1)}{D_o}. \quad (18.56)$$

Длина участка траектории цели за время прохождения корабля $(t_2 - t_1)$ может также рассматриваться как размер *синтезированной апертуры* L_c :

$$L_c = \beta_o D_o. \quad (18.57)$$

Обработка сигналов, принимаемых РЛС, с целью повышения разрешающей способности по азимуту (или линейной разрешающей способностью по поперечной дальности) называется *инверсным (обратным) радиолокационным синтезированием апертуры (ИРСА)*.

Изменение угла визирования определенных элементов сложной цели возможно (при неподвижной РЛС) и за счет вращения цели (рис. 18.17,в). При угловой скорости вращения цели $\Omega_{\text{вр}}$ угол поворота цели равен

$$\beta_o = \Omega_{\text{вр}}(t_2 - t_1). \quad (18.58)$$

Если выбрать какую-либо линию, соединяющую центр вращения цели 0 и типичный отражатель на цели Ц_i , то углу поворота β_o соответствует как бы перемещение РЛС от точки А до точки В (если рассматривать обычное синтезирование апертуры при невращающейся цели).

Размер *эквивалентной* синтезированной апертуры равен $L_c = \beta_o D_o$, как и (18.57). В этом случае метод обработки сигналов для повышения разрешения элементов цели по азимуту также можно отнести к *инверсному* РЛ синтезированию апертуры.

Рассмотрим более детально суть метода повышения разрешения по азимуту при наблюдении *вращающихся* целей. Дело в том,

