

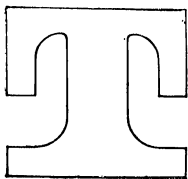
629.13
В 677



ДЛЯ ТЕХНИКУМОВ

А.П.Волкостов

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ



ДЛЯ ТЕХНИКУМОВ

А.П.Волкоедов

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ

*Допущено Министерством
авиационной промышленности
в качестве учебного пособия
для авиационных техникумов*



МОСКВА
МАШИНОСТРОЕНИЕ »
1984

ББК 39.56
В 67
УДК 629.7.058.53

Рецензенты *Н. А. Софронов, Б. Д. Козловских*

Волкостод А. П.

В 67 Радиолокационное оборудование самолетов: Учебное пособие для авиационных техникумов. — М.: Машиностроение, 1984. — 152 с., ил.

30 к.

В 3606030000-057 — **57-84**
038(01)-84

ББК 39.56
6Т5.1

Анатолій Прокопьевич Волкостод

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ

Редактор *И. А. Суворова*
Художественный редактор *В. В. Лебедев*
Обложка художника *А. Н. Ковалева*
Технический редактор *В. И. Орешкина*
Корректор *Л. Я. Шабашова*

ИБ № 4428

Сдано в набор 23.05.84. Подписано в печать 15.08.84. Т-16165. Формат 60×90¹/₁₆. Бумага типографская № 2. Гарнитура литературная. Печать высокая. Усл. печ. л. 9,5. Усл. кр.-отт. 9,75. Уч.-изд. л. 10,31. Тираж 3700 экз. Заказ 1474 Цена 30 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение»,
107076, Москва, Стромьнский пер., 4

Московская типография № 6 Союзполиграфпрома при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
109088, Москва, Ж-88, Южнопортовая ул., 24.

Радиолокацией называется область радиоэлектроники, назначением которой является использование отражения, переизлучения или собственного излучения радиоволн различными объектами для обнаружения этих объектов, измерения их координат и параметров движения, а также для оценки свойств объектов. Этот процесс называется радиолокационным наблюдением, а технические устройства получения сведения о цели — радиолокационными станциями (РЛС) или радиолокаторами.

Совокупность сведений, получаемых радиолокационными станциями, называется радиолокационной информацией.

Объекты радиолокационного наблюдения (или, как их часто называют, цели) могут быть аэродинамическими (самолеты, вертолеты), наземными и надводными (автомашины, танки, корабли), а также могут иметь естественное происхождение (участки земной и водной поверхности, облака, планеты).

Основные преимущества радиолокационных методов получения информации об объектах наблюдения определяются:

- возможностью вести наблюдения в любое время суток, при любой погоде (облака, дождь, туман);
- большой дальностью действия и высоким быстродействием;
- возможностью измерения параметров движения целей с высокой точностью;
- возможностью автоматизации процессов поиска и сопровождения целей.

В авиации радиолокация находит самое широкое и разнообразное применение, используются как РЛС, установленные на борту самолетов, так и наземные РЛС.

Бортовые радиолокационные станции позволяют решать самые разнообразные задачи, связанные с управлением полетом и посадкой летательных аппаратов, путем предоставления пилоту или бортовому управляющему комплексу информации о координатах и скоростях движения летательного аппарата относительно определенных ориентиров, а также о взаимном расположении этих ориентиров, совокупность которых определяет навигационную обстановку. Кроме этого, бортовые РЛС военных самолетов решают широ-

кий круг задач обеспечения боевых действий авиации: осуществляют обзор земной поверхности и воздушного пространства с целью разведки, обнаружения и определения координат наземных, надводных и воздушных объектов, позволяют опознавать государственную принадлежность обнаруженных объектов, решать задачи бомбометания, перехвата и прицеливания, наведения управляемых ракет на наземные и воздушные цели, предупреждают экипаж самолета об опасности со стороны противника, давая ему возможность либо выполнить защитный маневр, либо своевременно привести в готовность огневые средства защиты.

Наземные радиолокационные станции используются для управления воздушным движением, посадки самолетов в сложных метеоусловиях, осуществляют дальнейшее обнаружение воздушных целей и наведение на них истребителей, определяют метеорологическую обстановку.

Приведенные примеры не исчерпывают всей возможности радиолокационной техники. Технический прогресс в развитии радиолокационных средств, связанный с возрастающими потребностями авиации, открывает новые области их применения.

Основным физическим явлением, используемым для обнаружения и определения местонахождения целей в пространстве, является отражение электромагнитных волн от тел, физические свойства которых отличаются от свойств среды, где происходит распространение электромагнитных волн, излученных антенной РЛС. Это явление впервые в мире наблюдал наш великий соотечественник изобретатель радио А. С. Попов в 1897 г. во время опытов по радиосвязи, проводившихся в Балтийском море.

Первые опыты в области радиолокации проводились в СССР в начале 30-х гг. исследователями под руководством П. К. Ощепкова, Ю. К. Коровина, Б. К. Шембеля и других. Ю. Б. Кобзарев, П. А. Погорелко и Н. Я. Чернецов первыми (1935 г.) разработали импульсную РЛС с электронно-лучевым индикатором. Деятельность Ю. Б. Кобзарева сыграла большую роль в дальнейшем развитии отечественной радиолокации.

Последние годы ознаменовались принципиально новым подходом к теории и технике радиолокации — аппарат математической статистики и теории информации был положен в основу оптимальных методов приема и разработки радиолокационных сигналов, а изобретение электронных цифровых вычислительных машин позволило автоматизировать обработку радиолокационных сигналов и значительно расширить возможности радиолокации.

Основными тенденциями развития радиолокационной аппаратуры являются:

- усложнение формы зондирующих сигналов, в частности, использование шумоподобных сигналов;

- использование антенн с электронным сканированием, в том числе активных фазированных антенных решеток;

- объединение РЛС с цифровой вычислительной машиной с целью быстрого изменения характеристик РЛС при изменении конкретной обстановки;

- создание многофункциональных РЛС, т. е. объединение в одной станции нескольких РЛС, решающих различные задачи;

- снижение массы и габаритов аппаратуры путем микроминиатюризации.

РАЗДЕЛ ПЕРВЫЙ

ОСНОВЫ РАДИОЛОКАЦИИ

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИОЛОКАЦИИ

§ 1.1. ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАДИОЛОКАЦИИ

Радиолокация основана на некоторых свойствах радиоволн, позволяющих использовать их для обнаружения местонахождения целей. К этим свойствам относятся:

- отражение радиоволн от объектов, имеющих физические параметры, отличающиеся от параметров среды, в которой они распространяются;

- постоянство и конечность скорости распространения радиоволн, а также прямолинейность распространения радиоволн в однородной среде;

- возможность направленного излучения и приема радиоволн.

Сущность отражения радиоволн от объекта заключается в том, что под влиянием переменного электрического поля проходящих радиоволн в материале объекта возникают переменные токи той же частоты. Они являются источником, создающим в пространстве вторичные радиоволны, которые распространяются во все стороны. Интенсивность вторичных радиоволн зависит от многих факторов, среди которых наиболее важными являются:

- материал, из которого изготовлен объект;
- соотношение размеров объекта и длины волны;
- форма объекта и его ориентация в пространстве.

Количественно отражающая способность различных объектов оценивается так называемой эффективной отражающей площадью цели σ_c . Под *эффективной площадью* цели понимается площадь воображаемой поверхности, являющейся не поглощающим энергию переизлучателем, которая, будучи помещена в точку расположения цели, создает у антенны РЛС сигнал такой же мощности, как и реальная цель. Величина эффективной площади может быть вычислена лишь для некоторых простейших тел. Для реальных же целей, таких, как самолеты, корабли и другие объекты, эффективная отражающая площадь определяется в результате экспериментальных исследований. Величины средних значений эффективной отражающей площади для некоторых целей приведены в таблице.

Постоянство и конечность скорости распространения радиоволн, а также прямолинейность распространения радиоволн в однородной среде служат физической основой радиолокационных измерений дальности.

Прямолинейность распространения радиоволн и возможность направленного излучения позволяют определять направление на источник излучения (измерять угловые координаты цели).

Наименование цели	$\sigma_{ц}, м^2$
Самолет-истребитель	5—10
Реактивный бомбардировщик	15—20
Большой реактивный пассажирский самолет	20—25
Большой четырехвинтовой пассажирский самолет	30—50
Крылатая ракета	0,3—0,8
Крейсер	14 000
Человек	0,5—1,2
Автомобиль	1—3

§ 1.2. МЕТОДЫ РАДИОЛОКАЦИИ

В радиолокации используется несколько методов получения информации о целях. Излучаемые (зондирующие) сигналы не являются носителем информации о цели, а становятся радиолокационными сигналами только после соприкосновения с целью. При этом цель играет активную или пассивную роль. По способу образования радиолокационного сигнала различают следующие методы радиолокации.

Активная радиолокация (рис. 1.1, а). Радиоволны, излучаемые антенной передающего устройства РЛС, направляются на цель. Приемное устройство той же РЛС принимает отраженные волны и преобразует их так, что выходное устройство извлекает содержащуюся в отраженном сигнале информацию.

Активная радиолокация с активным ответом (рис. 1.1, б) предполагает наличие на объекте ответчика (ретранслятора), который состоит из приемного устройства, предназначенного для приема и усиления прямого сигнала, поступающего от РЛС, и передающего устройства для создания ответного сигнала (переизлучения). Прием и переизлучение сигнала ответчиком может производиться на разных частотах.

Пассивная радиолокация (рис. 1.1, в) означает, что сама цель является источником электромагнитного излучения (например, бортовые радиопередатчики на самолете), а РЛС выполняет функции приемного устройства. Пассивная радиолокация позволяет определять лишь направление на источник излучения.

Полуактивной радиолокацией называют разновидность активной радиолокации, когда передающее и приемное устройства размещены на значительное расстояние (рис. 1.1, г). Полуактивную радиолокацию применяют в РЛС управления ракетами, когда возможность уменьшить массу и габариты бортовой аппаратуры за счет исключения из нее передающей части РЛС особенно важна.

Активная радиолокация в отличие от пассивной позволяет определять все координаты цели. Преимуществом пассивной радиолокации является скрытность работы РЛС.

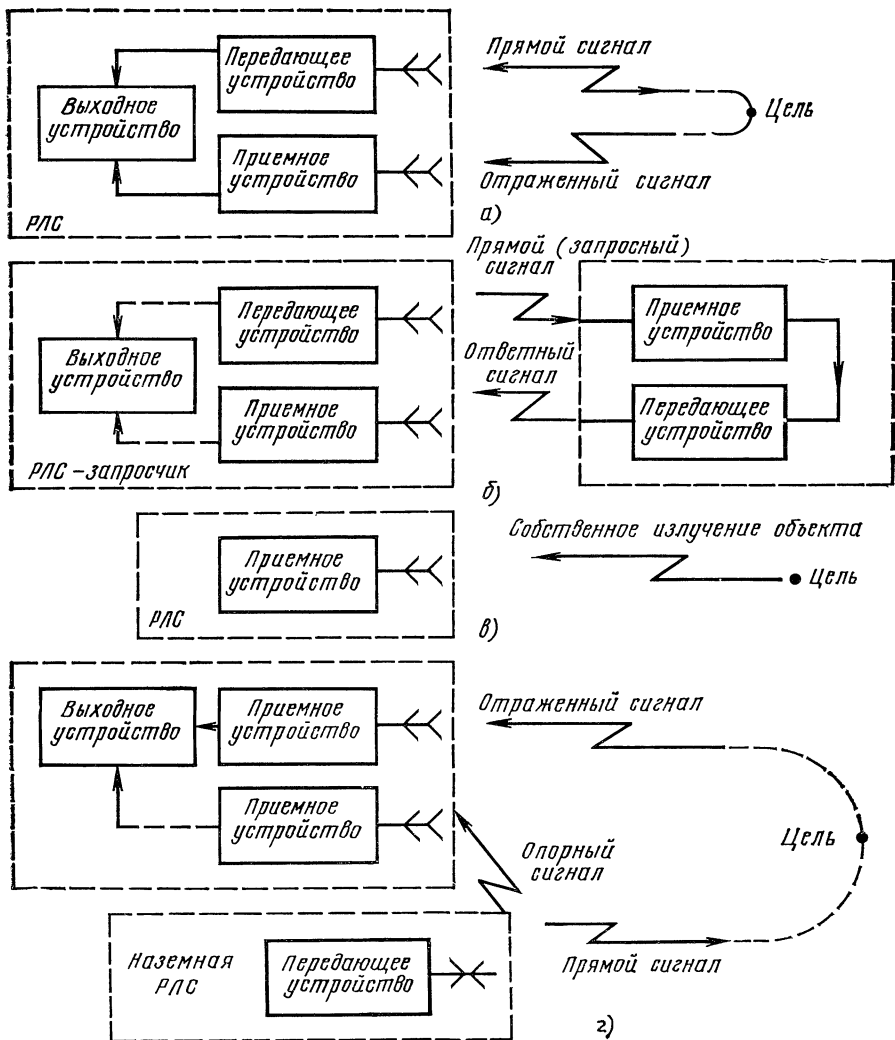


Рис. 1.1. Виды радиолокации:

а — активная; б — активная с активным ответом; в — пассивная; г — полуактивная

§ 1.3. ОБНАРУЖЕНИЕ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ

Полезную информацию о цели несет отраженный сигнал. Однако на входе приемника РЛС совместно с полезным сигналом действуют и помехи. К ним относятся внутренние шумы приемника, мешающие отражения, взаимные помехи, космические излучения и прочее, а в случае РЛС военного назначения — еще и орга-

позволенные противником помехи. Помехи, действующие на радиолокационный приемник, носят случайный характер. В то же время и появление цели в том или ином месте пространства является для получателя радиолокационной информации случайным событием, так как даже при наличии цели параметры полезного сигнала зависят от флуктуаций эффективной отражающей площади цели, изменения условий распространения радиоволн в атмосфере и т. п.

Радиолокационное обнаружение сводится к принятию решения о наличии или отсутствии полезного сигнала. В общем случае сигнал на входе приемника состоит из полезного сигнала и шума:

$$y(t) = x(t) + n(t),$$

где $0 \leq t \leq T_H$ (T_H — время наблюдения сигнала и шума); $x(t)$ — напряжение полезного сигнала; $n(t)$ — напряжение шума.

Если бы шумы отсутствовали ($n=0$), проблема обнаружения не возникала, так как наличие или отсутствие входного напряжения $y(t)$ однозначно определяло бы и существование сигнала.

Присутствие шума приводит к тому, что наличие полезного сигнала определяется с какой-то степенью вероятности. Например, чтобы решить вопрос о наличии сигнала, принятое колебание $y(t)$ сравнивается с пороговым значением $U_{\text{пор}}$. Если порог превышен, делается заключение о наличии сигнала, в противном случае считается, что сигнала нет. Превышение порога может происходить как за счет суммарного действия сигнала и шума ($x+n$), так и при одном только шуме. В то же время наличие сигнала не всегда может приводить к превышению порога. В результате при обнаружении сигнала могут возникнуть следующие ситуации (рис. 1.2):

1. Порог превышен, полезный сигнал есть, и наблюдатель принимает решение о его наличии (рис. 1.2, а). Вероятность такой ситуации называется вероятностью правильного обнаружения $W_{\text{п.о.}}$

2. Полезный сигнал есть, но порог не превышен, и наблюдатель считает, что сигнала отсутствует (рис. 1.2, б). Вероятность такой ошибки называется вероятностью пропуска цели $W_{\text{пр.}}$

3. Полезный сигнал отсутствует, порог превышен чистым шумом, но наблюдатель принимает решение о наличии сигнала (рис. 1.2, в). Вероятность такого ошибочного решения называется вероятностью ложной тревоги $W_{\text{л.т.}}$

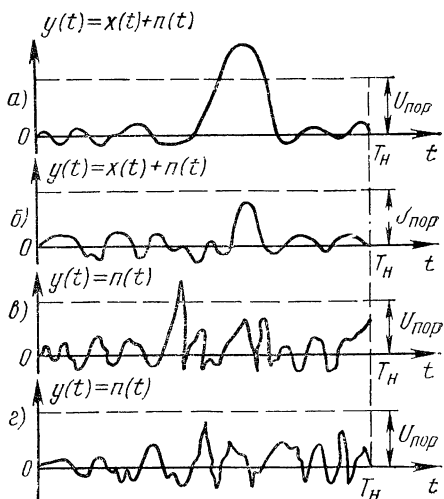


Рис. 1.2. Временные диаграммы процессов при обнаружении сигнала

4. Полезный сигнал отсутствует, порог не превышен, и наблюдатель правильно на это указывает (рис. 1.2, з). Вероятность такого решения называется вероятностью правильного необнаружения $W_{п.н.}$.

Рассмотренные вероятности составляют две полные группы событий и связаны соотношениями

$$W_{п.о} + W_{пр} = 1; \quad W_{л.т} + W_{п.н} = 1.$$

Не зависимыми из них являются только две. Чаще пользуются вероятностями $W_{п.о}$ и $W_{л.т.}$.

Приемные устройства, отделяющие сигналы от помех наилучшим образом и обеспечивающие минимальное искажение содержащейся в сигналах информации, называются оптимальными. Как правило, в составе оптимальных приемников имеются устройства, позволяющие выделять полезный сигнал из шумов, используя статистические различия между ними, называемые оптимальными фильтрами, и устройства сравнения с порогом.

Процессы, происходящие в оптимальном приемнике, называют оптимальным приемом или оптимальной обработкой.

Оптимальная обработка принятого сигнала может проводиться как на высокой частоте сигнала (ее называют додетекторной обработкой), так и для видеосигналов. Такую обработку называют последетекторной. Возможная практическая реализация последетекторной обработки сигнала рассмотрена в § 2.11.

§ 1.4. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В РАДИОЛОКАЦИИ

Положение цели в пространстве полностью определяется тремя координатами (рис. 1.3). В сферической системе координат это наклонная дальность D_n , азимут α и угол места β . Начало координат совпадает с точкой расположения РЛС.

Наклонной дальностью D_n называется радиус-вектор OM — расстояние по прямой от РЛС до цели M .

Азимут цели α — это угол между вертикальной плоскостью, про-

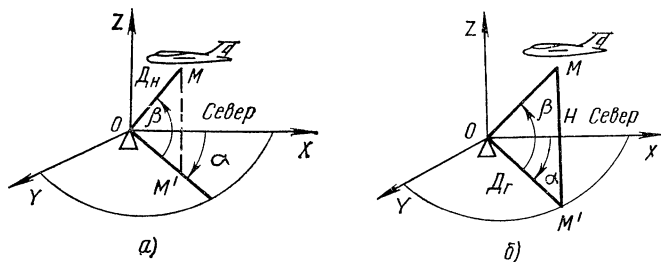


Рис. 1.3. Системы координат, используемые в радиолокации:

а — сферическая; *б* — цилиндрическая

ходящей через цель M , и исходным направлением отсчета (например, направлением на север).

Угол места β — это угол между направлением на цель OM и его проекцией на горизонтальную плоскость.

Наряду со сферической системой координат применяется цилиндрическая система с координатами: горизонтальная дальность D_r , азимут α и высота H .

Горизонтальная дальность $D_r = OM'$ является проекцией линии наклонной дальности OM на горизонтальную плоскость.

Высота цели H равна длине перпендикуляра, опущенного из точки M на горизонтальную плоскость, т. е. $H = MM'$.

Между координатами сферической и цилиндрической систем координат существует очевидная связь:

$$D_r = D_n \cos \beta; \quad H = D_n \sin \beta; \quad D_n = \sqrt{D_r^2 + H^2}. \quad (1.1)$$

Радиотехнические методы измерения координат объектов разделяют на две группы:

методы измерения дальности и измерения угловых координат.

§ 1.5. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ

Все методы измерения дальности основываются на прямом или косвенном измерении времени прохождения излучаемой электромагнитной волной расстояния от РЛС до объекта и обратно. Эти методы подразделяются на амплитудные, частотные и фазовые в зависимости от того, какой из параметров принимаемых радиосигналов играет основную роль при измерении времени распространения радиоволн.

Среди РЛС с амплитудным методом измерения дальности наибольшее распространение получили импульсные станции.

Импульсный метод измерения дальности. При импульсном методе измерения дальности передатчик РЛС периодически излучает электромагнитную энергию в течение очень короткого промежутка времени, называемого длительностью импульса $\tau_{\text{и}}$. Излучение импульсов повторяется через равные промежутки времени $T_{\text{и}}$, называемые периодом следования импульсов. Отношение $T_{\text{и}}/\tau_{\text{и}} = Q$ называется скважностью. В РЛС момент излучения может фиксироваться, что позволяет использовать его как начало отсчета при измерении времени прохождения сигнала от РЛС до цели и обратно (рис. 1.4).

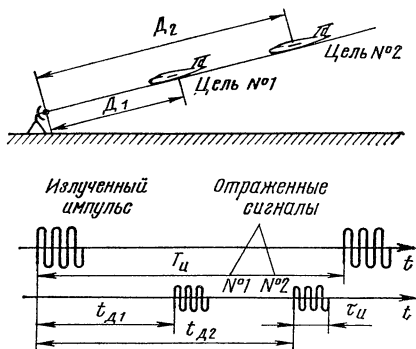


Рис. 1.4. Изображение излученных и отраженных импульсов

Отраженные от целей сигналы принимаются приемником РЛС с запаздыванием относительно импульсов излучения, причем время запаздывания пропорционально дальности $t=2D/c$, где $c=3 \times 10^8$ м/с — скорость распространения электромагнитных волн. Так как скорость c постоянна и заведомо известна, то, измерив время запаздывания сигнала, можно определить дальность до объекта по формуле

$$D = ct/2. \quad (1.2)$$

Время запаздывания сигнала измеряется регистрацией момента излучения электромагнитной энергии и момента приема отраженного сигнала. Способ регистрации моментов излучения и приема может быть различным и определяется типом выходного устройства РЛС. Однако следует помнить, что величина t должна измеряться безынерционным электронным устройством, так как время запаздывания радиолокационных сигналов очень мало (от микро- до миллисекунд). Например, отраженные волны запаздывают: в секундах на $t=2D/c=2D/(3 \cdot 10^8)$, а в микросекундах — на $t=2D \cdot 10^6/(3 \cdot 10^8)=D/150$, где D измеряется в м; c — в м/с, т. е. радиоволны, отраженные от цели с дальностью $D=150$ м, запаздывают на одну микросекунду, а каждому километру дальности до цели соответствует задержка радиоволны на время $1000/150 \simeq \simeq 6,7$ мкс.

Частотный метод измерения дальности основан на принципе сравнения частот излучаемых и отраженных частотно-модулированных колебаний. В результате сравнения получают разность частот, которая при определенных условиях однозначно определяется дальностью до цели. Последнее поясняется графиком, изображенным на рис. 1.5. Величина временного смещения графиков излучаемого и отраженного сигналов определяется временем запаздывания сигнала по формуле (1.2).

Если излученные и отраженные колебания подвергнуть преобразованию, можно получить сложные колебания — биения, частота которых F_6 , равная разности частот излученных и отраженных колебаний, оказывается пропорциональной времени запаздывания. Действительно, из подобия треугольников ABC и ADE следует, что

$$\frac{F_6}{t_3} = \frac{\Delta f}{T/4}, \quad \text{откуда} \quad F_6 = \frac{4t_3 \Delta f}{T},$$

где $\Delta f = f_{\max} - f_0$ — девиация частоты; T — период частоты модуляции; t_3 — время запаздывания.

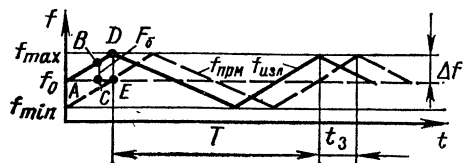


Рис. 1.5. Временные процессы при частотном методе измерения дальности

Подставляя в полученное выражение значение времени запаздывания, можно вычислить дальность по формуле

$$D = \frac{cT}{8\Delta f} F_6. \quad (1.3)$$

Коэффициент при частоте биений для конкретной РЛС есть величина постоянная, поэтому каждому значению частоты биений соответствует вполне определенное значение дальности.

Фазовый метод измерения дальности. Измерение дальности фазовым методом основано на пропорциональности фазового сдвига принимаемого сигнала и времени его запаздывания. Эту зависимость можно установить, если предположить, что фаза излученных колебаний $\varphi_1 = \omega_0 t$, фаза отраженных колебаний в результате прохождения сигналом расстояния от РЛС до цели и обратно изменилась на величину, пропорциональную времени запаздывания t_3 и стала равна $\varphi_2 = \omega_0(t - t_3)$. Тогда фазовый сдвиг равен $\Delta\varphi = \varphi_1 - \varphi_2 = \omega_0 t - \omega_0(t - t_3) = \omega_0 2D/c$, откуда

$$D = \frac{c}{2\omega_0} \Delta\varphi = \frac{\Delta\varphi}{4\pi} \lambda, \quad (1.4)$$

где ω_0 и λ — рабочая частота и длина волны передатчика РЛС.

Приведенное выражение показывает, что точность измерения дальности при малых длинах волн получается высокой. Однако, обеспечивая высокую точность измерения дальности, фазовый метод имеет существенный недостаток, выражающийся в неоднозначности отсчета дальности, если величина фазового сдвига превышает 2π . По этой причине фазовый метод измерения дальности в его простейшем виде на одной частоте в радиолокации не применяется. Для измерения расстояний фазовым методом нашли применение двухчастотные РЛС, в которых одновременно излучаются два высокочастотных колебания разных частот (ω_1 и ω_2).

§ 1.6. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВЫХ КООРДИНАТ

В зависимости от того, какой из параметров высокочастотных колебаний участвует в процессе измерения, различают амплитудные и фазовые методы измерения угловых координат.

Амплитудные методы измерения угловых координат целей используют зависимость амплитуды принимаемых сигналов от направления их приема. Наиболее широкое распространение в радиолокации получили методы максимума, минимума и сравнения.

Метод максимума требует обязательного применения в РЛС антенны с очень узкой диаграммой направленности, имеющей резко выраженный максимум (рис. 1.6, а).

Отсчет угловой координаты производят по максимальному значению амплитуды принимаемого сигнала, которое определяется с помощью пеленгационной характеристики РЛС. Последняя представляет собой зависимость напряжения на выходе приемника РЛС от углового положения антенны по отношению к цели.

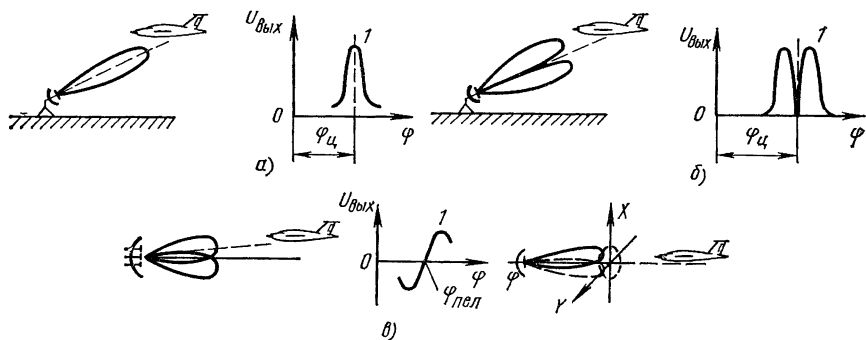


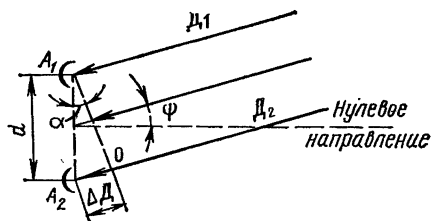
Рис. 1.6. Амплитудные методы измерения угловых координат:
 а — максимум; б — минимум; в — сравнения; 1 — пеленгационная характеристика

Достоинство метода максимума — простота пеленгации цели, недостаток — относительно низкая точность отсчета определяемого направления, обусловленная «размытостью» максимума пеленгационной характеристики.

Более высокой точности можно добиться методом минимума, используя для этой цели антенну с двухлепестковой диаграммой направленности (рис. 1.6, б). Отсчет направления на цель производится по положению антенны в тот момент, когда ось симметрии диаграммы направленности совмещена с направлением на цель, а амплитуда принимаемого сигнала достигает минимального значения. Вследствие высокого значения крутизны пеленгационной характеристики вблизи нуля точность определения направления на цель по сравнению с методом максимума значительно выше. К недостаткам метода следует отнести невозможность наблюдения сигнала и измерения его параметров в момент пеленгации, а также резкое уменьшение дальности действия РЛС, когда цель располагается около направления минимума.

Наиболее совершенным из амплитудных методов измерения угловых координат является метод сравнения, обеспечивающий высокую точность измерения и большую дальность действия РЛС. Метод имеет несколько разновидностей. В одной из них используется принцип вычитания сигналов, принятых двумя антеннами с пересекающимися диаграммами направленности (рис. 1.6, в). Направление прихода радиоволн, соответствующее равенству амплитуд обоих сигналов, называется равносигнальным направлением. Выходное напряжение приемника РЛС в случае приема сигналов с равносигнального направления вследствие их вычитания получается равным нулю, что и отражено на пеленгационной характеристике. В случае отклонения стороны приема от равносигнального направления результат вычитания может быть как положительным, так и отрицательным.

Частным случаем метода сравнения является метод, при котором равносигнальное направление создается диаграммой направ-



ценности одной антенны, вращающейся в пространстве. Перемещение диаграммы направленности может быть получено, например, с помощью вращающегося облучателя, смещенного относительно оси симметрии зеркальной антенны.

Фазовый метод измерения угловых координат. Измерение угловых координат фазовым методом основано на принципе сравнения фаз сигналов, принятых одновременно на две разнесенные антенны (рис. 1.7).

Вследствие разных расстояний от цели до каждой из антенн (A_1 и A_2) принятые колебания сдвинуты между собой по фазе на величину

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} (D_2 - D_1) = \frac{2\pi}{\lambda} \Delta D, \quad (1.5)$$

где D_1 — расстояние от цели до антенны A_1 ; D_2 — расстояние от цели до антенны A_2 .

Разность расстояний ΔD , обусловленную отклонением цели от нулевого направления, можно выразить через угол пеленгации ψ из треугольника A_1OA_2 в виде $\Delta D = d \sin \psi$, где d — расстояние между антеннами, называемое базой. Здесь за нулевое принято направление, при котором фазы колебаний, принимаемые первой и второй антенной, равны. Подставляя выражения ΔD в формулу фазового сдвига, получаем зависимость фазового сдвига от угла пеленгации:

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} d \sin \psi. \quad (1.6)$$

Существенным недостатком фазового метода является многозначность отсчета, особенно в диапазоне СВЧ.

§ 1.7. МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Измерение скорости полета цели основано на использовании физического эффекта Доплера, заключающегося в том, что частота колебаний, принятых от какого-либо источника, оказывается не равной частоте колебаний, излученных этим источником, если источник и приемник колебаний перемещаются относительно друг друга. Изменение частоты тем больше, чем больше скорость движения приемника относительно передатчика или, наоборот, пе-

передатчика относительно приемника. Причем если источник приближается к приемнику, то принимаемая частота выше излучаемой и наоборот. Такой же эффект имеет место, если передатчик и приемник неподвижны относительно друг друга и находятся на движущемся объекте, а колебания принимаются после отражения от неподвижной земли.

Изменение частоты отраженных сигналов при удалении или приближении целей можно оценить количественно, имея в виду, что частота отраженных колебаний есть скорость изменения их фазы:

$$\omega_{\text{отр}} = \frac{d\varphi_{\text{отр}}}{dt}.$$

Фаза отраженных колебаний определяется как разность фаз излученных колебаний ($\varphi_{\text{изл}}$) и фазы отставания (φ), получаемой вследствие прохождения сигналом расстояния от РЛС до цели обратно. Но $\varphi_{\text{изл}} = \omega_{\text{изл}} t$, а $\varphi = \omega_{\text{изл}} t_3 = \omega_{\text{изл}} 2D/c$. Тогда

$$\varphi_{\text{отр}} = \varphi_{\text{изл}} - \varphi = \omega_{\text{изл}} \left(t - \frac{2D}{c} \right).$$

После подстановки значения фазы отраженных колебаний формулу их частоты последняя принимает следующий вид:

$$\omega_{\text{отр}} = \frac{d\varphi_{\text{отр}}}{dt} = \omega_{\text{изл}} \frac{d}{dt} \left(t - \frac{2D}{c} \right) = \omega_{\text{изл}} \left(1 - \frac{2}{c} \frac{dD}{dt} \right).$$

Производная $\frac{dD}{dt} = \pm U_p$ представляет собой радиальную составляющую скорости движения цели (направленную на РЛС или от нее) и имеет отрицательный знак при удалении цели от РЛС и положительный — при приближении. Поэтому выражение частоты отраженных сигналов можно представить в виде

$$\omega_{\text{отр}} = \omega_{\text{изл}} \left(1 \pm 2 \frac{V_p}{c} \right) \text{ или } f_{\text{отр}} = f_{\text{изл}} \left(1 \pm 2 \frac{V_p}{c} \right).$$

Скорость приближения цели к РЛС или удаления от нее определяют по величине разности между частотами излученных и отраженных колебаний. Разностная частота получила название доплеровской и обозначается F_d :

$$F_d = f_{\text{изл}} - f_{\text{отр}} = 2 \frac{f_{\text{изл}}}{c} V_p. \quad (1.7)$$

Доплеровская частота при движении реальных целей находится в звуковом диапазоне. Например, если частота излучаемых колебаний $f_{\text{изл}} = 10^9$ Гц ($\lambda = 30$ см) и целью является самолет, имеющий радиальную скорость $V_p = 2000$ км/ч ≈ 556 м/с, то доплеровская частота $F_d = \frac{2f_{\text{изл}}V_p}{c} = \frac{2 \cdot 10^9 \cdot 556}{3 \cdot 10^8} = 3700$ Гц.

Измерение доплеровской частоты может быть использовано не только для определения радиальной скорости целей, скорости по-

лета самолета относительно земли, но и для различения движущихся целей и неподвижных.

Существует несколько методов селекции движущихся целей (СДЦ). Они могут быть разбиты на две группы: когерентные и некогерентные. В когерентных методах в той или иной форме применяются когерентные колебания.

Два синусоидальных колебания называются когерентными в течение определенного интервала времени, если разность фаз между ними на этом интервале остается постоянной. Когерентными радиопульсами называются такие, у которых отсутствуют случайные изменения фазы от импульса к импульсу.

§ 1.8. ДАЛЬНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ

Одной из важнейших характеристик РЛС является ее максимальная дальность действия. Под максимальной дальностью действия РЛС понимают предельное расстояние, на котором она обеспечивает обнаружение целей и определение их координат с заданной точностью. Эта характеристика определяется рядом технических параметров РЛС, а также особенностями распространения радиоволн в различных атмосферных условиях и отражающими свойствами целей.

Найдем зависимость максимальной дальности действия РЛС от ее основных параметров без учета поглощения энергии в атмосфере.

Пусть на расстоянии D от РЛС находится объект, обнаруженный этой станцией (рис. 1.8). Допустим сначала, что антенна РЛС излучает энергию равномерно во всех направлениях. Энергию, приходящуюся на единицу площади сферы, на поверхности которой находится цель, можно найти, разделив импульсную мощность излучения $P_{\text{и}}$ на площадь $4\pi D^2$. Направленная антенна радиолокатора концентрирует энергию в определенном направле-

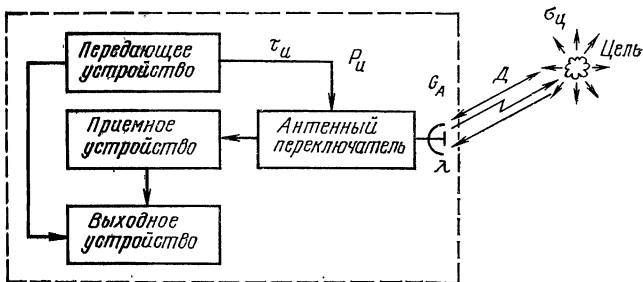


Рис. 1.8. К выводу основного уравнения радиолокации

895165

нии. Поэтому плотность потока мощности в точке, удаленной на расстояние D от РЛС, равна

$$\Pi_1 = \frac{P_{\text{и}}}{4\pi D^2} G_A,$$

где G_A — коэффициент направленного действия антенны.

Мощность радиосигнала, попадающая на цель, переизлучается. Переизлучение происходит в разных направлениях с различной интенсивностью. Если цель характеризуется эффективной отражающей площадью цели $\sigma_{\text{ц}}$, то переизлучаемая ею мощность $P_{\text{ц}}$ определяется выражением

$$P_{\text{ц}} = \Pi_1 \sigma_{\text{ц}} = \frac{P_{\text{и}} G_A \sigma_{\text{ц}}}{4\pi D^2}.$$

Плотность потока мощности отраженных от цели радиоволн, пришедших в район расположения РЛС, равна

$$\Pi_2 = \frac{P_{\text{ц}}}{4\pi D^2} = \frac{P_{\text{и}} G_A \sigma_{\text{ц}}}{(4\pi)^2 D^4}.$$

Введем понятие эффективной площади приемной антенны:

$$A_A = \frac{G_A \lambda^2}{4\pi}.$$

В импульсных радиолокационных станциях обычно одна антенна используется и для передачи и для приема. В этом случае на вход приемника РЛС поступает мощность

$$P_{\text{пр}} = \frac{P_{\text{и}} G_A^2 \sigma_{\text{ц}} \lambda^2}{(4\pi)^3 D^4}.$$

Решая полученное выражение относительно дальности до цели D , получаем

$$D = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{и}} G_A^2 \sigma_{\text{ц}} \lambda^2}{(4\pi)^3 P_{\text{пр}}}}.$$

По мере увеличения расстояния до цели мощность отраженных сигналов на входе приемника $P_{\text{пр}}$ уменьшается. При некотором предельном расстоянии мощность отраженных сигналов станет настолько малой, что полезный сигнал будет теряться на фоне внутренних шумов приемника. Это минимальное значение мощности $P_{\text{пр}} = P_{\text{пр min}}$ характеризует чувствительность приемника РЛС, а соответствующее ему предельное расстояние является максимальной дальностью действия РЛС D_{max} . Принимая это во внимание, получаем

$$D_{\text{max}} = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{и}} G_A^2 \sigma_{\text{ц}} \lambda^2}{(4\pi)^3 P_{\text{пр min}}}}. \quad (1.8)$$

Уравнение (1.8), связывающее воедино параметры РЛС и объекта отражения, называется основным уравнением радиолокации.

Из выражения (1.8) следует, что дальность действия РЛС тем больше, чем больше излучаемая мощность $P_{\text{и}}$, коэффициент направленного действия антенны $G_{\text{А}}$, эффективная отражающая площадь цели $\sigma_{\text{ц}}$ и чем выше чувствительность приемника (т. е. чем меньше значение $P_{\text{пр min}}$). Так, для повышения D_{max} в два раза необходимо увеличить $P_{\text{и}}$ в 16 раз или уменьшить $P_{\text{пр min}}$ в такое же число раз при неизменных других величинах параметров, входящих в уравнение (1.8).

Дальность действия еще в большей степени зависит от направленных свойств антенны, т. е. от способности антенны концентрировать энергию в луче. Для увеличения D_{max} в два раза следует увеличить коэффициент направленного действия антенны $G_{\text{А}}$ в четыре раза, однако увеличение $G_{\text{А}}$ при постоянной длине волны λ связано с увеличением размеров антенны, что не всегда возможно.

Увеличение длины волны λ при постоянном значении коэффициента $G_{\text{А}}$ вызывает увеличение дальности действия. Это происходит потому, что для сохранения коэффициента $G_{\text{А}}$ постоянным необходимо увеличивать геометрические размеры антенны, а это вызывает увеличение мощности отраженного сигнала на входе приемника.