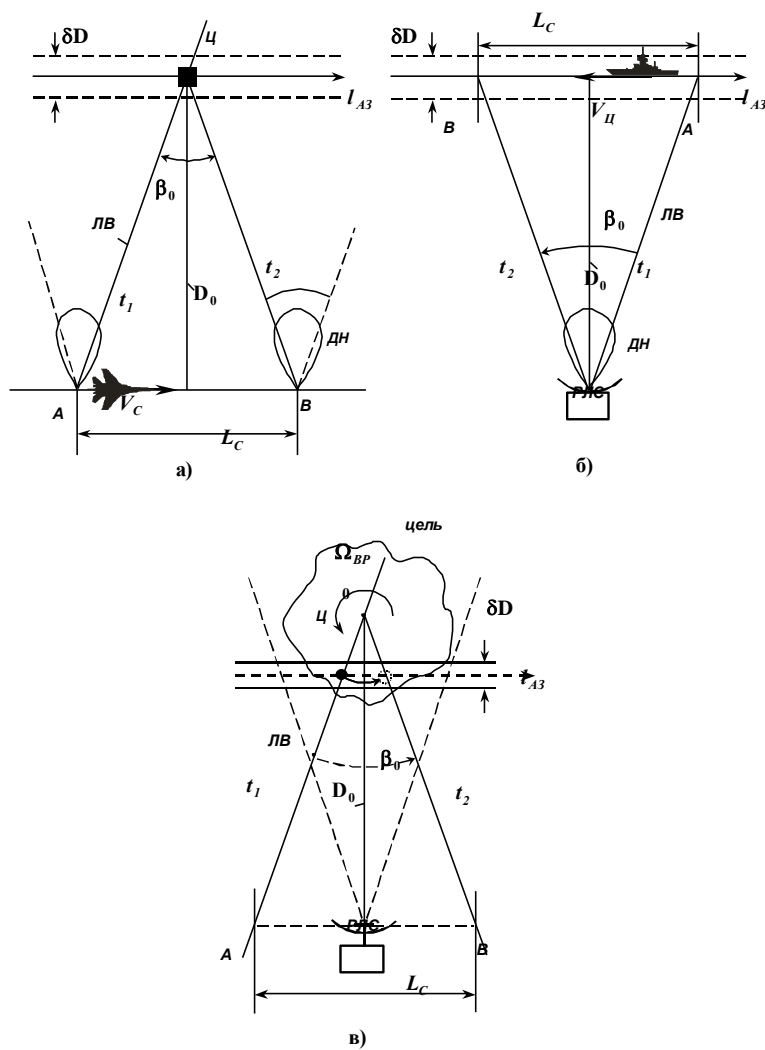


Рис. 18.17

что любые варианты ИРСА в конечном итоге можно привести к рассмотрению вращения области наблюдения цели (микроплан зоны наблюдения). Само вращение цели является фактором, позволяющим получать РЛ изображения целей с высокой разрешающей способностью, что весьма важно при распознавании целей. Характерными примерами использования ИРСА является получение РЛ изображения кораблей, распознавание групповых воздушных целей и т.п.

Рассмотрим вращающийся объект, в пределах которого имеются отдельные элементы отражения. Угловая скорость вращения $\Omega_{\text{вр}}$, как векторная величина, перпендикулярна к линии визирования (ЛВ) цели (рис. 18.18). Так как разрешение по дальности δD обеспечивается выбором сигнала (шириной спектра сигнала Δf_c), то рассмотрим получение разрешения по поперечной дальности по оси $l_{\text{аз}}$ (ось x). За счет вращения объекта элементы отражения перемещаются с линейной скоростью V_1 и V_2 , которые равны

$$V_1 = \Omega_{\text{вр}} r_1; \quad V_2 = \Omega_{\text{вр}} r_2, \quad (18.59)$$

где r_1 и r_2 – радиусы точек отражения относительно центра вращения (О).

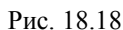
Радиальные скорости в направлении на РЛС равны

$$V_{p1} = \Omega_{\text{вр}} r_1 \cos \varphi_1; \quad V_{p2} = \Omega_{\text{вр}} r_2 \cos \varphi_2. \quad (18.60)$$

Очевидно, что принимаемые сигналы РЛС при облучении цели сигналами с несущей частотой f_0 имеют доплеровские сдвиги по частоте, равные

$$f_{\text{дп.1}} = \frac{2V_{p1}}{\lambda} = \frac{2\Omega_{\text{вр}} r_1 \cos \varphi_1}{\lambda}, \quad (18.61)$$

$$f_{\text{дп.2}} = \frac{2V_{p2}}{\lambda} = \frac{2\Omega_{\text{вр}} r_2 \cos \varphi_2}{\lambda}, \quad (18.62)$$


$$\Delta f_{\text{дн.р}} = f_{\text{дн.1}} - f_{\text{дн.2}} = \frac{2\Omega_{\text{бр}}}{\lambda} (r_1 \cos \varphi_1 - r_2 \cos \varphi_2). \quad (18.63)$$

Заметим, что $r_1 \cos \varphi_1 = l_{a31}$, а $r_2 \cos \varphi_2 = l_{a32}$. Тогда получаем $\Delta f_{\text{дп.р}}$ (18.63) в виде

$$\Delta f_{\text{дп.р}} = \frac{2\Omega_{\text{вр}}}{\lambda} (l_{a31} - l_{a32}). \quad (18.64)$$

Если приравнять $\Delta f_{\text{дп.р}}$ полосе пропускания доплеровского фильтра $\Delta f_{\text{дп.ф}}$ в спектроанализаторе, то разность

$$l_{a31} - l_{a32} = \delta l_{a3} \quad (18.65)$$

можно рассматривать как величину разрешения δl_{a3} элементов вращающейся цели по поперечной дальности l_{a3} . Величина разрешения δl_{a3} тогда равна

$$\delta l_{a3} = \frac{\Delta f_{\text{дп.ф}} \lambda}{2\Omega_{\text{вр}}}. \quad (18.66)$$

Так как полоса пропускания доплеровского фильтра выбирается в соответствии с временем когерентного накопления сигналов $t_{\text{кн}} = t_2 - t_1$, то

$$\Delta f_{\text{дп.ф}} = \frac{1}{t_{\text{кн}}}. \quad (18.67)$$

В этом случае δl_{a3} запишем в виде

$$\delta l_{a3} = \frac{\lambda}{2\Omega_{\text{вр}} t_{\text{кн}}}. \quad (18.68)$$