Увеличение длины волны при неизменных размерах антенны уменьшает дальность действия РЛС, так как при этом уменьшается коэффициент направленного действия антенны.

Известно, что полоса пропускания приемника определяется шириной спектра сигнала и чувствительность радиолокационного приемника обратно пропорциональна длительности импульсов $\tau_{\text{и}}$:

$$P_{\text{пр min}} = \frac{k}{\tau_{\text{и}}}, \quad (1.9)$$

где k — коэффициент, не зависящий от частоты повторения импульсов и их длительности.

Подставляя (1.9) в уравнение (1.8), получаем

$$D_{\text{max}} = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{и}} \tau_{\text{и}} G_{\text{А}}^2 \sigma_{\text{ц}} \lambda^2}{k (4\pi)^3}}. \quad (1.10)$$

Из последнего выражения следует, что дальность действия РЛС определяется энергией импульса $P_{\text{и}} \tau_{\text{и}}$ и при неизменной энергии излучения в импульсе не зависит от того, короткими ли импульсами большой амплитуды или более длинными, но меньшей амплитуды, происходит излучение. Таким образом, при заданной средней энергии радиолокационные станции, работающие в импульсном режиме, не имеют преимуществ в отношении выигрыша дальности по сравнению со станциями, работающими в непрерывном режиме излучения.

В современных радиолокационных системах используется не только принцип отражения радиоволн от объектов, но и принцип активного переизлучения радиоволн — *радиолокация с активным ответом* (рис. 1.9). При наличии на объекте ответчика, принимаю-

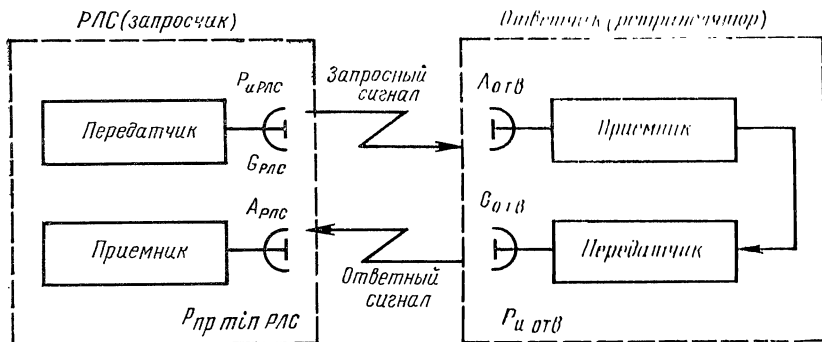


Рис. 1.9. Принцип активной радиолокации с активным ответом

щего прямое излучение от РЛС и посылающего ответный сигнал, дальность действия РЛС существенно возрастает по сравнению со случаем приема отраженного сигнала. Аналогичное увеличение дальности наблюдается и при приеме радиоизлучения от РЛС приемником на цели. При заданных значениях параметров РЛС и ответчика ($P_{и\text{ РЛС}}$, $G_{А.\text{ РЛС}}$, $P_{пр\text{ min РЛС}}$, $A_{Л.\text{ РЛС}}$ и $P_{и\text{ отв}}$, $G_{А.\text{ отв}}$, $P_{пр\text{ min отв}}$, $A_{А.\text{ отв}}$) получаются следующие соотношения мощностей сигнала на входе приемника ответчика, расположенного на расстоянии D от РЛС, равна

$$P_{пр.\text{отв}} = \frac{P_{пр\text{ РЛС}} G_{А.\text{ РЛС}} A_{Л.\text{ отв}}}{4\pi D^2}.$$

Максимальной дальности РЛС D_{max} соответствует значение мощности сигнала РЛС, равное чувствительности приемника ответчика $P_{пр\text{ min отв}}$. Отсюда

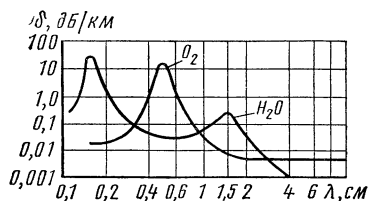
$$D_{\text{max}} = \sqrt{\frac{P_{и\text{ РЛС}} G_{А.\text{ РЛС}} A_{Л.\text{ отв}}}{4\pi P_{пр\text{ min отв}}}}. \quad (1.11)$$

Можно видеть, что в выражении (1.11) параметры РЛС и ответчика находятся под корнем второй степени, а не четвертой, как для случая отражения радиоволн (1.8). Это показывает, что дальность действия при использовании активного ответа значительно больше, чем при приеме отраженного сигнала.

В реальных условиях наблюдения целей радиоволны, распространяясь в атмосфере, несколько ослабляются из-за поглощения части энергии газами атмосферы, гидрометеорами, частицами пыли и дыма (рис. 1.10).

При больших удалениях цели от РЛС также необходимо учитывать кривизну поверхности земли, которая ограничивает дальность наблюдения пределами прямой видимости. При прямолинейном распространении радиоволн предельная дальность действия РЛС (в километрах) определяется выражением

Рис. 1.10. Зависимость коэффициента поглощения энергии радиоволн в кислороде (O_2) и парах воды (H_2O) от длины волны



$$D_{\text{пред}} = 113 (\sqrt{h} + \sqrt{H}),$$

где h — высота антенны в м; H — высота цели над земной поверхностью в км.

§ 1.9. ТАКТИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ РЛС

Любая радиолокационная станция обладает рядом тактических показателей, характеризующих возможность решения с ее помощью определенных тактических задач, и технических параметров, выбираемых для обеспечения заданных тактических показателей.

К числу основных тактических показателей относятся: зона обзора, определяемые координаты и точность их измерения, разрешающая способность, помехозащищенность, надежность и др.

Зона обзора — это область пространства, в пределах которой возможна нормальная работа РЛС, т. е. облучение целей, а также прием и обнаружение сигналов, отраженных от целей. Эта зона рис. 1.11, а) ограничивается по дальности пределами $D_{\min}$ — $D_{\max}$ по азимуту — сектором $\alpha_{\text{обз}}$, по углу места — сектором $\beta_{\text{обз}}$. Размеры зоны обзора могут быть различными для РЛС разного назначения.

Разрешающая способность РЛС — это возможность отдельно наблюдать и измерять координаты и параметры движения близко расположенных друг к другу целей.

Разрешающая способность по дальности оценивается минимальным расстоянием $\delta D_{\min}$ (рис. 1.11, б) между двумя находящимися на одном направлении целями, при котором эти цели наблюдаются отдельно. При импульсном методе разре-

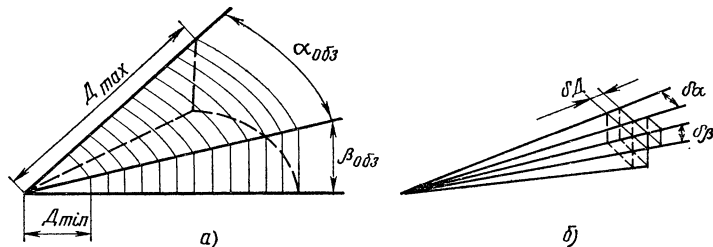


Рис. 1.11. Зона обзора РЛС (а) и элементарные объемы этой зоны (б)

шающая способность по дальности $\delta D_{\min}$ определяется длительностью импульса τ_n :

$$\delta D_{\min} \geq \frac{c\tau_n}{2}.$$

Разрешающая способность по азимуту оценивается минимальной разностью азимутов $\delta\alpha_{\min}$ двух целей с одинаковыми дальностями и углом места, при которой эти цели еще наблюдаются раздельно.

Разрешающая способность по углу места оценивается минимальной разностью углов места $\delta\beta_{\min}$ двух целей с одинаковыми дальностью и азимутом, при которой эти цели еще наблюдаются раздельно.

Разрешающая способность по угловым координатам ($\delta\alpha_{\min}$ и $\delta\beta_{\min}$) определяется шириной диаграммы направленности антенны в соответствующей плоскости.

Разрешающая способность по скорости оценивается минимальной разностью радиальных скоростей $\delta U_{\min}$ двух целей с одинаковыми координатами D , α и β , при которой эти цели еще наблюдаются отдельно.

В принципе достаточно разрешения целей по одной координате или по скорости.

Точность измерения координат и параметров движения. Точность РЛС при измерении координат целей и параметров их движения определяется допустимыми погрешностями ΔD , $\Delta\alpha$, $\Delta\beta$ и ΔU . Величина каждой из допустимых погрешностей зависит от назначения РЛС. Например, при определении дальности радиолокатором дальнего обнаружения погрешность в несколько километров вполне допустима. В то же время при определении дальности для прицельного бомбометания или пуска ракет допустимая погрешность не должна превышать нескольких метров или десятков метров.

Помехозащищенность. Под помехозащищенностью РЛС понимают ее способность сохранять свои основные показатели при воздействии на нее как естественных, так и преднамеренных помех.

Надежность. Под эксплуатационной надежностью РЛС понимают ее свойство выполнять свои задачи в течение определенного времени в заданных условиях (при изменениях окружающей температуры, давления, влажности, при вибрациях и т. п.). Эта характеристика зависит от надежности работы отдельных элементов, из которых состоит РЛС, от технологических процессов при ее производстве и от грамотной эксплуатации радиолокационной аппаратуры обслуживающим персоналом. Количественно надежность оценивается вероятностью безотказной работы в течение установленного времени, средним временем исправной работы РЛС, частотой отказов и т. п.

§ 1.10. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ РЛС

При создании РЛС выбор ее основных технических показателей, таких, как рабочая частота (длина волны), излучаемая мощность, параметры импульсов, метод обзора пространства, подчинен прежде всего обеспечению заданных тактических характеристик.

Рабочая длина волны. Выбор длины волны самолетных радиолокаторов определяется в первую очередь допустимыми размерами антенны и элементов антенно-фидерного тракта (волноводов, сочленений и т. д.) при необходимости обеспечить заданную точность и разрешающую способность. Укорочение длины волны позволяет создавать высокую направленность излучения, а следовательно, увеличивать дальность действия РЛС и ее разрешающую способность по угловым координатам. При этом приходится учитывать возможность поглощения энергии радиоволн в различных атмосферных условиях (см. рис. 1.10). По указанным соображениям для самолетных РЛС чаще используются радиоволны коротковолновой части сантиметрового диапазона.

Мощность передатчика. Выбор мощности передатчика обусловлен требуемой дальностью действия РЛС. Различают понятия импульсной и средней мощности. Импульсной мощностью характеризуются колебания передатчика в тот момент, когда он вырабатывает радиоимпульс малой длительности $\tau_{\text{и}}$. Средняя мощность передатчика во столько раз меньше импульсной, во сколько раз длительность импульса меньше периода повторения импульсов:

$$P_{\text{ср}} = \frac{P_{\text{и}}\tau_{\text{и}}}{T_{\text{и}}} = \frac{P_{\text{и}}}{Q}.$$

Параметры импульсов. Длительность импульса $\tau_{\text{и}}$ выбирают на основе компромисса между двумя противоречивыми требованиями. С одной стороны, длительность импульса не может быть очень малой, так как это уменьшает энергию импульса $P_{\text{и}}\tau_{\text{и}}$ при выбранном значении импульсной мощности. С другой стороны, длительность импульса не может быть большой, поскольку при этом ухудшается разрешающая способность РЛС по дальности. В авиационных радиолокаторах длительность импульсов имеет порядок долей—единиц микросекунд.

Частота повторения импульсов является величиной, обратной периоду повторения: $F_{\text{и}} = 1/T_{\text{и}}$. Верхняя граница частоты повторения импульсов определяется тем, что период их повторения не может быть меньше, чем максимальное время запаздывания $t_{\text{з max}}$ отраженных сигналов от целей, находящихся на расстоянии максимальной дальности действия РЛС, т. е. $F_{\text{и}} \leq$

$\leq \frac{c}{2D_{\text{max}}}$. В противном случае отраженные от удаленных на большее расстояние целей импульсы могут поступить после излучения

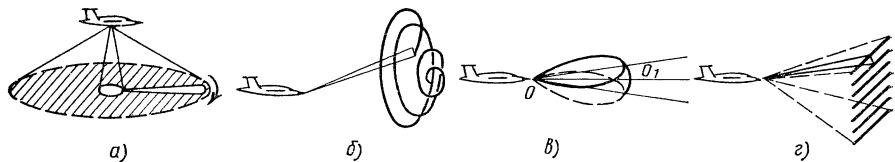


Рис. 1.12. Методы обзора пространства:
 а — круговой; б — спиральный; в — конический; г — строчный

передатчиком следующего зондирующего импульса. Это может привести к неоднозначности отсчета дальности. Однако частота повторения импульсов не может быть и очень малой, так как при большой скорости перемещения луча антенны при обзоре пространства возможен пропуск целей.

Методы обзора пространства. Под обзором пространства понимается последовательное перемещение диаграммы направленности антенны с целью обнаружения объекта в зоне действия РЛС. Обзор пространства производится определенным методом, выбор которого зависит от тактического назначения РЛС и от формы диаграммы направленности ее антенны. Основными методами обзора пространства являются круговой, спиральный, конический и строчный (рис. 1.12).

Круговой метод обзора пространства предполагает такое вращение диаграммы направленности, при котором все ее точки описывают в пространстве окружности (рис. 1.12, а). Этот метод применяется при обзоре земной поверхности самолетными панорамными РЛС, а также при обзоре воздушного пространства наземными и корабельными РЛС обнаружения. При круговом обзоре обычно применяют антенны с узкой диаграммой направленности в горизонтальной плоскости и широкой — в вертикальной плоскости.

При спиральном методе обзора каждая точка диаграммы направленности описывает расходящуюся или сходящуюся спираль (рис. 1.12, б). Спиральный метод обзора применяется для поиска целей самолетными и наземными РЛС в ограниченной области пространства по азимуту и углу места.

При коническом обзоре все точки диаграммы направленности антенны РЛС описывают в пространстве окружности разных радиусов, а ось диаграммы направленности — коническую поверхность (рис. 1.12, в). Особенностью конического метода является то, что при вращении диаграммы направленности создается равносигнальное направление (линия OO_1), с помощью которого можно с высокой точностью определить направление на объект. Кроме того, при этом методе можно определить направление ухода объекта от равносигнальной линии, что открывает большие возможности по созданию устройств автоматического сопровождения объектов по направлению. Последнее широко применяется в самолетных РЛС перехвата и прицеливания.

При строчном методе обзора каждая точка диаграммы направленности прочерчивает горизонтальные или вертикальные линии (строчки) в определенном секторе пространства (рис. 1.12, з). Такой метод используется в самолетных РЛС перехвата и прицеливания, работающих в режиме обзора.

ГЛАВА 2. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ

§ 2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ВЫХОДНЫХ УСТРОЙСТВАХ РЛС

Весьма важным элементом любой РЛС является выходное устройство, предназначенное для преобразования принимаемой радиолокационной информации в форму, удобную для получателя.

Получателем информации может быть человек, вычислительное устройство непрерывного действия или цифровая вычислительная машина дискретного действия.

Если получателем информации является человек, выходное устройство должно преобразовывать электрические сигналы приемника РЛС в сигналы, способные восприниматься органами чувств человека (в основном зрение и слух). Выходные устройства, осуществляющие преобразование электрического сигнала в звуковой или в видимое изображение, получили название индикаторов.

Индикаторы могут быть сигнальными и измерительными. Первые указывают на наличие цели, вторые обеспечивают получение количественного значения координат цели или параметров ее движения.

Если получатель информации — вычислительное устройство непрерывного действия (аналоговый вычислитель) или механизм непрерывного действия, то выходное устройство представляет собой систему автоматического сопровождения целей по измеряемому параметру (дальности, угловым координатам, скорости), которая выдает информацию в виде напряжения или тока, пропорциональных этому параметру.

В автоматизированных радиоэлектронных комплексах радиолокационные станции выполняют роль источника информации, а получателем информации является цифровая вычислительная машина дискретного действия. В этом случае выходное устройство — аппаратура инструментального съема данных, которая представляет информацию о цели в виде кода (обычно двоичного) для непосредственного ввода в блок памяти цифровой вычислительной машины (ЦВМ).

§ 2.2. ИНДИКАТОРНЫЕ УСТРОЙСТВА РЛС. ИНДИКАТОР ДАЛЬНОСТИ

Оконечным прибором индикаторов РЛС в большинстве случаев является электронно-лучевая трубка (ЭЛТ). Это обусловлено возможностью наглядного отображения отметок целей на экране трубки и ее способностью фиксировать быстропротекающие процессы.

Известны два метода индикации сигналов, поступающих с выхода приемника. Если эти сигналы поступают на вертикальную отклоняющую систему трубки, то они изображаются на линии развертки в виде импульсов. Такой индикатор называют индикатором с амплитудной отметкой.

Яркостная отметка применяется в индикаторах, использующих растровый вид развертки. В них светящееся пятно вычерчивает на экране большое число линий, примыкающих одна к другой и занимающих на экране некоторую площадь различной формы: прямоугольной, круглой, секторной. Полученная совокупность линий на поверхности экрана называется растром, отчего развертки подобного типа получили название растровых. Импульсы цели в таких индикаторах подаются на управляющий электрод или катод трубки, в результате чего увеличивается яркость свечения пятен.

По количеству одновременно измеряемых координат индикаторы разделяются на однокоординатные, двухкоординатные и трехкоординатные.

Наиболее широкое применение находят индикаторы следующих типов.

1. Индикатор дальности с линейной разверткой.
2. Индикатор кругового обзора.
3. Индикатор «Дальность — азимут» в прямоугольной системе координат (ДАЗ).
4. Индикатор «Азимут — угол места» в прямоугольной системе координат с дополнительной индикацией третьей координаты — дальности.

Индикатор дальности с линейной разверткой имеет амплитуд-

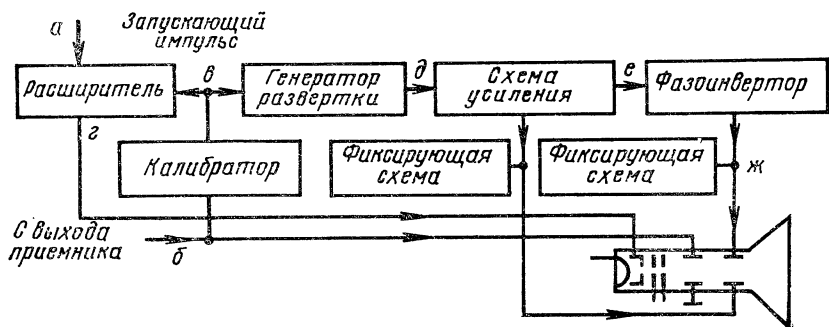


Рис. 2.1. Функциональная схема индикатора дальности

Рис. 2.2. Эпюры напряжений на элементах индикатора дальности

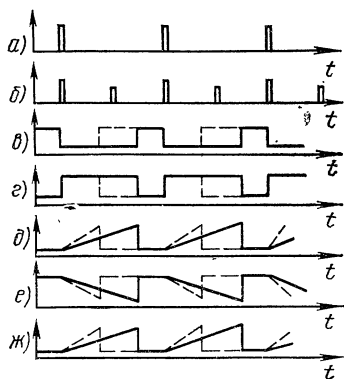
ную отметку и позволяет непосредственно определить лишь одну координату — дальность. Функциональная схема индикатора дальности приведена на рис. 2.1, а эпюры, поясняющие работу ее элементов, — на рис. 2.2.

Остроконечные синхронизирующие импульсы с периодом T_c (рис. 2.2, а) подаются на вход расширителя, в качестве которого чаще всего используется мультивибратор, работающий в ждущем режиме. Расширитель вырабатывает два импульса противоположной полярности (рис. 2.2, в и г), длительность которых τ равна или больше времени запаздывания сигналов в данном диапазоне дальности РЛС. Импульс отрицательной полярности (рис. 2.2, в) запускает генератор пилообразного напряжения (генератор развертки). В качестве генераторов развертки в радиолокационных индикаторах используются либо схема, основанная на заряде конденсатора с очень большой постоянной времени с последующим усилением почти линейного напряжения малой амплитуды, либо схемы с линеаризацией напряжения на зарядной емкости за счет применения обратной связи.

Генератор развертки вырабатывает импульс пилообразной формы (рис. 2.2, д и е), той же длительности, что и импульс расширителя. После усиления напряжения развертки в усилителе оно подается на одну из пластин горизонтального отклонения трубки и на вход фазоинвертора. С выхода фазоинвертора напряжение развертки, имеющее обратную полярность (рис. 2.2, ж), подается на вторую пластину горизонтального отклонения ЭЛТ. Применение фазоинвертора обеспечивает симметричное питание отклоняющих пластин, устраняющее искажения изображения и неравномерность фокусировки линии развертки по ее длине.

Под воздействием напряжения развертки и сигналов с выхода приемника (рис. 2.2, б) на экране образуется электронная амплитудная отметка, позволяющая при наличии градуировочной шкалы отсчитывать дальность до цели. Шкала дальности может быть либо механической (нанесена на защитном стекле трубки), либо электронной. В случае необходимости механическая шкала калибруется масштабными калибрационными импульсами, которые на время калибровки поступают на пластины вертикального отклонения ЭЛТ.

На время нерабочего хода развертки трубка запирается постоянным отрицательным напряжением. Этим обеспечивается устранение отметок шумов и ложных отметок целей, сигналы которых приходят во время обратного хода развертки. На время



рабочего хода развертки трубка отпирается положительными импульсами расширителя (рис. 2.2 з). Развертка дальности совершается с частотой следования зондирующих импульсов. Эта частота достаточно большая, и яркость пятна получается значительной даже при небольшой плотности электронного пучка. Поэтому не требуется большого послесвечения экрана.

§ 2.3. ИНДИКАТОРЫ КРУГОВОГО ОБЗОРА (ИКО)

Исходя из назначения к некоторым радиолокационным станциям предъявляется требование одновременного наблюдения за всеми целями, находящимися вокруг РЛС в пределах ее дальности действия. Такое требование предъявляется, например, к самолетным РЛС обзора земной поверхности и бомбоприцелам, к наземным РЛС обнаружения и целеуказания. Отметки целей в виде светящихся пятен должны размещаться вокруг центра экрана — воображаемого места расположения РЛС. Такие индикаторы получили название индикаторов кругового обзора.

Используемая в ИКО радиально-круговая развертка получается равномерным синхронным с движением антенны РЛС вращением радиальной развертки дальности относительно центра экрана.

Радиально-круговую развертку можно получить двумя способами:

1) питая отклоняющую катушку пилообразным током одинаковой амплитуды и полярности и вращая механически катушку отклонения на горловине трубки синхронно с вращением антенны РЛС посредством сельсинной передачи;

2) питая неподвижную отклоняющую систему, состоящую из двух катушек, расположенных взаимно перпендикулярно (рис. 2.3), токами пилообразной формы, промодулированными по амплитуде напряжением с частотой вращения антенны со сдвигом по фазе на 90° .

Наибольшее распространение в современных РЛС получил

второй способ. Его функциональная схема приведена на рис. 2.4, а эпюры напряжений и токов на его элементах — на рис. 2.5. Остроконечные синхронизирующие импульсы с периодом T_c (рис. 2.5, а) подаются на вход расширителя. Пилообразное напряжение развертки по дальности формируется таким же образом, как и для индикатора дальности. Отличие состоит в том, что на

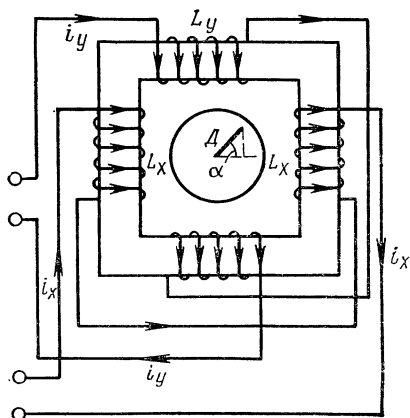


Рис. 2.3. Неподвижная отклоняющая система ИКО

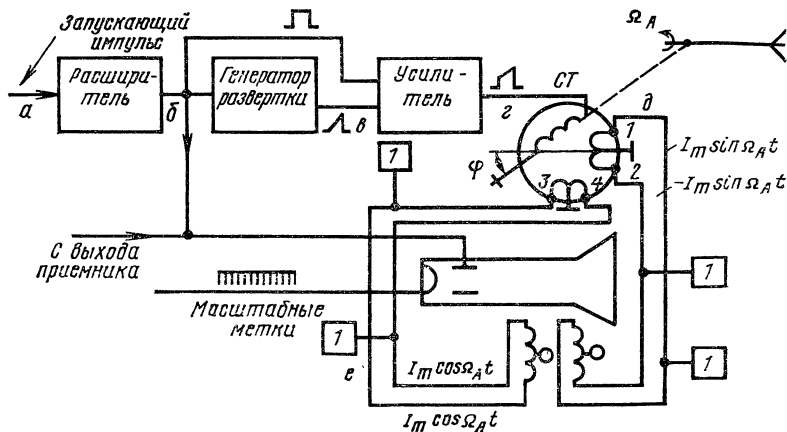


Рис. 2.4. Функциональная схема ИКО с неподвижной отклоняющей системой:
1 — фиксирующая схема

входе усилителя пилообразное напряжение (рис. 2.5, в) накладывается на импульсы расширителя той же длительности (рис. 2.5, б). В результате образуется напряжение трапецеидальной формы (рис. 2.5, г). Необходимость такой формы напряжения объясняется тем, что в ИКО обычно используются ЭЛТ с магнитным отклонением. В таких трубках отклонение электронного пучка прямо пропорционально току в отклоняющих катушках. Поэтому ток должен изменяться по пилообразному закону. Для получения такого тока необходимо подводить к отклоняющим катушкам напряжение трапецеидальной формы. Потенциал управляющих сеток ламп усилителей фиксируется специальной схемой в промежутках между развертками. Поэтому начальный ток в катушках постоянен, и развертка начинается всегда из одной точки экрана.

Нагрузкой усилителя является трансформатор СТ, вращающаяся. Пилообразный ток, протекающий в такие же по форме токи в двух старторных обмотках, расположенных под углом 90° . Статорные обмотки соединены с отклоняющими катушками 1, 2 и 3, 4. Когда роторная обмотка отклонена на угол φ относительно горизонтальной оси, амплитуда пилообразного тока в катушках 1 и 2 пропорциональна

роторная обмотка сельсин-синхронно с антенной РЛС. роторной обмотке, наводит

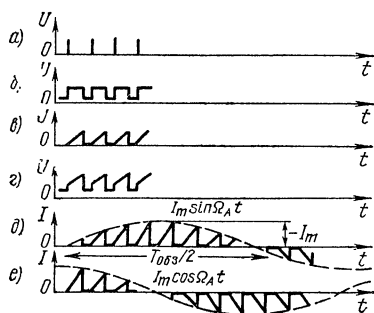


Рис. 2.5. Эпюры напряжений и токов на элементах ИКО

$\sin \varphi$, а в катушках 3 и 4 — $\cos \varphi$. При вращении антенны $\varphi = \Omega_A t$ и огибающие амплитуд токов в отклоняющих катушках пропорциональны соответственно $U_m \sin \Omega_A t$ и $U_m \cos \Omega_A t$ (рис. 2.5, д, е). Под действием этих токов образуется вращающийся магнитный поток. Поэтому радиальная линия развертки на экране вращается синхронно с антенной и указывает текущее направление максимума излучения антенны.

Сигналы с выхода приемника подаются на управляющий электрод трубки и дополнительно засвечивают экран в момент своего появления. Азимут цели определяется по направлению радиуса, проходящего через отметку цели. Для этого по окружности экрана располагается лимб, разделенный на 360° . Дальность цели определяется длиной радиуса до отметки данной цели с помощью масштабных меток, создаваемых электронным путем. Для этого на катод ЭЛГ подаются калибрационные импульсы отрицательной полярности. Они вызывают на экране появление концентрических светящихся окружностей, расстояния между которыми соответствуют заданному числу километров (обычно 2, 10, 20 км). В индикаторах кругового обзора применяются трубки с длительным послесвечением с тем, чтобы изображение цели не исчезло с экрана до следующего облучения ее антенной. Таким образом, при вращении антенны на экране наблюдаются отметки всех целей, находящихся в зоне видимости РЛС.

Для укрупнения масштаба по дальности и азимуту иногда применяется секторная развертка со смещением точки начальной дальности к краю экрана (рис. 2.6, а) или даже за пределы экрана (рис. 2.6, б). Смещение начала развертки достигается подачей постоянного отрицательного напряжения на катушку вертикального отклонения.

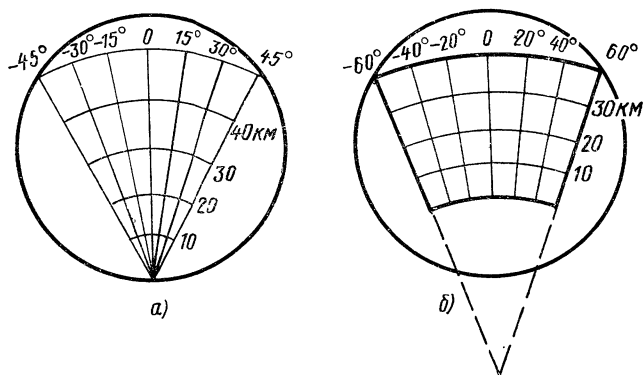


Рис. 2.6. ИКО со смещенным центром (а) и полярным растром (б)

§ 2.4. ИНДИКАТОРЫ ДАЛЬНОСТИ И АЗИМУТА (ДАЗ)

Индикаторы ДАЗ в прямоугольных координатах предназначены для отображения радиолокационной картины, наблюдаемой РЛС в сравнительно небольшом объеме пространства, а также для измерения дальности и азимута обнаруженных целей.

В индикаторе (рис. 2.7) применена магнитная трубка с неподвижной отклоняющей системой. Развертка осуществляется за счет работы двух основных каналов — схем развертки по дальности и по азимуту.

Развертка луча дальности (по вертикали) производится воздействием на вертикальные отклоняющие катушки пилообразных импульсов тока. Для создания растровой развертки вертикальную линию дальности необходимо перемещать слева направо. Это достигается подачей на горизонтально отклоняющие катушки азимутальных пилообразных импульсов тока сравнительно большой длительности (рис. 2.8, б), причем ток азимутальных импульсов является функцией (линейной или синусоидальной) угла поворота антенны по азимуту. Импульсы цели с выхода приемника подводятся к управляющему электроду трубки, вызывая более яркое свечение строчки в месте, соответствующем положению цели.

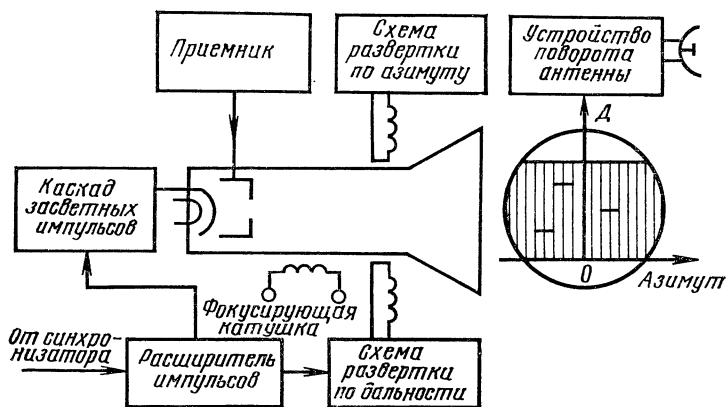


Рис. 2.7. Функциональная схема индикатора ДАЗ

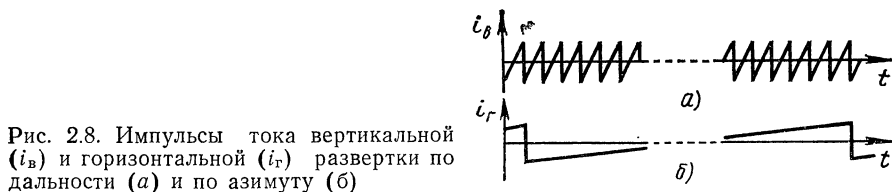


Рис. 2.8. Импульсы тока вертикальной (i_v) и горизонтальной (i_r) развертки по дальности (а) и по азимуту (б)

Антенна может совершать как круговой, так и секторный обзор. При круговом обзоре для развертки по азимуту используется часть напряжения генератора, соответствующая заданному сектору обзора. В качестве датчика в генераторе азимутальной развертки могут быть использованы переменный конденсатор, круговой потенциометр или сельсины.

Преимуществом индикатора ДАЗ по сравнению с ИКО является большая разрешающая способность по азимуту, достигаемая за счет уменьшения сектора обзора.

§ 2.5. ИНДИКАТОР АЗИМУТ — УГОЛ МЕСТА (АЗУМ)

Индикатор азимут — угол места позволяет производить отсчет двух угловых координат: азимута и угла места в прямоугольной системе координат, т. е. отображает радиолокационную обстановку в вертикальной плоскости (рис. 2.9, а). Электронный луч в трубке индикатора АЗУМ повторяет движение луча антенны в пространстве. Положение электронного луча на индикаторе зависит от соотношения напряжений, действующих на отклоняющих катушках или пластинах электронно-лучевой трубки. Эти напряжения подаются, например, от потенциометров угла места и азимута. Движки этих потенциометров механически связаны с антенной. Когда луч антенны направлен на цель, отраженный от нее импульс с выхода приемника подается на управляющий электрод трубки, вызывая появление на экране яркостной отметки. Отметка указывает угловые координаты цели относительно оси сектора обзора.

Разновидностью такого индикатора является индикатор с условной меткой, позволяющей ориентировочно определить третью координату — дальность (рис. 2.9, б). Отметка от цели может иметь горизонтальные черточки — крылья. По величине размаха крыльев можно приблизительно судить о дальности до цели. Чем ближе цель, тем больше размах крыльев, т. е. размах крыльев приблизительно обратно пропорционален дальности. На горизонтальном диаметре экрана таких индикаторов наносится грубая шкала дальности, с которой сопоставляется размах крыльев для отсчета расстояния.

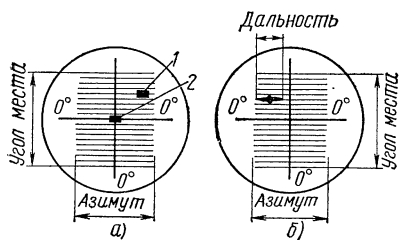


Рис. 2.9. Изображение цели на экране индикатора АЗУМ:

а — отметка в виде пятна; б — отметка в виде пятна с крыльями; 1 — первая цель; 2 — вторая цель

§ 2.6. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА РЛС ДЛЯ НЕПРЕРЫВНОГО СЛЕЖЕНИЯ ЗА ЦЕЛЬЮ. ПРИНЦИП АВТОМАТИЧЕСКОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ПО ДАЛЬНОСТИ

Автоматическое сопровождение цели по какой-либо координате заключается в непрерывном определении данной координаты выбранной цели, причем процесс определения координаты полностью автоматизирован. Автоматическое сопровождение цели необходимо для освобождения человека от ряда утомительных операций, а также обеспечения требуемого быстродействия РЛС и повышения точности измерения координат цели. В авиационных РЛС автоматическое сопровождение цели может производиться по дальности, угловым координатам и скорости.

Система автоматического сопровождения по дальности (АСД) обеспечивает непрерывное и точное определение дальности до движущихся целей и автоматическое слежение по дальности. Кроме того, система также преобразует дальность сопровождаемой цели в электрические сигналы, которые могут использоваться для решения задач стрельбы по движущимся целям. В таких устройствах входной величиной измерителя является дальность, задаваемая в виде времени запаздывания отраженного от цели сигнала относительно зондирующего импульса передатчика. Функциональная схема устройства АСД и временные процессы, происходящие в его элементах, изображены на рис. 2.10.

Работа устройства АСД начинается после подачи синхронизирующих импульсов (рис. 2.10, *а*) на вход генератора импульсов задержки, представляющего собой фантастрон. Под их воздействием фантастрон вырабатывает импульсы (рис. 2.10, *б*), длительность которых может меняться в зависимости от величины сигнала управляющего устройства. В момент, соответствующий временному положению заднего фронта импульса задержки, запускается генератор следящих импульсов. Этот генератор вырабатывает пару одинаковых по длительности импульсов, смещенных во времени на величину их длительности (рис. 2.10, *в* и *г*) и называемых стробирующими импульсами (стробами).

Стробирующие импульсы могут быть получены, например, с помощью блокинг-генератора и линии задержки.

Оба стробирующих импульса подаются на вход временного различителя в целях измерения рассогласования временного положения отраженного сигнала и этих импульсов. Электрическая схема одного из временных различителей изображена на рис. 2.11.

Представленная схема является разновидностью балансного детектора, на каждое плечо которого подаются один из стробирующих $U_{с.и1}$ и отраженный $U_{отр}$ импульсы. При раздельном их воздействии диоды заперты напряжением U_0 , и ток в нагрузочных резисторах $R1$ и $R2$ отсутствует, а значит, отсутствуют также и выходные напряжения. Отпираются диоды лишь при одновременном воздействии на плечи временного различителя напряжений

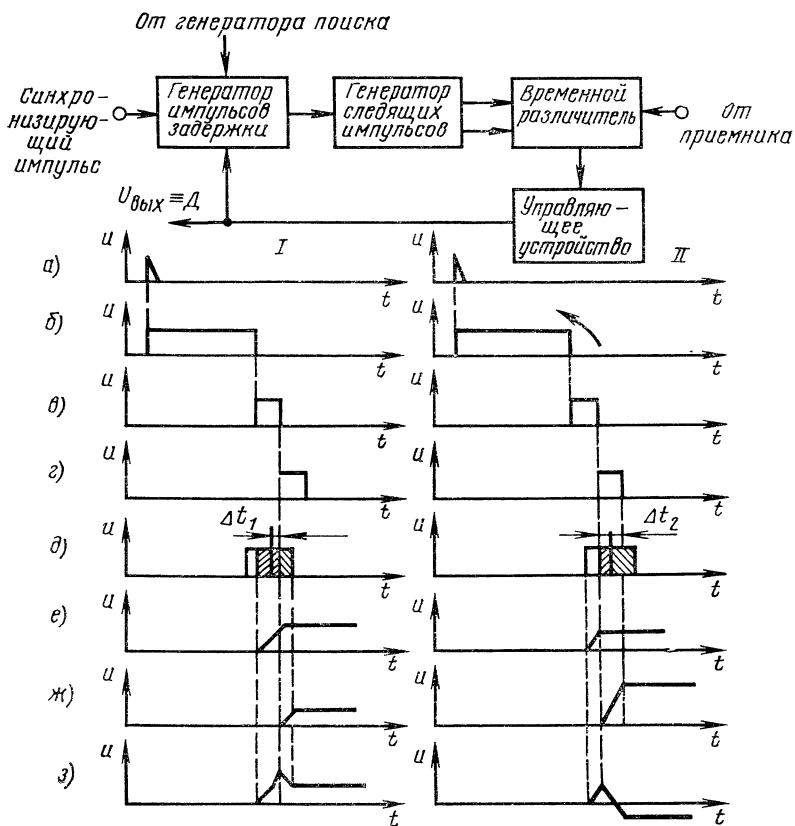


Рис. 2.10. Функциональная схема устройства автоматического сопровождения цели по дальности и эпюры напряжений в нем

стробирующих и отраженных импульсов, когда их суммарная величина превышает напряжение U_0 .