Если же учесть, что $\Omega_{\text{вр}} t_{\text{кн}} = \Delta \varphi_{\text{вр}} = \beta_o$, то есть это угол пово-

рота цели на время $t_{\text{нк}}$, то получаем формулу

$$\delta l_{\text{аз}} = \frac{\lambda}{2\varphi_{\text{вр}}} = \frac{\lambda}{2\beta_o}, \quad (18.69)$$

которая является основной при оценке возможностей ИРСА в реальных условиях наблюдения целей.

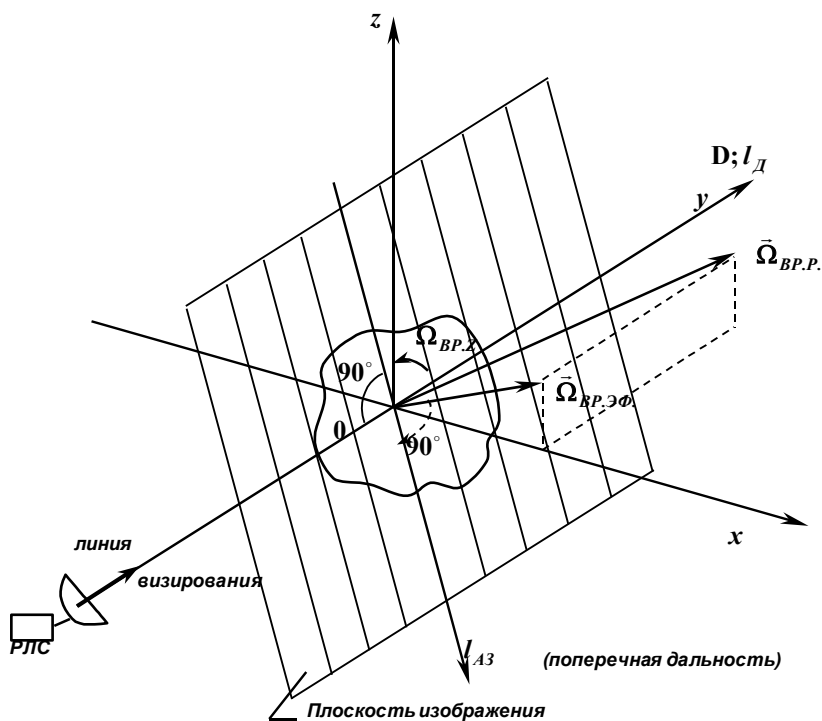


Рис. 18.19

Отметим ряд особенностей ИРСА при наблюдении целей на поверхности земли. Цели на поверхности земли рассматриваются как единый групповой объект, например, корабль. Размер объекта часто определяет масштаб изображения цели на индикаторах МПМ.

Относительно небольшие углы поворота или колебания цели в той или иной плоскости позволяют получить высокое разрешение. Как следует из формулы (18.68), разрешение по поперечной дальности $\delta l_{аз}$ не зависит от расстояния до цели, что позволяет наблюдать изображения целей в крупном масштабе на больших расстояниях.

В общем случае вектор угловой скорости вращения или колебания цели не перпендикулярен направлению линии визирования. Плоскость изображения формируется в координатах: l_d – продольная дальность (по оси распространения радиоволн) и $l_{аз}$ – поперечная дальность в направлении, перпендикулярном продольной дальности. Положение этой плоскости находится путем определения проекции результирующего вектора угловой скорости вращения $\vec{\Omega}_{вр.р}$ на плоскость, нормальную к оси продольной дальности (оси линии визирования) (рис. 18.19). Проекция изображения цели формируется в плоскости, проходящей через линию визирования и перпендикулярной проекции вектора угловой скорости вращения на плоскость (XZ).

2. Формирование РЛ изображений морских целей

Метод ИРСА широко используется для получения изображений морских целей (кораблей). Этот метод обеспечивает получение высокого разрешения в передней зоне обзора РСА, так как необходимый угловой размер синтезированной апертуры формируется за счет собственного движения (перемещения и вращения) корабля. Кроме того, инверсное РЛ синтезирование апертуры позволяет получить высокое разрешение не только в плоскости «дальность-азимут», но и в плоскости «дальность-угол места». Применительно к наблюдению кораблей это позволяет получить изображение вертикального контура надстроек кораблей, что особенно важно при решении задачи распознавания морских целей.

Наряду с перемещением корабля по курсу при наличии волнения моря корабль испытывает колебательные перемещения вокруг центра тяжести. Для задач ИРСА обычно используют следующие движения корабля: рыскание по курсу, килевую и бортовую качки.

Рыскание по курсу (рис. 18.20,а) соответствует вращению корабля относительно вертикальной оси. Килевая качка (попеременный дифферент на нос и на корму) соответствует вращению корабля относительно поперечной горизонтальной оси (рис. 18.20,б). Попеременная на левый и правый борт бортовая качка соответствует вращению корабля относительно продольной горизонтальной оси (рис. 18.20,в). На рис. 18.20 все оси вращения перпендикулярны плоскости рисунка и проходит через центр тяжести (ЦТ)

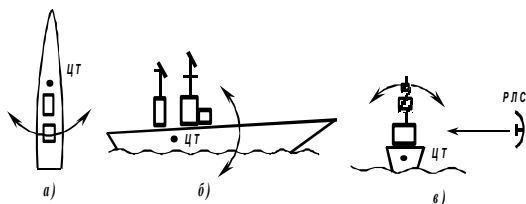


Рис. 18.20

Вращения корабля (качка, крен, рыскание) носят периодический характер, то есть угол отклонения корабля от равновесного (нормального) положения изменяется в соответствии с гармоническим законом

$$\beta = \beta_{\max} \sin\left(\frac{2\pi}{T_k} t\right), \quad (18.70)$$

где β – соответственно угол крена, рыскания или угол килевой качки; β_{\max} – максимальное отклонение корабля по соответствующему углу. T_k – период колебаний. Угловая скорость вращения также изменяется по гармоническому закону:

$$\frac{d\beta}{dt} = \Omega_{\text{вр}} = \frac{2\pi}{T_k} \beta_{\max} \cos\left(\frac{2\pi}{T_k} t\right). \quad (18.71)$$

Максимальное значение скорости вращения равно

$$\Omega_{\text{вр max}} = \frac{2\pi}{T_{\text{к}}} \beta_{\text{max}} \quad (18.72)$$

достигается в момент прохождения равновесного положения корабля.

У большинства океанских кораблей период колебаний $T_{\text{к}}$ практически не зависит от степени волнения моря и определяется конструкцией корабля. Амплитуда угловых колебаний β_{max} определяется многими факторами: высотой волн, направлением бега волн относительно курса корабля, скоростью движения и конструкцией корабля. Большой корабль, как колебательная система, эквивалентен узкополосному фильтру и параметры его колебаний (амплитуду и период) можно считать постоянными за время синтеза порядка долей секунд. С уменьшением водоизмещения корабля (менее 1000 тонн) амплитуда и период отклонения уже зависят от характеристик волнения моря и носят случайный характер. В таблице 18.1 даны оценочные значения характеристик колебаний кораблей различного типа при волнении моря 5–6 баллов.