Выходное напряжение различителя также нулевое и при симметричном размещении отраженного относительно стробирующих импульса. Если же отраженный импульс смещен относительно оси симметрии стробирующих импульсов, например, влево и временное рассогласование равно Δt_1 (рис. 2.10, дI), то верхний диод Д1 (рис. 2.11) открыт в течение большего времени, нежели нижний диод Д2. Это означает, что конденсатор С1 зарядится

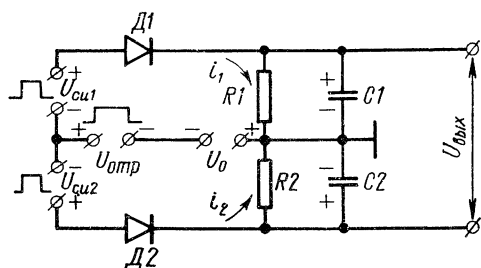


Рис. 2.11. Принципиальная схема временного различителя

до большего напряжения (рис. 2.10, еI), чем конденсатор С2 (рис. 2.10, жI). Выходное напряжение (рис. 2.11), равное разности напряжений на конденсаторах $U_{\text{вых}} = U_{C1} - U_{C2}$, окажется положительной полярности.

В случае смещения отраженного сигнала вправо относительно оси симметрии стробирующих импульсов (рис. 2.10, дII) соотношение напряжений на конденсаторах изменится ($U_{C1} < U_{C2}$) и создается выходное напряжение отрицательной полярности (рис. 2.10, зII). Таким образом, направление смещения отраженного импульса относительно оси симметрии стробирующих импульсов определяет полярность выходного напряжения различителя, а величина смещения — его амплитуду.

Выходное напряжение временного различителя подается на управляющее устройство, назначением которого является формирование сигналов для управления положением стробирующих импульсов на временной оси. В большинстве случаев в качестве управляющих устройств используются интегрирующие схемы. Интегрирующие устройства в системах АСД применяются для преобразования импульсных сигналов в плавно изменяющееся управляющее напряжение и для запоминания дальности до цели при кратковременном пропадании отраженных сигналов. Напряжение с выхода интегратора, воздействуя на генератор импульсов задержки, изменяет длительность импульсов фантастрона, что приводит к изменению временного положения стробирующих импульсов. Временное рассогласование при этом уменьшается и после отработки следящей системы стремится к нулю. В итоге длительность импульса задержки и выходное напряжение управляющего устройства оказываются пропорциональны измеряемой дальности и используются для индикации дальности или для обеспечения работы вычислительных устройств непрерывного действия.

При внезапном пропадании отраженного сигнала или очень большом временном рассогласовании стробов и отраженного сигнала схема переходит в режим поиска. Режим поиска характеризуется тем, что длительность импульса задержки непрерывно меняется от своего минимального до максимального значения и наоборот, обеспечивая непрерывное перемещение стробов по всей временной оси в пределах дальности РЛС. Режим поиска осуществляется воздействием на фантастрон сигналов, поступающих от специального генератора поиска. Последний формирует периодическое линейно возрастающее (пилообразное) напряжение. Прекращается поиск после совмещения отраженного импульса хотя бы с одним из стробирующих импульсов, и система АСД переходит в режим слежения.

§ 2.7. ПРИНЦИП АВТОМАТИЧЕСКОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ЦЕЛИ ПО НАПРАВЛЕНИЮ (ОДНОКАНАЛЬНАЯ СИСТЕМА)

Автоматическое сопровождение цели по направлению (АСН) означает непрерывное измерение текущих значений угло-

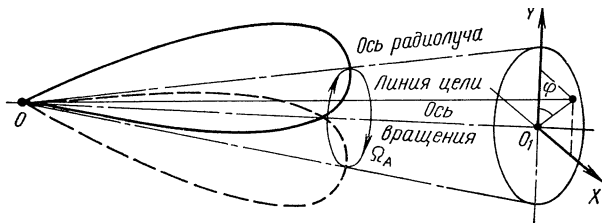


Рис. 2.12. Конический обзор пространства

вых координат выбранной цели. Системы АСН делятся на одноканальные и многоканальные.

В радиолокации наиболее широко распространен одноканальный метод АСН с использованием конического обзора пространства, при котором ось диаграммы направленности антенны описывает в пространстве коническую поверхность (рис. 2.12). Конический обзор совершается вращением облучателя, смещенного относительно фокуса неподвижного зеркала, или вращением зеркала антенны, смещенного относительно неподвижного облучателя. В направлении оси вращения образуется равносигнальное направление. Система АСН обеспечивает непрерывное совмещение равносигнального направления с линией, проходящей через РЛС и цель.

Обычно за период вращения луча антенны посылаются не менее 20—40 импульсов. Амплитуды отраженных от цели и принимаемых сигналов зависят от положения цели относительно равносигнального направления, т. е. сигналы на входе приемника имеют амплитудную модуляцию с частотой вращения антенны Ω_A . На рис. 2.13 показан характер сигналов на выходе приемника для различных случаев расположения целей относительно равносигнальной зоны.

Если цель находится на оси вращения (точка 1), то амплитуды принимаемых сигналов не меняются (рис. 2.13, а). При отклонении цели от равносигнального направления по углу места (точка 2) или по азимуту (точка 4) амплитуды импульсов изменяются по синусоидальному закону с частотой Ω_A . Глубина модуляции пропорциональна отклонению цели от равносигнального направления (рис. 2.13, б и в для случаев расположения цели в точках 2 и 3). Фаза огибающей определяет направление отклонения цели. Изменение фазы огибающей импульсов для различных положений цели можно проследить по диаграммам на рис. 2.13, б, г и д, соответствующих точкам 2, 4 и 5. За начало отсчета угла φ принят момент прохождения диаграммой направленности крайне верхнего положения (точка 2).

Функциональная схема АСН приведена на рис. 2.14. Если цель отклонена от равносигнального направления, то принимаемые сигналы имеют амплитудную модуляцию (рис. 2.15). Огибающая импульсов выделяется с помощью особого детектора. Полученный

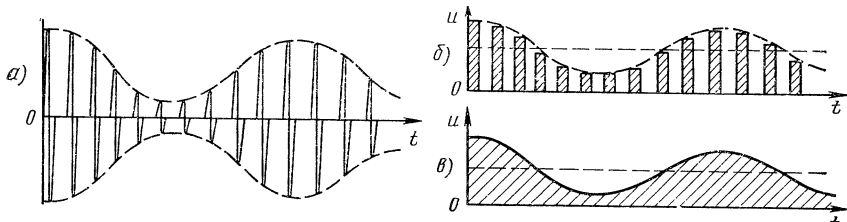


Рис. 2.15. Эпюры напряжений в элементах АСН:

а — сигналы на входе приемника, б — сигналы на выходе приемника, в — сигналы на выходе детектора сигнала ошибки

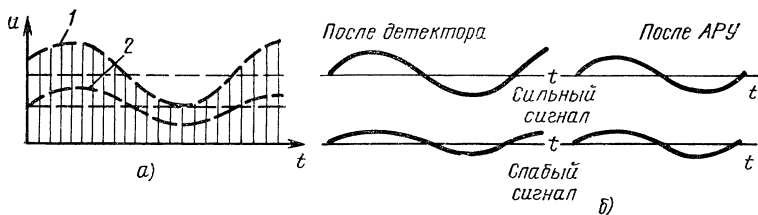


Рис. 2.16. Изменение амплитуды сигналов при изменении дальности:

1 — огибающая сигнала с амплитудой U_c ; 2 — огибающая сигнала с амплитудой $U_c/2$

усилителя сигнала ошибки обратно пропорционально среднему значению сигнала ошибки (рис. 2.16, б).

Сигнал ошибки имеет вид гармонической функции:

$$u_{c.o} = U_0 \cos(\Omega_A t - \varphi). \quad (2.1)$$

Устройство слежения за целью должно управлять антенной так, чтобы сигнал ошибки был равен нулю, т. е. совмещать ось равносигнального направления с направлением на цель. Антенна управляется электродвигателями, поворачивающими ее в плоскостях азимута и угла места. Для управления этими двумя двигателями сигнал ошибки необходимо разложить на две ортогональные составляющие, пропорциональные отклонению цели от равносигнального направления по азимуту и углу места отдельно. Операция разложения производится с помощью двух фазовых детекторов, на которые подается сигнал ошибки и два опорных напряжения (синусоидальной или прямоугольной формы), имеющих ту же частоту, что и сигнал ошибки, и отличающихся друг от друга по фазе на 90° :

$$U_{оп.аз} = k \sin \Omega_A t; \quad U_{оп.угл} = k \cos \Omega_A t. \quad (2.2)$$

В фазовых детекторах сигнал ошибки перемножается с опорным сигналом. В итоге получаем

$$U_{аз} = k_\phi U_0 \cos(\Omega_A t - \varphi) \sin \Omega_A t = k_\phi \frac{U_0}{2} [\sin \varphi - \sin(2\Omega_A t - \varphi)];$$

$$U_{y.m} = k_{\phi} U_0 \cos(\Omega_{\Delta} t - \varphi) \cos \Omega_{\Delta} t = k_{\phi} \frac{U_0}{2} [\cos \varphi + \cos(2\Omega_{\Delta} t - \varphi)],$$

где k_{ϕ} — коэффициент передачи фазового детектора.

С помощью фильтров выделяется постоянная составляющая за период модуляции, поэтому вторые слагаемые исчезают и на выходе детекторов получаются управляющие напряжения по азимуту и углу места:

$$U_{аз} = k_{\phi} U_0 \sin \varphi; \quad U_{y.m} = k_{\phi} U_0 \cos \varphi, \quad (2.3)$$

которые после усиления управляют соответствующими двигателями. Угловые координаты цели определяются по положению антенны.

На рис. 2.17 представлена упрощенная схема фазового детектора для одного из каналов (канала азимута). Работа фазового детектора поясняется временными диаграммами, показанными на рис. 2.18.

Нагрузкой фазового детектора являются резисторы R_1 и R_2 , на которых с помощью сглаживающих фильтров R_1C_1 и R_2C_2 выделяются постоянные составляющие U_{R_1} и U_{R_2} , равные средним значениям напряжений на R_1 и R_2 за период опорного напряжения.

Выходное напряжение детектора равно

$$U_{вых} = U_{R_1} - U_{R_2}.$$

При отсутствии сигнала ошибки и открытых лампах Л1 и Л2

$$U_{R_1} = U_{R_2} = 0.$$

Если цель отклонилась по азимуту вправо от равносигнального направления (точка A на рис. 2.18), то $U_{R_1} = U_0 + \Delta U_0$, а $U_{R_2} = U_0 + \Delta U_0$ и $U_{вых} = 2\Delta U_0$ (рис. 2.18, a), где ΔU_0 — среднее значение приращения напряжения на нагрузке за период.

При отклонении цели влево (в точку B) $U_{R_1} = U_0 - \Delta U_0$, $U_{R_2} = U_0 + \Delta U_0$ и $U_{вых} = -2\Delta U_0$ (рис. 2.18, b).

При отклонении цели только по углу места (точка B) $\Delta U_0 = 0$; $U_{R_1} = U_{R_2}$ и $U_{вых} = 0$ (рис. 2.18, $в$).

Аналогично работает фазовый детектор канала угла места.

При отклонении цели от равносигнального направления одновременно по углу места и по азимуту (в точку Γ) на выходе фазовых детекторов каждого из каналов вырабатываются управляющие напряже-

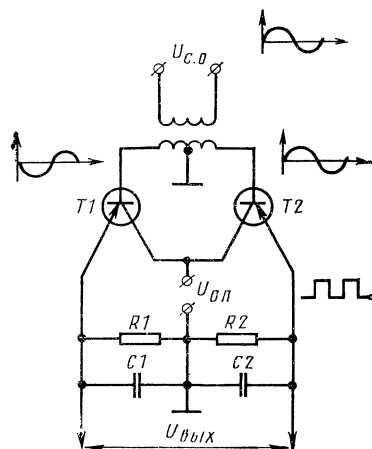


Рис. 2.17. Упрощенная схема фазового детектора

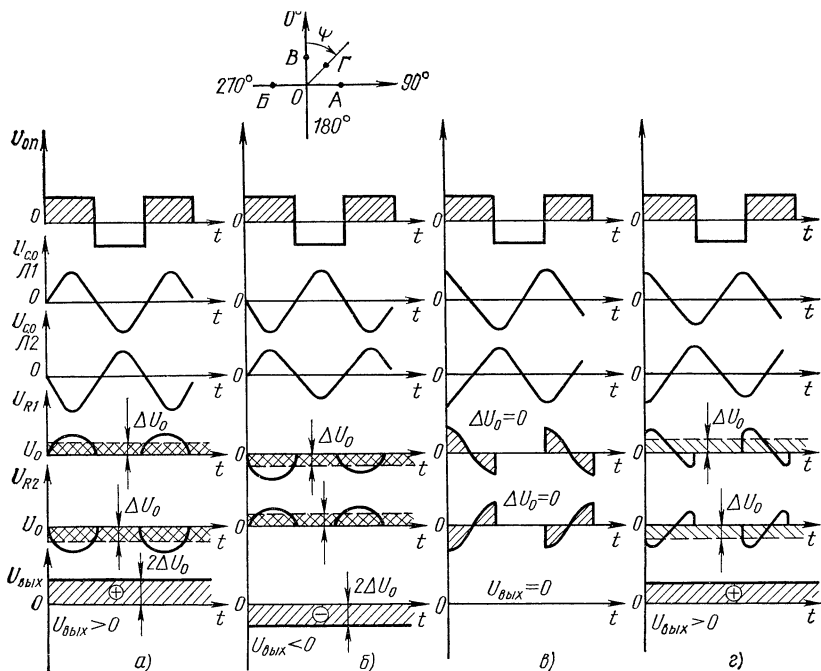


Рис. 2.18. Временные диаграммы фазового детектора:

а — отклонение OA $\varphi=90^\circ$; **б** — отклонение OB $\varphi=270^\circ$; **в** — отклонение OB $\varphi=0^\circ$; **г** — отклонение OG $\varphi=45^\circ$; $U_{оп}$ — опорное напряжение азимута; $U_{с.о.}$ — сигнал ошибки

ния (рис. 2.18, г), воздействующие на соответствующие двигатели.

Преимуществом одноканального метода автосопровождения по направлению является относительная простота его технической реализации. К недостаткам метода относятся влияние флуктуаций принимаемого сигнала (на частоте вращения антенны Ω_A) на точность автосопровождения и плохая помехозащищенность, заключающаяся в том, что создание умышленного излучения радиоволн, промодулированных частотой Ω_A , может вызывать отклонение антенны даже при отсутствии сигнала ошибки. Это приводит либо к уменьшению точности, либо к полному срыву автосопровождения.

§ 2.8. МОНОИМПУЛЬСНЫЕ СИСТЕМЫ АСН

Моноимпульсные системы АСН имеют несколько каналов и используют метод одновременного сравнения. В таких системах даже один принятый импульс дает полную информацию об угловом положении цели, поэтому их называют моноимпульсными. Так как при одновременном сравнении требуется как минимум два самостоятельных канала в азимутальной плоскости и два канала

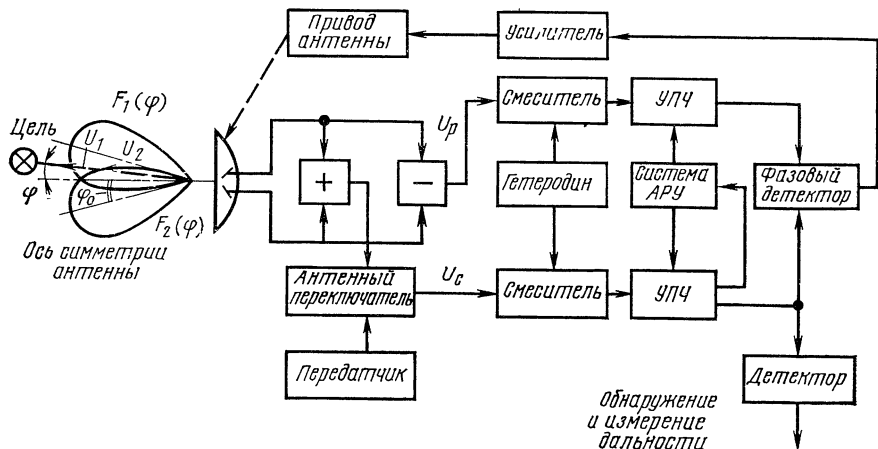


Рис. 2.19. Функциональная схема амплитудной суммарно-разностной моноимпульсной системы

в плоскости угла места, то моноимпульсные РЛС являются многоканальными.

На рис. 2.19 приведена функциональная схема амплитудной моноимпульсной системы АСН с суммарно-разностной обработкой сигналов для одного азимутального канала. В такой системе угол отклонения цели от равносигнального направления определяется по сумме и разности амплитуд сигналов, принятых разными облучателями. Диаграммы направленности $F_1(\varphi)$ и $F_2(\varphi)$ получают с помощью этих облучателей, места расположения которых смещены в стороны от фокуса рефлектора. Эти диаграммы пересекаются, образуя равносигнальную плоскость для измерения азимута целей.

Суммирование и вычитание сигналов производится в суммарно-разностном преобразователе, который конструктивно выполнен как кольцевой волноводный мост (рис. 2.20) с четырьмя отводами.

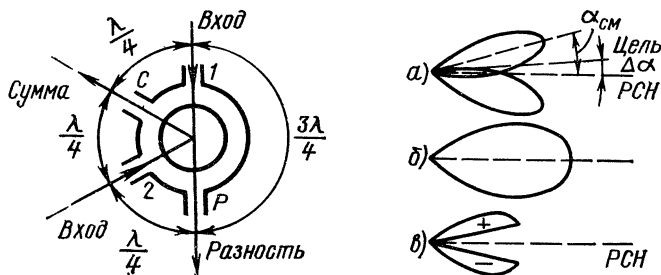


Рис. 2.20. Кольцевой волноводный мост

Рис. 2.21. Диаграммы направленности:

а — две отдельные диаграммы; б — суммарная диаграмма; в — разностная диаграмма

Сигналы с выхода антенны поступают на входы 1 и 2. К отводу C сигналы приходят в фазе, так как расстояния между отводами 1— C и 2— C одинаковы. Поэтому в отводе C образуется сумма сигналов. К отводу P сигналы приходят в противофазе, поскольку разность расстояний 1— P и 2— P равна $\lambda/2$ и, следовательно, сигналы вычитаются. Разностный сигнал имеет фазу того сигнала, у которого больше амплитуда на входе. На рис. 2.21 показаны разностная и суммарная диаграммы направленности. Сравнение фаз разностного и суммарного напряжений позволяет определить сторону отклонения цели от равносигнального направления.

При отклонении цели на угол φ (см. рис. 2.19) от равносигнального направления на входе системы образуются два высокочастотных сигнала:

$$U_1 = kF(\varphi_0 - \varphi) \cos \omega_0 t; \quad U_2 = kF(\varphi_0 + \varphi) \cos \omega_0 t,$$

где F — аналитическое выражение диаграммы направленности.

После суммирования и вычитания сигналов получаются два напряжения: $U_c = U_1 + U_2$ и $U_p = U_1 - U_2$, которые поступают соответственно в суммарный и разностный каналы, где преобразуются и усиливаются, а затем с выхода УПЧ подаются на фазовый детектор. На вход фазового детектора воздействуют напряжения

$$U_c = k_c [F(\varphi_0 - \varphi) + F(\varphi_0 + \varphi)] \cos(\omega_{\text{пр}} t + \psi_c); \quad (2.4)$$

$$U_p = k_p [F(\varphi_0 - \varphi) - F(\varphi_0 + \varphi)] \cos(\omega_{\text{пр}} t + \psi_p),$$

где k_c и k_p — коэффициенты передачи суммарного и разностного каналов; $\omega_{\text{пр}}$ — промежуточная частота; ψ_c и ψ_p — фазовые сдвиги в суммарном и разностном каналах.