Если линия визирования корабля, перпендикулярна оси угловых колебаний (вращения) корабля, то возможно получение изображения корабля в различных плоскостях. Килевая качка обеспечивает изображение вдоль корабля и его надстроек. Качка по крену – изображение в боковом направлении корабля и надстроек. Рыскание по курсу – изображение корабля в горизонтальной плоскости. Движение корабля с постоянными скоростью и курсом эквивалентно движению РЛС при неподвижном корабле и обеспечивает изображение в горизонтальной плоскости. В реальной ситуации одновременно существуют все виды колебаний корабля, что затрудняет определение положения плоскости изображения относительно корабля. В то же время, наблюдая «динамическое» изображение корабля в разных плоскостях, изменяющееся в зависимости от вида колебаний корабля, возможно эффективное распознавание его класса или типа.

Таблица 18.1

Тип корабля	Вид колебаний	Период колебаний $T_k, \text{ с}$	Амплитуда колебаний β_{max}°
Танкер средний	Крен	10-13	18-28
	Киль	5-8	3-5
	Курс	8-10	1-2
Сухогруз	Крен	13-19	15-28
	Киль	6-10	3-6
	Курс	8-12	1-2
Лайнер	Крен	17-30	8-13
	Киль	8-12	3-5
	Курс	10-15	1-2
Крейсер	Крен	10-14	15-20
	Киль	5-8	1,5-2
	Курс	12-15	1,5-2
Авианосец	Крен	20-28	2-3
	Киль	10-13	0,3-0,5
	Курс	30-35	0,5-0,8

Рассмотрим характеристики сигнала при ИРСА в случае бортовой (крен) качки корабля. Изменение расстояния r от надстройки на высоте h до РЛС (рис. 18.21) определяется выражением

$$r(t) = h \sin \beta(t) = h \sin \left(\beta_{\text{max}} \sin \frac{2\pi}{T_k} t \right), \quad (18.73)$$

где h – высота элемента надстройки, отсчитываемая от оси вращения корабля.

Учитывая, что максимальное угловое отклонение $\beta_{\text{max}} \ll 1$ (в радианах), изменение расстояния до РЛС и, следовательно, изменение фазы $\Delta\varphi(t)$ отраженного сигнала можно представить в виде

$$\Delta\varphi(t) = \frac{4\pi}{\lambda} r = \frac{4\pi h \beta_{\text{max}}}{\lambda} \sin \left(\frac{2\pi}{T_k} t \right), \quad (18.74)$$

Соответственно доплеровская частота равна

$$f_{\text{дп}}(t) = \frac{4\pi h \beta_{\text{max}}}{\lambda T_{\text{к}}} \cos\left(\frac{2\pi}{T_{\text{к}}} t\right). \quad (18.75)$$

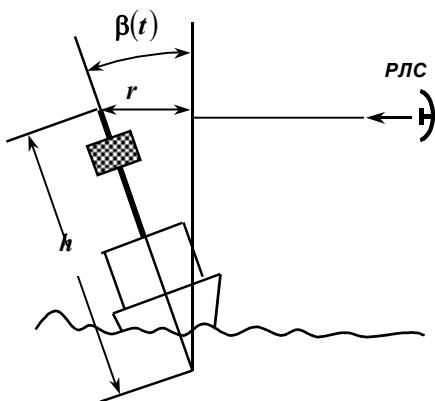


Рис. 18.21

Как видно из выражений (18.73) и (18.74), характеристики отраженного сигнала зависят от момента наблюдения (синтезирования) $t = t_c \pm \frac{t_{\text{кн}}}{2}$. Так, при $t_c=0$ корабль наблюдается в момент перехода угла $\beta(t)$ через нуль, когда угловая скорость отклонения максимальна, (см.(18.71))

$$\Omega_{\text{вр max}} = \frac{2\pi}{T_{\text{к}}} \beta_{\text{max}}. \quad (18.76)$$

При малом времени синтеза $t_{\text{кн}}$ доплеровская частота сигнала при $t_c=0$ изменяется незначительно и каждому элементу надстройки по высоте Δh_i соответствует своя доплеровская частота

$$f_{\text{дп}i} = \frac{4\pi}{\lambda T_{\text{к}}} \beta_{\text{max}} \Delta h_i. \quad (18.77)$$