На выходе фазового детектора образуется управляющее напряжение

$$U_{\text{вых.ф.д}} = k_{\text{ф.д}} U_c U_p,$$

из которого с помощью фильтра выделяется постоянная составляющая

$$U_{\text{вых}} = k_c k_p k_{\text{ф.д}} [F^2(\varphi_0 + \varphi) - F^2(\varphi_0 - \varphi)] \cos(\psi_c - \psi_p).$$

Раскладывая сомножитель в квадратных скобках в ряд Тейлора и ограничиваясь первыми двумя членами разложения, получаем окончательное выражение для пеленгационной характеристики системы:

$$U_{\text{вых}} = 4k_c k_p k_{\text{ф.д}} F(\varphi_0) \left| \frac{dF(\varphi)}{d\varphi} \right|_{\varphi=0} \varphi \cos(\psi_c - \psi_p), \quad (2.5)$$

Как следует из (2.5), при $\varphi=0$ (равносигнальное направление) $U_{\text{вых}}=0$. При отклонении от равносигнального направления ($\varphi \neq 0$) появляются видеоимпульсы той или иной полярности в зависимости от стороны отклонения. Нуль пеленгационной характеристики не зависит от коэффициентов усиления каналов. Изменение

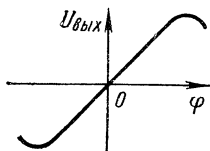


Рис. 2.22. Пеленгационная характеристика моноимпульсной системы

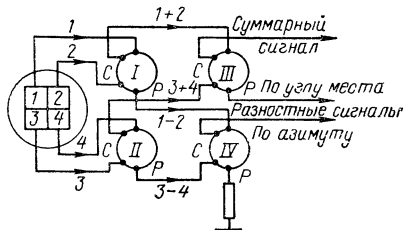


Рис. 2.23. Амплитудная суммарно-разностная система для определения двух координат

усиления каналов изменяет лишь крутизну пеленгационной характеристики (рис. 2.22).

Суммарный и разностный каналы приеника независимы. Суммарный сигнал используется как опорный, а также для обнаружения цели и измерения дальности (работы системы АСД). Разностный сигнал позволяет выделить сигнал ошибки, который после усиления используется для автоматического сопровождения цели по азимуту. Для исключения зависимости сигнала ошибки от других факторов, кроме угла рассогласования, применена система автоматической регулировки усиления. Так как в моноимпульсных системах информация о направлении цели может быть получена от одного импульса, то АРУ должна быть весьма быстродействующей (БАРУ).

При излучении высокочастотной энергии импульс передатчика подводится к отводу *C* (см. рис. 2.20). В отводах 1 и 2, к которым подключаются антенны, сигналы имеют одинаковые фазы и амплитуды, т. е. для излучения используется суммарная диаграмма направленности.

Для пеленгации в двух плоскостях необходимо создавать четыре луча, четыре суммарно-разностных волноводных моста, два фазовых детектора и дополнительный канал разностной обработки (рис. 2.23).

В канал обнаружения и измерения дальности поступает суммарный сигнал (1+2+3+4) всех четырех антенн. Суммирование производится с помощью I, II и III волноводных мостов. Этот сигнал является одновременно опорным для каналов азимута и угла места. Разностный сигнал по углу места образуется сложением сигналов соседних лучей и вычитанием суммы сигналов двух остальных лучей, т. е. (1+2) — (3+4). В азимутальной плоскости образуется сумма разностей (1—2) + (3—4), которая равна разности сумм (1+3) — (2+4). Разностный отвод IV волноводного моста не используется и нагружается на поглощающую нагрузку.

Моноимпульсные системы могут быть не только амплитудными, но и фазовыми. В последнем случае сравниваются фазы принимаемых сигналов.

Работа систем автоматического сопровождения по скорости (АСС) основана на измерении частоты Доплера. Измеритель доплеровской частоты является частотным или фазовым детектором. По этому признаку различают схемы частотной автоподстройки частоты (ЧАП) и фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ).

Примером ЧАП может служить схема автоподстройки частоты приемника (АПЧ), компенсирующая уход частоты сигнала или гетеродина автоматическим изменением частоты гетеродина с тем, чтобы промежуточная частота $f_{пр} = f_c - f_r$ поддерживалась постоянной.

В схеме ФАПЧ производится автослежение за фазой сигнала, а также изменением частоты управляемого гетеродина. Это возможно потому, что частота и фаза сигнала связаны между собой линейно. К фазовому детектору (рис. 2.24, а) подводятся напряжения сигнала U_c и следящего гетеродина $U_{с.г.}$. Характеристика фазового детектора такова (рис. 2.24, б), что при сдвиге фаз между напряжениями сигнала и гетеродина напряжение на выходе фазового детектора $U_{ф.д.}$ служит сигналом ошибки для автоматического слежения за фазой сигнала. Сглаживающий фильтр нижних частот включен между фазовым детектором и управляющим элементом, чтобы последний реагировал только на медленные изменения частоты и фазы сигнала и не реагировал на быстрые флюктуационные изменения. Управляющим элементом служит реактивная лампа, варикап или другой элемент, изменяющий частоту следящего гетеродина на величину Δf_c при воздействии управляющего сигнала $U_{упр.}$. В результате сигнал ошибки становится нулевым, а частота гетеродина $f_{с.г.}$ совпадает с частотой сигнала f_c . Так как при сопровождении движущихся целей f_c изменяется на величину доплеровской частоты, то управляющее напряжение $U_{упр.}$ или частота следящего гетеродина $f_{с.г.}$ является аналогом радиальной скорости цели.

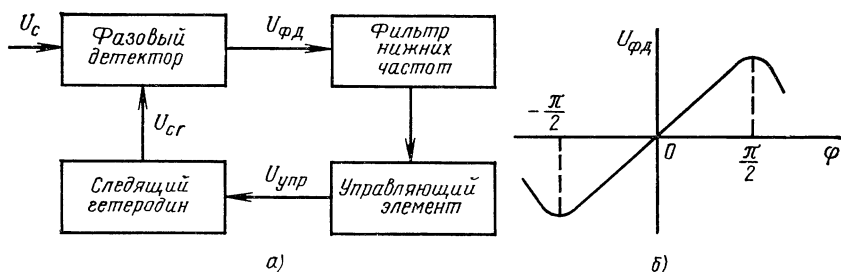


Рис. 2.24. Функциональная схема (а) и характеристика дискриминатора (б) системы АСС с ФАПЧ

§ 2.10. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ СОПРЯЖЕНИЯ С ЦИФРОВЫМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫМИ МАШИНАМИ

Значительное увеличение скорости и высоты полета современных самолетов, применение новых видов вооружения заставили повысить требования к системам обнаружения целей, скорости и точности выработки необходимых данных. Эти требования настолько высоки, что при использовании обычных методов индикации и аналоговых вычислителей они не могут быть полностью удовлетворены. Поэтому радиолокационные станции некоторых типов сопрягаются с цифровыми вычислительными машинами.

Цифровые вычислительные машины, реализованные на базе современной дискретной микроэлектроники, имеют ряд преимуществ перед аналоговыми: высокое быстродействие, возможность решать математические и логические задачи с практически неограниченной точностью, возможность накопления и длительного хранения большого объема информации, большой динамический диапазон, стабильность характеристик, небольшие масса и габариты.

На многих современных самолетах установлены бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ). Они применяются для решения следующих основных задач:

- управления полетом самолета при взлете, посадке и на маршруте;
- навигации (определение координат, вывод в заданную точку пространства, расчет оптимального маршрута и др.);
- управления вооружением;
- контроля за работой двигателя и других систем бортового оборудования.

Применение БЦВМ позволяет существенно повысить точность и скорость решения указанных задач. БЦВМ способны решать одновременно несколько задач и выдавать командные сигналы различным исполнительным органам. При этом считается более целесообразным устанавливать на борту единую централизованную вычислительную систему, решающую все задачи, поскольку внедрение разрозненных автоматических устройств приводит к неоправданному увеличению массы и габаритов.

БЦВМ непрерывно получает информацию от датчиков скорости, высоты, курса и других пилотажно-навигационных приборов, от РЛС различного назначения и других объектов радиоэлектронного оборудования. Входные параметры преобразуются из непрерывной формы представления в дискретную и вводятся в память машины. Обработка входных данных производится по специальным алгоритмам, программы которых хранятся в запоминающем устройстве. Выработанные командные сигналы предварительно преобразуются из цифровой формы в непрерывную с помощью выходных преобразователей.

Для ввода данных в БЦВМ информацию, поступающую от РЛС, необходимо преобразовать в цифровые коды дальности, угловых координат, скорости.

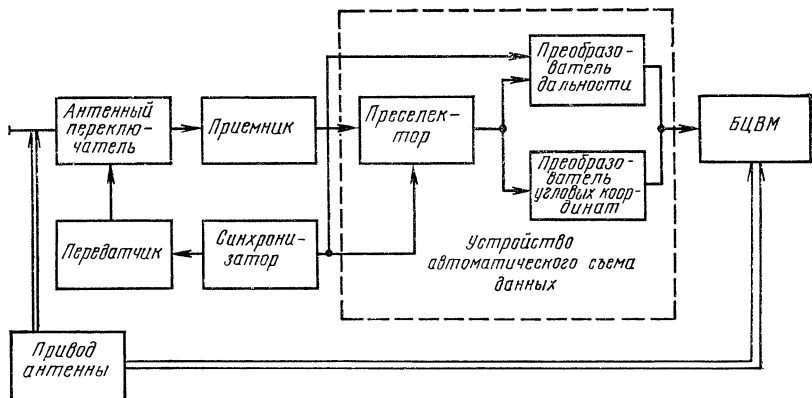


Рис. 2.25. Схема сопряжения РЛС с БЦВМ

На рис. 2.25 представлена функциональная схема сопряжения радиолокационной станции с БЦВМ. Выходное устройство РЛС состоит из двух частей: схемы обработки, называемой преселектором, и преобразователей обработанной информации в цифровой код.

§ 2.11. ВЫДЕЛЕНИЕ СИГНАЛА ИЗ ШУМОВ

При получении целей, находящихся на дальности, близкой к максимальной для данной РЛС, принимаемые отраженные сигналы могут быть настолько малы, что их амплитуды соизмеримы с уровнем внутренних флюктуационных шумов приемника. Прежде чем использовать принятые сигналы, их необходимо выделить из сопутствующих шумов. Операция предварительного выделения полезного сигнала из шумов, поступающих в выходное устройство, называется первичной обработкой радиолокационной информации, а устройство, производящее выделение полезного сигнала, — преселектором. Полезный сигнал обладает определенными закономерностями (например, периодичность поступления), в то время как шумы случайны; амплитуды полезных сигналов превышают в среднем амплитуды шумовых выбросов.

Рассмотрим дискретный метод первичной обработки. Возможная схема дискретной обработки пачки импульсов изображена на рис. 2.26. Приходящие на вход преселектора импульсы с периодом повторения $T_{\text{и}}$ и шумовое напряжение подвергаются разделению (квантованию) на две группы: превысивших и не превысивших некоторый уровень напряжения (порог) (рис. 2.27, а). Этот уровень выбирается с таким расчетом, чтобы большая часть шумовых выбросов не прошла на накапливающую (интегрирующую) схему. Прошедшие через порог импульсы стандартизируются по амплитуде и длительности (рис. 2.27, а). Стандарт-

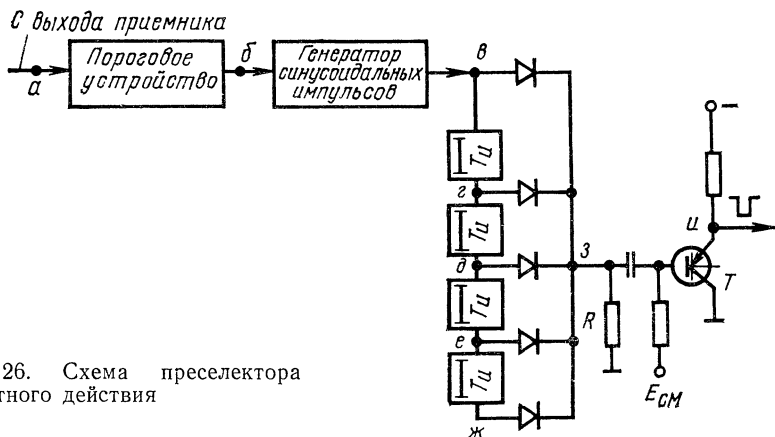


Рис. 2.26. Схема преселектора дискретного действия

ные импульсы поступают в устройство памяти, состоящее из линий задержки с временем задержки $t_z = T_u$ в каждой линии. Число линий задержки выбирается в зависимости от числа импульсов в пачке, образующейся за время облучения цели. Для пяти импульсов в пачке выбирается, как показано на схеме, четыре линии задержки. Устройство памяти обеспечивает к моменту прихода пятого импульса запоминание всех предыдущих импульсов пачки, превысивших порог. На резисторе R складываются все импульсы, появляющиеся одновременно на выходе устройства памяти (см. рис. 2.26). Так как суммируются импульсы всегда одинаковой амплитуды, то можно считать, что схема как бы ведет подсчет импульсов, прошедших через пороговое устройство. При совпадении во времени некоторого числа импульсов k , которое может быть и меньше всего числа импульсов в пачке N (в данном случае $k = 3$), транзистор T сумматора отпирается и с его коллектора снимается импульс, поступающий в преобразователь. Таким образом, если сосчитанное количество импульсов достигнет установленного порога счета k (определяемого смещением E_{cm}), то цель фиксируется, в противном случае обнаружения не происходит.

Выбор порога счета k производится путем компромисса. Если взять k очень малым по сравнению с N , то возникнет большая

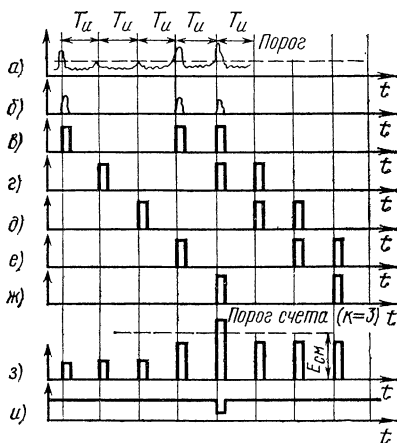


Рис. 2.27. Эпюры напряжений на элементах преселектора

вероятность ложной тревоги из-за возможного действия шумовых выбросов. Так, если $k=1$, то каждый шумовой выброс будет фиксироваться как цель. Если k взята большим, то возникает большая вероятность пропуска цели, так как подавление шумами импульсов при их прохождении через приемник в количестве, большем чем $N-k$, приводит к пропуску цели. Этот способ обработки носит краткое название « k из N ».

§ 2.12. ПРИНЦИПЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В ДВОИЧНЫЙ КОД

При сопряжении РЛС с ЦВМ используются преобразователи трех видов: преобразователи дальности (временного интервала) в двоичный код, угла поворота антенны в двоичный код и напряжения в двоичный код.

Преобразование дальности в двоичный код. На рис. 2.28 показана функциональная схема преобразователя дальности, а на рис. 2.29 — временные диаграммы, поясняющие работу этой схемы. Схема построена по принципу счета эталонных импульсов, интервал между которыми соответствует дискрету дальности ΔD .

Генератор эталонных импульсов непрерывно вырабатывает импульсы, период следования которых выбирается из условий получения заданной точности и разрешающей способности. Эти импульсы поступают на схему совпадений «И» 1, которая открывается импульсами генератора строба (рис. 2.29, в). Передний фронт этого импульса совпадает с импульсом синхронизатора, а длительность определяется требуемым диапазоном измерения дальности. Эталонные импульсы (рис. 2.29, б) через схему «И» 1 проходят на счетчик, состоящий из цепочки триггеров. Каждый триггер счетчика представляет разряд двоичного числа. Количество триггеров

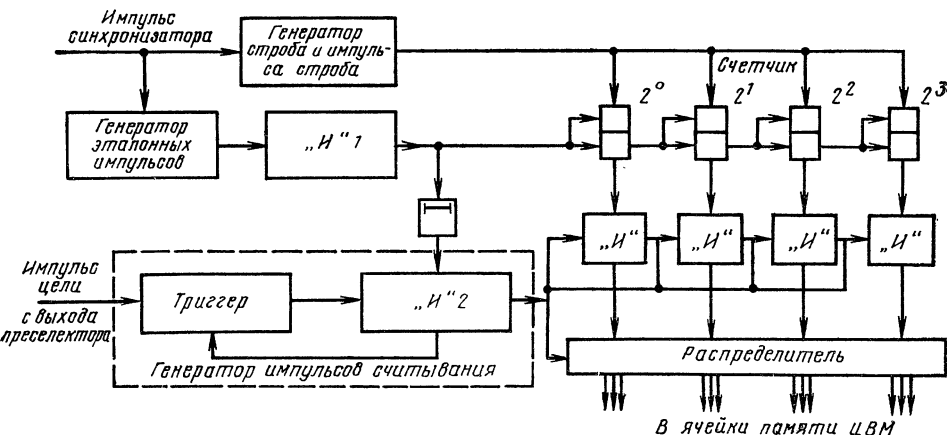
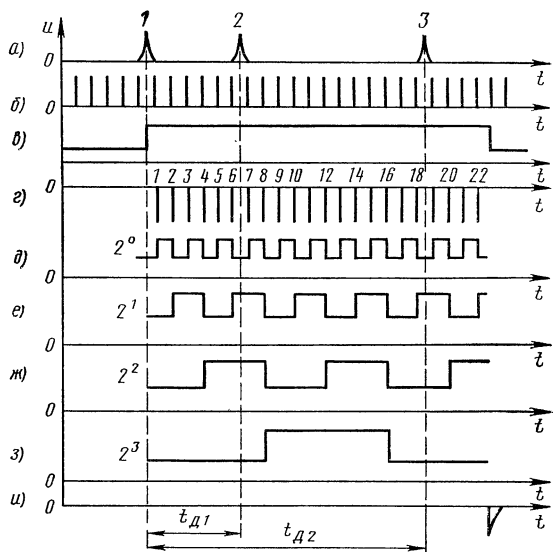


Рис. 2.28. Схема преобразователя дальности

Рис. 2.29. Эпюры напряжений на элементах преобразователя дальности:

1 — импульс синхронизации;
2 — импульс цели № 1; 3 — импульс цели № 2



определяется требуемым из соображений точности числом разрядов двоичного числа. Триггер 2^0 запускается каждым эталонным импульсом, поступающим на счетчик. Каждый последующий триггер запускается задним фронтом импульса предыдущего триггера (рис. 2.29, е, ж, з, и). Высокий потенциал на выходе триггера соответствует 1 двоичного кода, низкий — 0. В любой момент времени на счетчике записано количество эталонных импульсов, прошедших от прихода синхронизирующего импульса до этого момента.

Процесс переброса триггеров происходит до тех пор, пока продолжается импульс генератора строба. В момент окончания этого импульса формируется импульс сброса (рис. 2.29, и), устанавливающий все триггеры в исходное (нулевое) положение.

Импульсы целей с выхода преселектора подаются на генератор импульсов считывания, представляющий собой комбинацию триггера и схемы «И» 2. Импульсы цели проходят на считывание через эту схему лишь тогда, когда на ее входе отсутствуют эталонные импульсы и закончились переходные процессы в триггерах счетчика. Это исключает ошибки считывания, возможные в переходные моменты. Эталонные импульсы проходят через линию задержки и задерживаются в ней на время переходных процессов в счетчике. Импульс цели запускает триггер. Совпадение задержанных эталонных импульсов и импульса триггера в схеме «И» 2 происходит только после окончания переходных процессов в счетчике. Выходной импульс схемы «И» 2 открывает схемы «И» считывания и подключает этим триггеры счетчика к ячейке памяти ЦВМ. При этом в ней записывается число, представляющее значение дальности до цели в двоичном коде. Если появляется вторая цель, то второй импульс считывания подключает счетчик ко второй ячейке

и т. д. Практически может быть измерена дальность любого числа целей.

Преобразование угловых координат в двоичный код. Угловые координаты отсчитываются обычно по углу поворота антенны от некоторого начального направления φ_0 до направления на цель $\varphi_{ц}$. При равномерной скорости вращения антенны Ω_A этот угол поворота представляется временным интервалом

$$t_{\Pi} = \frac{\varphi_{\Pi} - \varphi_0}{\Omega_A}.$$

Поэтому преобразователь угловых координат также может быть выполнен по принципу счета эталонных импульсов, как и преобразователь дальности. Однако антенна никогда не вращается со строго постоянной скоростью из-за действия ветра, неравномерного трения и других внешних факторов. Поэтому текущий азимут должен создаваться только самой антенной. В связи с этим для преобразования положений антенны в цифровой код используются специальные устройства, называемые преобразователями «угол — код».

В преобразователях «угол — код» движение антенны условно разбивается на единичные приращения, на появление которых реагирует чувствительный элемент преобразователя. В качестве датчиков могут использоваться электронно-оптический дисковый преобразователь, магнитный барабан, индукционные датчики и т. д.

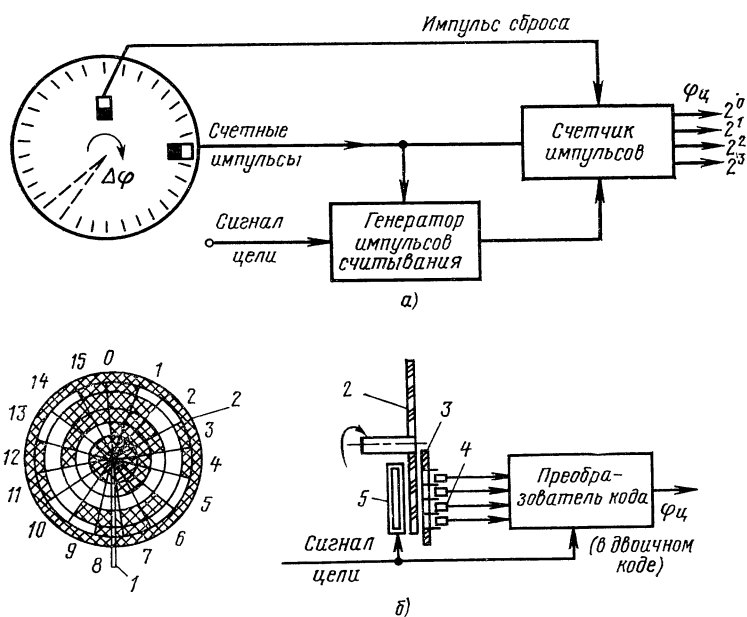


Рис. 2.30. Преобразование угла поворота антенны в двоичный код:

1 — щель; 2 — позиционный кодový диск; 3 — экран с щелью; 4 — фотодетекторы; 5 — импульсный источник света

На рис. 2.30, *а* показан дисковый преобразователь с прорезями. По одну сторону диска размещается источник света, создающий узкий луч, засвечивающий только одну прорезь. По другую сторону диска находится фотодетектор, преобразующий световые импульсы, проникающие через прорези при вращении диска, в электрические импульсы, подсчитываемые счетчиком. Для фиксации начала отсчета и сброса показаний счетчика в момент перехода через нуль в диске делается еще одна прорезь и устанавливается дополнительный фотодетектор сброса. Аналогично устроены и другие преобразователи. Так, в случае магнитного барабана на боковой поверхности его нанесены магнитные риски. При вращении в считывающей головке наводятся соответствующие импульсы.

Более удобным и надежным электронно-оптическим преобразователем является позиционный, у которого кодовая комбинация углов наносится на всем диске в виде прозрачных и непрозрачных участков (рис. 2.30, *б*). По одну сторону диска располагается импульсный источник света, по другую — фотодетекторы, число которых равно числу разрядов. В момент вспышки происходит считывание кода, соответствующего угловому положению цели. Код на диске нанесен в виде колец (разрядов), так что каждому углу поворота антенны соответствует вполне определенная комбинация светлых и темных участков диска. Светлый участок диска соответствует 1 кода, а темный — 0.

При считывании, когда перед щелью располагается граница кодовых комбинаций, возможна ошибка в любом разряде. Возьмем, например, числа в двоичной системе 000, 001, 010, 011, 100, 101..., соответствующие числам десятичной системы 0, 1, 2, 3, 4, 5, Достаточно ошибиться в единице высшего разряда, чтобы число 5, соответствующее комбинации 101, превратилось в комбинацию 001, соответствующую 1, т. е. изменилось на четыре единицы. В связи с этим для считывания угловой координаты используют специальный циклический код (код Грея). При этом комбинации имеют вид 000, 001, 011, 010, 110, 111, 101, ..., т. е. числу 5 соответствует комбинация 111. Так как у соседних чисел 4 и 5 первая цифра комбинации такая же, как у числа 5, то ошибка при повороте диска возможна только во второй и третьей цифрах. При этом число 111 переходит в 110 или 101, т. е. в 4 или 6 (меняется только на единицу). Именно такой код нанесен на диск на рис. 2.30, *б*. Перед подачей на ЦВМ циклическая кодовая комбинация преобразуется в обычный двоичный код.

Преобразование напряжения в число чаще всего производится через промежуточное преобразование напряжения во временной интервал. Известен ряд схем, вырабатывающих импульсы, длительность которых зависит от управляющего напряжения. Если в качестве управляющего напряжения использовать измеряемое напряжение, то значение последнего преобразуется в длительность импульса. Длительность импульса может быть преобразована в двоичный код по тому же принципу, который используется в преобразователе дальность — код.

ГЛАВА 3. САМОЛЕТНЫЕ РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СТАНЦИИ

§ 3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Современный самолет — это сосредоточение многих достижений научно-технической мысли, сложнейшее сочетание самых разнообразных систем и устройств, которые позволяют выполнять полеты в сложных метеорологических условиях, в любое время суток и практически над любыми районами земного шара. Коренное качественное изменение возможностей современной авиации во многом связано с широким применением радиолокационной техники.

Современные самолеты оснащены многочисленными радиолокационными устройствами. Совместно с другими видами радиоэлектронного оборудования радиолокационные устройства входят в единый пилотажно-навигационный комплекс управления самолетом.

Для успешного решения широкого круга задач, возлагаемого на авиацию, на самолетах устанавливаются следующие виды бортовых РЛС.

1. РЛС для определения навигационных параметров (радиовысотомеры, радиолокационные дальномеры, доплеровские измерители скорости и угла сноса).

2. РЛС, предназначенные для предупреждения экипажа о грозовых образованиях, зонах повышенной турбулентности атмосферы, а также о наземных препятствиях (горы, высокие сооружения и т. п.) и встречных самолетах.

3. Панорамные РЛС для получения изображения земной и водной поверхностей, наблюдения за наземными и надводными объектами и определения их координат при отсутствии оптической видимости, а также для решения совместно с вычислительными машинами задач бомбометания, навигации и разведки.

4. РЛС индикации рельефа местности, позволяющие осуществлять полеты самолетов на малых и предельно малых высотах с огибанием рельефа местности.

5. РЛС перехвата и прицеливания, используемые для обнаружения воздушных целей, сближения с ними и атаки, а также выхода из атаки.

6. РЛС предупреждения об облучении самолета другими радиолокационными станциями.

7. РЛС для определения государственной принадлежности обнаруженных целей (опознавания).

Состав бортового радиолокационного оборудования каждого конкретного самолета определяется его назначением и особенностями применения.

§ 3.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ, РАЗМЕЩЕНИЮ, КОМПОНОВКЕ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТОВ

К конструкции самолетного радиолокационного оборудования предъявляются высокие специфические требования с точки зрения надежности и продолжительности работы, габаритов и массы аппаратуры, влияния внешней среды, эксплуатационной технологичности, помехоустойчивости, контролепригодности, ремонтопригодности и др.

Снижению массы и габаритов в значительной степени способствует внедрение комплексной микроминиатюризации. На работу радиолокационного оборудования существенным образом влияет изменение температуры, давления и влажности. Практически бортовое радиолокационное оборудование работает в условиях разности температур от -60° до $+60^{\circ}$. Такой диапазон разности температур объясняется различными климатическими условиями базирования и тем, что с увеличением высоты полета температура окружающей среды уменьшается. Если оборудование установлено в негерметичной части фюзеляжа, то оно работает в условиях низких температур, если в герметичной части, — то в условиях, близких к нормальным. При работе радиоаппаратуры происходит выделение тепла, что приводит к значительному повышению температуры в блоках. Поэтому возникает необходимость в охлаждении бортового радиолокационного оборудования. Для охлаждения применяют электровентиляторы, жидкие хладагенты и обдув холодным воздухом, поступающим от высотной системы самолета.

Радиолокационное оборудование на самолетах подвергается влиянию влажности и изменению атмосферного давления. Проникая внутрь блоков, влага вызывает коррозию элементов и металлических деталей, снижает качество изоляции диэлектриков. Для уменьшения влияния влаги на работу радиолокационного оборудования его элементы и места пайки покрывают влагонепроницаемым лаком, применяют специальные влагостойкие детали, влагоотстойники и влагопоглотители. Весьма эффективна герметизация блоков, отдельных узлов, волноводных трактов. Значительно снижено влияние влаги в радиоустройствах микромодульной конструкции. Герметизация обеспечивает одновременно защиту радиоустройств от понижения атмосферного давления. С увеличением высоты происходит уменьшение атмосферного давления, что способствует увеличению проводимости воздуха и возможности электрического пробоя.

Отрицательно сказываются на работоспособности радиолокационной аппаратуры вибрация и ударные нагрузки,

которые возникают во время взлета и посадки, при стрельбе из бортового оружия и т. д. Удары и вибрации вызывают обрыв проводов, нарушение контактов, нарушение регулировки аппаратуры. Поэтому одним из требований, предъявляемых к конструкции самолетных РЛС, является высокая жесткость конструкции, применение амортизационных устройств и размещение аппаратуры в местах с наименьшей вибрацией и наименьшими ударными нагрузками.

При размещении радиолокационного оборудования на самолете учитывают следующие требования:

- минимальное удаление приемо-передающих устройств от их антенн;

- возможно меньшее удаление аппаратуры от пультов дистанционного управления;

- исключение взаимного влияния блоков аппаратуры;

- исключение возможности повреждения аппаратуры членами экипажа, пассажирами и при техническом обслуживании;

- сохранение аэродинамических качеств самолета при установке антенн различного назначения;

- исключение попадания на блоки радиолокационного оборудования топлива, масла, влаги и пыли.

Удобство оперативного использования радиолокационного оборудования в полете имеет важное значение. Экипажу приходится работать в условиях перегрузок и с большим количеством оборудования, приборов и устройств. Поэтому конструкция и компоновка радиолокационных устройств должны обеспечивать удобство работы, минимально возможное число операций по управлению оборудованием и наглядность выдаваемой индикаторами информации.

При эксплуатации обслуживающий персонал производит осмотр, демонтаж и монтаж оборудования, контроль работоспособности, устранение дефектов и инструментальную проверку. В связи с этим радиолокационное оборудование выгодно размещать в специальных технических отсеках с учетом удобства подхода и подключения к блокам измерительных приборов. Снятие любого блока не должно вызывать снятия других блоков.

Эффективность использования бортовых радиолокационных систем и самолета в целом существенно зависит от уменьшения времени на приведение авиационной техники в исправное состояние (проведение профилактических работ). Самолетные РЛС являются одними из наиболее сложных устройств. Поэтому контроль работоспособности радиолокационных систем — сравнительно сложный процесс. В связи с этим в большинстве современных самолетных РЛС предусматривается система автоматического встроенного контроля, с помощью которой проводится проверка работоспособности станции как на земле, так и в полете в течение малого промежутка времени, измеряемого единицами или десятками секунд, без какой-либо проверочной аппаратуры. В таких систе-

мах создается контрольный сигнал, параметры которого имитируют информацию, получаемую в реальных условиях. Если в РЛС возникают неисправности, то системы встроенного контроля осуществляют поиск неисправностей до уровня сменного блока.

§ 3.3. ЕСТЕСТВЕННЫЕ И ИСКУССТВЕННЫЕ ПОМЕХИ РАБОТЕ РЛС

Определенные затруднения работе бортового радиолокационного оборудования создают помехи. Помехами могут быть любые сигналы, поступающие на вход приемного устройства и мешающие выделению полезных сигналов. Все виды помех разделяются на две группы: неорганизованные (неумышленные), или естественные, и организованные (умышленные), или искусственные.

К **естественным помехам** относятся промышленные, атмосферные, помехи космического происхождения, взаимного влияния различного рода радиооборудования. Промышленные помехи возникают при одновременной работе большого числа электроагрегатов и установок на самолете. Основными источниками промышленных помех являются: система зажигания авиадвигателей, генераторы постоянного и переменного тока, регуляторы напряжений, контакты реле и т. д.

Для уменьшения промышленных помех применяют металлизацию, защитные фильтры и экранирование источников помех. Экраны блоков должны иметь хороший электрический контакт по всему периметру сочленяющихся поверхностей для свободной циркуляции вихревых токов в металле экрана.

Атмосферные и электростатические помехи возникают при различных естественных процессах, происходящих в атмосфере. Наиболее сильные атмосферные помехи создаются грозами.

Электростатические помехи создаются вследствие коронного разряда статического электричества на элементах конструкции самолета, особенно на острых кромках крыльев и оперения. Статический разряд возникает при контактном действии воздуха и частиц осадков при ударе их о поверхность конструкции, а также от электрической индукции при полете вблизи грозовых туч или заряженных облаков. Для уменьшения электростатических помех применяют электростатические разрядники, металлизацию и заземление.

На современном самолете размещено значительное количество радиоизлучающей аппаратуры. Большие мощности излучения и малые расстояния между антеннами и блоками радиоаппаратуры, что обусловлено ограниченными объемом и габаритами самолета, приводят к возникновению взаимных помех. Мешающее воздействие может оказываться не только излучением на несущей частоте, но и на гармониках этой частоты. В связи с этим возникла проблема электромагнитной совместимости (ЭМС) радиоэлектронного оборудования самолета.

Под электромагнитной совместимостью понимают совокупность условий, при которых радиоэлектронные средства могут выполнять свои функции, не испытывая недопустимого ухудшения основных характеристик при воздействии других радиоэлектронных средств излучения и, в свою очередь, не вызывая недопустимого ухудшения их работы.

Эта проблема разрешается как рациональной компоновкой радиоэлектронных средств и антенн при конструировании самолета, так и организацией работы самих радиоэлектронных средств (распределение работы по времени и по частотам, уменьшение боковых лепестков диаграмм направленности антенн, применение фильтров и т. п.).

Непрерывное развитие и совершенствование радиолокационных средств способствует значительному повышению боевых свойств современных военных самолетов. Поэтому параллельно с развитием радиолокации идет развитие и средств борьбы с ней. Борьба с радиолокационными средствами противника имеет целью не физическое их уничтожение, а создание таких условий работы для них, когда они либо не в состоянии проводить обнаружение совершенно, либо обнаружение производится, но вносятся такие ошибки в определение координат целей, которые не позволяют эффективно использовать радиолокационные средства.

Наиболее эффективным методом радиопротиводействия радиолокационным средствам считается создание **искусственных помех** специальными станциями и путем сбрасывания с самолетов большого числа отражателей, отражение радиоволн от которых маскирует реальные цели. Помехи первого вида называют активными, а второго — пассивными.

Активные помехи отличаются большим разнообразием. Они могут быть как непрерывными, так и импульсными. Непрерывные помехи бывают немодулированными и модулированными регулярным сигналом или шумом. Импульсные помехи называют синхронными, если частота следования импульсов такая же, как в подавляемой РЛС, и несинхронными, если эта частота иная или произвольно меняется. Разделение помех на маскирующие и имитирующие означает, что первые маскируют полезный сигнал, а вторые имитируют несуществующие цели. Активные помехи называют прицельными, если они рассчитаны на подавление одной РЛС, и заградительными, если они способны противодействовать группе РЛС, отличающихся своими несущими частотами.

В качестве отражателей, создающих пассивные помехи, используются металлизированные бумажные ленты, тонкие ленты алюминиевой фольги, металлизированное стекловолокно. Отдельные отражатели комплектуются в пачки, выбрасываемые с самолета и образующие в атмосфере облако отражателей, сравнительно долго держащееся в пространстве. Каждый из отражателей, медленно падающий на землю, представляет собой антенну, в которой возбуждаются колебания, когда на нее воздействует электромагнит-

ное поле распространяющихся от РЛС радиоволн. Колебания в отражателе образуют вторичное излучение, т. е. переизлучение радиоволн во всех направлениях, в том числе и в направлении на подавляемую РЛС. Наиболее интенсивное переизлучение отражателями происходит тогда, когда их длина составляет примерно половину длины волны облучающих их радиоволн (резонансное отражение). Такие отражатели называют дипольными.

Чтобы РЛС могли нормально работать в условиях воздействия умышленных помех, в них предусматриваются различные мероприятия по защите. Защита РЛС от помех осуществляется следующими основными методами:

- сужением диаграммы направленности антенны и снижением уровня боковых лепестков;
- применением поляризационной и частотной селекции;
- исключением перегрузки приемников при использовании тракта УПЧ с логарифмической амплитудной характеристикой;
- временной (ВАРУ) и мгновенной (МАРУ) автоматическими регулировками усиления приемника;
- перестройкой РЛС по частоте;
- селекцией движущихся целей, основанной на эффекте Доплера (от пассивных помех).

Способность РЛС обеспечивать надежное обнаружение и определение координат цели при воздействии помех называется ее помехоустойчивостью. Помехоустойчивость характеризуют отношением мощности полезного сигнала к мощности помехи, при котором обеспечивается заданная вероятность обнаружения цели и определения ее координат.

ГЛАВА 4. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ САМОЛЕТНЫХ РЛС

§ 4.1. ИМПУЛЬСНЫЕ НЕКОГЕРЕНТНЫЕ РЛС

Одноканальные импульсные радиолокаторы получили наиболее широкое распространение. Это объясняется относительной простотой технических решений, обеспечивающих удовлетворение предъявляемых к станции тактико-технических требований.

Обобщенная функциональная схема самолетной импульсной РЛС представлена на рис. 4.1, а временные диаграммы, поясняющие работу одноканальной импульсной РЛС, — на рис. 4.2.

Устройством, обеспечивающим согласование работы узлов и элементов РЛС во времени, является синхронизатор, формирующий ряд последовательностей импульсов с различными частотами повторения, в том числе и с $F_{\text{и}}$. Для повышения стабильности частоты повторения импульсов синхронизатор может иметь кварцевую стабилизацию.

Передачик вырабатывает высокочастотные радиоимпульсы, длительность и форма которых определяется импульсом моду-

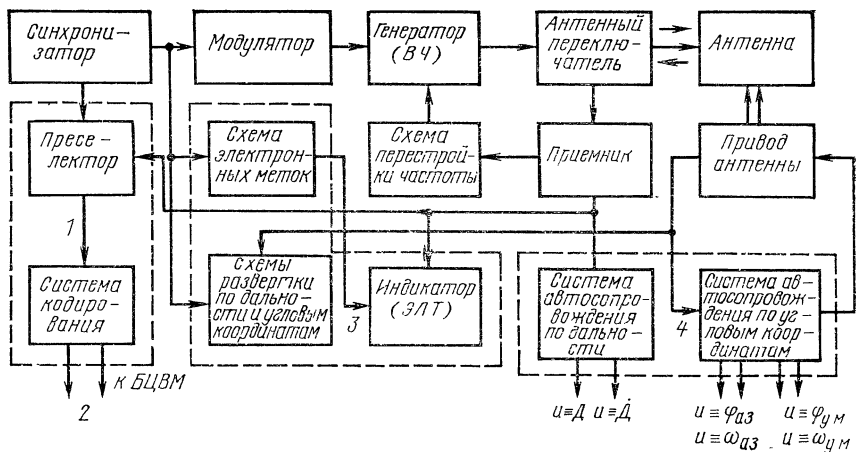


Рис. 4.1 Обобщенная функциональная схема импульсной РЛС:

1 — автоматическое выходное устройство дискретного действия; 2 — информация о дальности и угловых координатах в двоичном коде; 3 — индикаторное устройство; 4 — автоматическое выходное устройство непрерывного действия

латора, а момент появления — импульсом синхронизатора. Импульс передатчика через антенный переключатель поступает в антенну, формирующую заданную диаграмму направленности, излучающую энергию зондирующих импульсов и принимающую энергию сигналов, отраженных от цели. Антенна обеспечивает обзор пространства в пределах рабочей зоны станции по заданной программе или непрерывное измерение угловых координат при автосопровождении цели. Для увеличения дальности действия размеры антенны обычно стремятся выбрать максимальными в пределах, определяемых условиями размещения и работы станции.