Разрешение по высоте надстройки по координате h в этом случае будет достаточно высоким. Действительно, изменение угла β равно

$$\beta_o = \Omega_{\text{вр. макс}} t_{\text{кн}}. \quad (18.78)$$

Используя формулу (18.68), получаем

$$\delta h = \frac{\lambda}{2\beta_o} = \frac{\lambda}{\Omega_{\text{вр. макс}} t_{\text{кн}}} = \frac{\lambda T_{\text{к}}}{4\pi\beta_{\text{макс}} t_{\text{кн}}}. \quad (18.79)$$

Алгоритм обработки сигналов, как уже отмечалось, сводится к доплеровской фильтрации в каждом элементе разрешения по наклонной дальности. Так, при килевой качке корабля и радиолокационном наблюдении в передней зоне обзора РЛС на встречных курсах самолета, носителя ИРСА и корабля (рис. 18.22) разрешение по доплеровской частоте соответствует разрешению по высоте надстройки h , а разрешение по задержке зондирующего импульса соответствует разрешению вдоль корабля. Для определения разрешения по высоте надстройки δh можно воспользоваться формулой (18.79). Например, при наблюдении крейсера ($T_{\text{к}}=6$ с, $\beta_{\text{макс}}=2^\circ$, $t_{\text{кн}}=0,50$ с, $\lambda=3$ см) разрешение по надстройке δh равно 60 см.

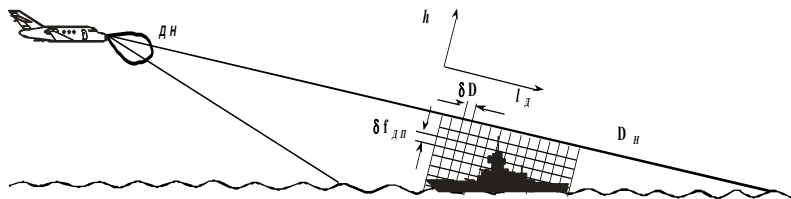


Рис. 18.22

При увеличении времени синтезирования $t_c = t_{\text{кн}}$ начинают сказываться изменение доплеровской частоты и задержки сигнала, что необходимо учитывать в алгоритме обработки. Структурная схема РЛС с ИРСА при наблюдении морских целей практически не отличается от описанных выше схем РСА.

18.4. ЗАДАЧИ И ВОПРОСЫ

1. Определить максимальную дальность обнаружения танка ($\sigma_t = 3\text{ м}^2$) на фоне «степь летом» ($\sigma_{уд} = -20\text{ дБ}$) при однократном боковом обзоре РСА. Вероятность правильного обнаружения $P_{по} = 0,8$, вероятность ложной тревоги $P_{лт} = 10^{-6}$. Скорость полета самолета-носителя РЛС 300 м/с . Время синтезирования $T_c = 1\text{ с}$. Длина волны 3 см . Как изменится дальность обнаружения при 4-кратном накоплении сигналов?

2. Пояснить, почему дальность картографирования при РСА не зависит от величины разрешения по азимуту при фиксированном значении разрешения по дальности?

3. Определить дальность обнаружения ВПП аэродрома ($\sigma_{уд} = -30\text{ дБ}$), если дальность обнаружения самолета с ЭПО 3 м^2 и разрешением по азимуту 3 м равна 50 км .

4. Определить величину смещения изображения автомобиля относительно его положения на дороге на экране индикатора РСА, если скорость движения автомашины (радиальная) 36 км/ч . РСА работает в режиме бокового обзора. Расстояние до цели 30 км , скорость полета самолета-носителя РСА 300 м/с .

5. Определить разрешающую способность по высоте при наблюдении крейсера радиолокационной системой с ИРСА. Крейсер движется по курсу под 90° к направлению визирования. Волнение моря 5 баллов. Время синтезирования $0,5\text{ с}$, длина волны РЛС 3 см .