Антенный переключатель дает возможность использовать одну антенну на прием и на передачу попеременно. Во время генерации радиоимпульса он подключает антенну к передатчику и запирает вход приемника. Во многих РЛС в качестве антенного переключателя используются газовые разрядники, которые «пробиваются» во время импульса передатчика (вследствие ионизации наполняющего их газа) и обеспечивают указанное переключение. По окончании генерации происходит «восстановление» разрядников (деионизация газа) и антенна подключается ко входу приемника. В качестве антенных переключателей также широко применяются ферритовые циркуляторы.

В приемнике производится усиление принятых антенной полезных сигналов, очищение их от помех и шумов и преобразование высокочастотных сигналов в видеоимпульсы.

Как правило, в станциях имеется несколько типов выходных устройств. На функциональной схеме рис. 4.1 показаны три возможных типа выходных устройств, соответствующих различным

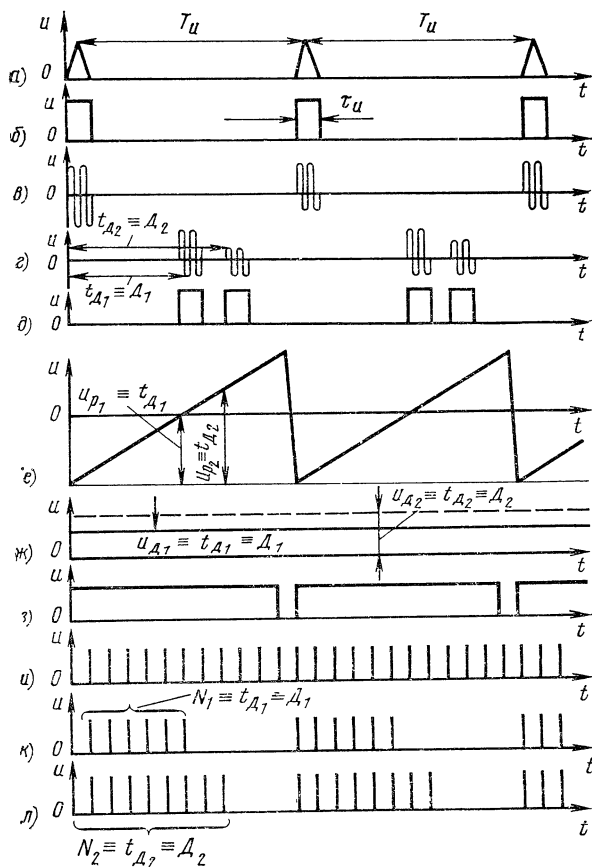


Рис. 4.2. Временные диаграммы в узлах импульсной РЛС:

а — синхронизатор; *б* — модулятор; *в* — генератор высокой частоты; *г* — вход приемника; *д* — выход приемника; *е* — напряжение развертки; *ж* — напряжение на выходе системы сопровождения по дальности; *з* — интервал измерения дальности; *и* — импульсы генератора счета; *к* — счетные импульсы, соответствующие дальности до цели № 1; *л* — счетные импульсы, соответствующие дальности до цели № 2

получателям информации. На каждое из выходных устройств для установления начала отсчета дальности поступает синхронизирующий импульс, а для отсчета угловых координат — сигнал, характеризующий положение луча антенны, принятое за нулевое.

В индикаторном устройстве создаются развертки по дальности и угловым координатам. На индикатор могут подаваться электронные метки для образования электронной шкалы дальности, указания момента прохода антенной определенного направления (например, совпадающего с продольной осью самолета) и метки другого назначения.

Накопление видеоимпульсов в индикаторном устройстве производится экраном электронно-лучевой трубки, в автоматическом устройстве непрерывного действия — интегрирующими звеньями систем автосопровождения по дальности и угловым координатам. При сопряжении РЛС с БЦВМ испытание суммарного выходного сигнала на порог осуществляется в преселекторе после накопления сигналов.

Для повышения помехозащищенности в РЛС может быть предусмотрена перестройка рабочей частоты. Перестройка может производиться как ручным способом, так и автоматически. На схеме показана система автоматической перестройки частоты (АПЧ), основанная на анализе выходных сигналов приемника. Например, при появлении помех на выходе приемника включается система перестройки генератора высокой частоты. Станция начинает работать на другой частоте, где помехи отсутствуют. Изменение частоты передатчика вызывает такое же изменение частоты гетеродина приемника, производимое системой АПЧ.

Информация о координатах цели считывается оператором, поступает в виде двоичного кода в БЦВМ или выдается в виде напряжений, пропорциональных измеряемым параметрам.

Положительными сторонами импульсного режима работы является простота измерения расстояния до цели, в том числе и при наличии большого числа целей, и возможность использования одной и той же антенны для передающего и приемного устройств. Последнее особенно важно для РЛС, устанавливаемых на борту самолетов.

Основными недостатками импульсных РЛС являются:

- необходимость применения больших импульсных мощностей для получения достаточной величины энергии излучения;
- невозможность измерения малых расстояний вследствие наличия мертвой зоны, определяемой длительностью импульса;
- сложность измерения скорости целей по сравнению с режимом непрерывного излучения.

§ 4.2. КОГЕРЕНТНО-ИМПУЛЬСНЫЕ РЛС С БОЛЬШОЙ СКВАЖНОСТЬЮ. СЕЛЕКЦИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ

Отличительным признаком когерентно-импульсных станций является то, что в них осуществляется сравнение фаз принимаемых колебаний с фазами специального опорного напряжения, которые связаны жестко с фазами излучаемых колебаний. При отражении от неподвижных целей разность фаз принимаемого и изучаемого сигналов остается постоянной. При отражении от движущихся целей она изменяется из-за доплеровского смещения частоты сигнала. Эти различия в сигналах неподвижных и движущихся целей позволяют осуществить их разделение. С помощью самолетных РЛС чаще требуется выделять движущиеся цели на фоне неподвижных объектов, потому такое разделение носит название селекции движущихся целей (СДЦ).

В РЛС импульсного типа имеются специфические особенности проявления эффекта Доплера. Зондирующий сигнал имеет малую длительность и, следовательно, широкий спектр. При отражении от движущейся цели каждая гармоническая составляющая спектра приобретает смещение по частоте. На рис. 4.3,а, б изображены бесконечная последовательность зондирующих импульсов и ее спектр, а на рис. 4.3,в — спектр той же последовательности им-

Рис. 4.3. Последовательности импульсов и их спектры

пульсов, отраженных от приближающейся к РЛС цели. Каждая составляющая спектра отраженного сигнала имеет частоту

$$f_{k0} = f_k \left(1 + \frac{2V_p}{c} \right).$$

Частотный интервал между соседними гармониками

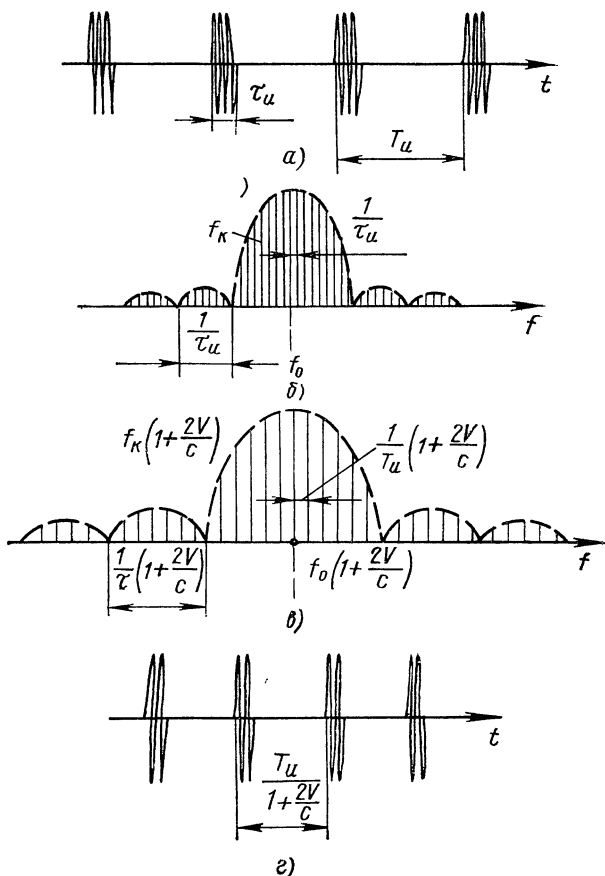
$$\begin{aligned} F_n &= f_{k0} - f_{k-1, 0} = \\ &= f_k \left(1 + \frac{2V_p}{c} \right) - \\ &\quad - (f_k - F_n) \times \\ &\quad \times \left(1 + \frac{2V_p}{c} \right) = \\ &= F_n \left(1 + \frac{2V_p}{c} \right). \end{aligned}$$

Частотный интервал между центральной частотой и первым нулем и далее между соседними нулями огибающей спектра равен

$$\left(f_k + \frac{k}{\tau_n} \right) \left(1 - \frac{2V_p}{c} \right) - \left(f_k - \frac{k-1}{\tau_n} \right) \left(1 + \frac{2V_p}{c} \right) = \frac{1}{\tau_n} \left(1 - \frac{2V_p}{c} \right).$$

Таким образом, спектр сигнала, отраженного от движущейся цели, расширяется и сдвигается в сторону больших частот. Такому измененному спектру во временной области соответствует другой сигнал, у которого последовательность отраженных импульсов имеет меньший период повторения:

$$T_{и0} = \frac{1}{F_{и0}} = \frac{1}{F_n \left(1 + \frac{2V_p}{c} \right)}. \quad (4.1)$$



Умножая и деля выражение (4.1) на $\left(1 - \frac{2V_p}{c}\right)$ и пренебрегая членами $\left(\frac{2V_p}{c}\right)^2$ второго порядка малости по сравнению с единицей, получаем

$$T_{и0} \approx T_{и} \left(1 - \frac{2V_p}{c}\right).$$

Отраженные импульсы имеют меньшую длительность по сравнению с зондирующими (рис. 4.3, з):

$$\tau_{и0} = \frac{1}{\frac{1}{\tau_{и}} \left(1 + \frac{2V_p}{c}\right)} \approx \tau_{и} \left(1 - \frac{2V_p}{c}\right).$$

При удалении цели от РЛС все изменения параметров имеют обратный знак.

Для выделения движущихся целей в принципе могут быть использованы все указанные отличия отраженного сигнала, вызываемые движением цели: частотный сдвиг, изменение длительности импульса и периода следования принимаемых сигналов. Однако относительные изменения частоты и длительности импульсов настолько малы, что их непрерывное измерение практически невозможно. На практике выделение движущихся целей производится по изменению периода следования отраженных импульсов, причем величина изменения, имеющая порядок сотых и тысячных долей микросекунды, регистрируется не непосредственно, а с помощью фазометрического метода.

Если в каждом периоде фиксировать разность фаз между излучаемыми колебаниями и сигналом, отраженным от неподвижной цели в момент его прихода, то эта разность фаз от периода к периоду остается неизменной. Для сигналов движущихся целей эта разность фаз от периода к периоду изменяется вследствие изменения времени запаздывания на величину $T_{и} \frac{2V_p}{c}$, т. е. пропорционально скорости цели. При использовании фазового детектора для определения разности фаз различие между движущимися и неподвижными целями проявляется в том, что амплитуда его входного напряжения для неподвижных целей постоянна, а для движущихся изменяется от периода к периоду. Это различие и позволит установить характер цели.

Чтобы иметь возможность в любой момент времени сравнивать фазы зондирующих сигналов с фазами отраженных сигналов, в составе импульсных РЛС необходимо иметь генератор опорных сигналов, работающий непрерывно. Колебания опорного сигнала должны быть высокостабильными и жестко связанными по частоте и фазе с импульсными колебаниями передатчика, т. е. должно выполняться условие когерентности принимаемого и опорного (излучаемого) сигналов. В когерентных импульсных РЛС роль опор-

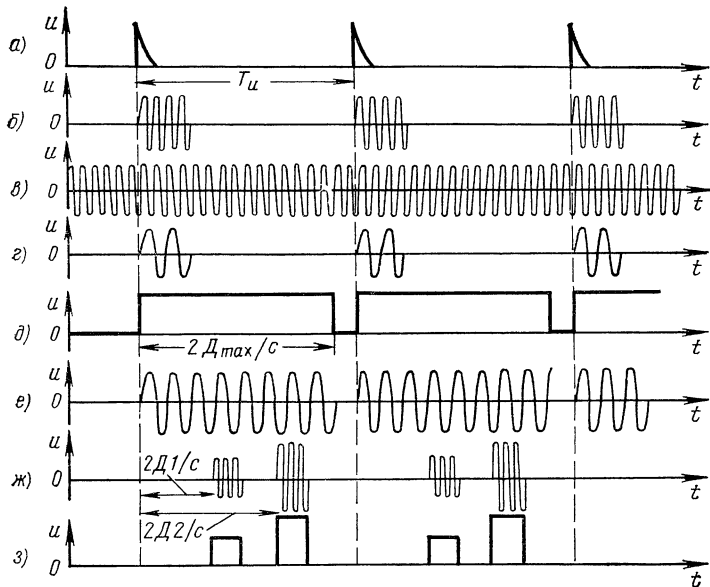
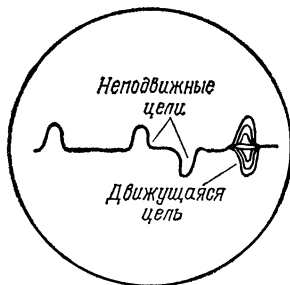


Рис. 4.5. Временные диаграммы системы СДЦ

тельностью $2D_{\max}/c$, соответствующей максимальной дальности РЛС. Этими импульсами управляется когерентный гетеродин для прерывания генерации до очередного зондирующего импульса.

Отраженные радиоимпульсы (рис. 4.5,ж) принимаются антенной и вводятся вместе с колебаниями стабильного гетеродина в основной смеситель. Импульсы промежуточной частоты, получаемые в результате преобразования, усиливаются в УПЧ и для устранения паразитной амплитудной модуляции отраженных сигналов ограничиваются по амплитуде, после чего поступают на фазовый детектор. Туда же подаются колебания когерентного гетеродина. С фазового детектора на выходное устройство поступают видеоимпульсы (рис. 4.5,з). Те из них, которые имеют неизменную амплитуду, соответствуют неподвижной цели, а изменяющиеся от одного периода следования импульсов к другому, — движущейся цели.



В качестве выходного устройства в РЛС и СДЦ можно применить, например, индикатор дальности с амплитудной отметкой. На его экране такого индикатора (рис. 4.6) отметки неподвижных целей видны в виде импульсов постоянной амплитуды положительной или отрицатель-

Рис. 4.6. Вид отметки на экране индикатора когерентно-импульсной РЛС

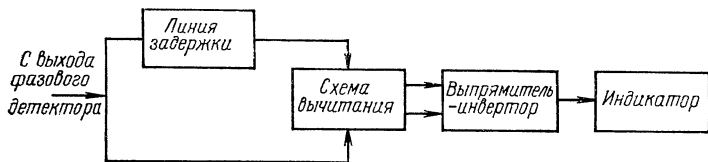


Рис. 4.7. Устройство череспериодного вычитания РЛС с СДЦ

ной полярности, отметка от движущейся цели — в виде двустороннего импульса, заштрихованного внутри. Эта штриховка появляется вследствие изменения от периода к периоду амплитуды и полярности выходного напряжения фазового детектора в случае обнаружения движущейся цели.

Можно применить также устройство череспериодного вычитания (компенсации). В таком устройстве (рис. 4.7) сигнал с выхода фазового детектора подается на схему вычитания и на линию задержки, где задерживается на время, равное периоду следования импульсов $T_{\text{и}}$. На схему вычитания одновременно приходят импульсы целей, принятые в два соседних периода. В идеальных условиях сигналы неподвижных целей при вычитании полностью компенсируются, а сигналы движущихся целей дают на выходе устройства полезный сигнал, меняющийся по амплитуде и полярности. Перед подачей на индикатор с яркостной отметкой эти сигналы проходят через двухтактный выпрямитель-инвертор, где приводятся к одной полярности.

Если когерентно-импульсная РЛС установлена на самолете, то расположенные в различных точках земной поверхности объекты имеют некоторую и при том неодинаковую радиальную скорость относительно РЛС. Возникает доплеровский сдвиг частоты от неподвижных целей, затрудняющий выделение подвижных целей. Сигналы, отраженные от таких неподвижных относительно земли объектов, отличаются от импульса передатчика движущейся РЛС на доплеровскую частоту, соответствующую скорости движения станции относительно данного объекта.

Сравнительно просто можно компенсировать эффект движения радиолокатора при наличии сигнала помехи от одного или нескольких объектов, имеющих одинаковые радиальные скорости. Для этого в систему СДЦ вводят дополнительное фазосдвигающее устройство, которое изменяет фазу когерентного гетеродина с такой же скоростью, с какой меняется фаза сигналов, отраженных от объектов, из-за движения радиолокатора относительно земли.

§ 4.3. ИМПУЛЬСНО-ДОПЛЕРОВСКИЕ РЛС С МАЛОЙ СКВАЖНОСТЬЮ

В последнее время в авиации начали применять импульсно-доплеровские РЛС с малой скважностью, или называемые еще РЛС с квазинепрерывным излучением. В таких РЛС приме-

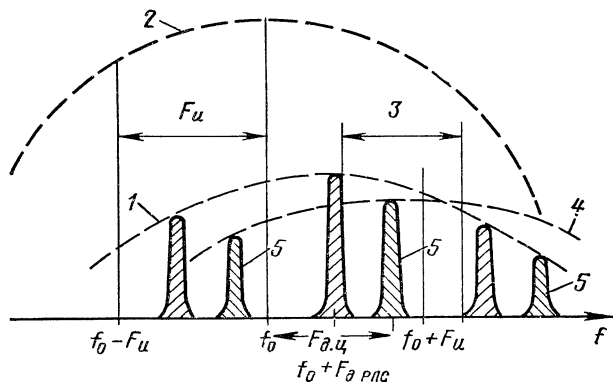


Рис. 4.8. Спектры сигналов, отраженных от поверхности земли и от движущейся цели:

1 — спектр мешающих отражений от земли; 2 — спектр излученного сигнала, 3 — зона, свободная от помех; 4 — спектр сигнала цели; 5 — цель

няют высокие частоты повторения когерентных импульсов — до сотен тысяч импульсов в секунду, а скважность Q находится в пределах от 2 до 20 (у обычных импульсных РЛС скважность имеет порядок тысяч). Так, РЛС AN/APG-63 американского истребителя F-15A может работать с частотой повторения $F = 200\,000$ имп/с. При длительности импульса $\tau_{\text{и}} = 0,5$ мкс это соответствует скважности $Q = 10$.

На рис. 4.8 приведены спектры сигналов, отраженных от поверхности земли и от движущейся цели. Можно видеть, что спектр сигнала, отраженного от земли, сдвинут в сторону высоких частот относительно спектра излученного сигнала на величину $F_{\text{д РЛС}}$ за счет движения самолета относительно земли. Спектр сигнала, отраженного от движущейся цели, располагается еще правее области отражений от земли, если цель движется навстречу самолету. Так как в импульсно-доплеровских РЛС частота повторения импульсов $F_{\text{и}}$ большая, то каждая частотная составляющая спектра отстоит от соседней на большую величину, чем у РЛС с большой скважностью, и спектральные составляющие сигнала, отраженного от движущейся цели, находятся в сравнительно широкой зоне, где нет спектральных составляющих мешающих отражений. Поэтому однозначное определение доплеровских частот с высоким разрешением реализуется в импульсно-доплеровских РЛС более просто, и легче избавляться от мешающих сигналов, отраженных от земли в ситуации, когда цель находится ниже самолета и наблюдается на фоне земли.

В импульсно-доплеровских РЛС возможно достаточно легко повысить энергию сигнала, что облегчает получение больших дальностей действия. Так, импульсно-доплеровская РЛС AN/AWG-9 американского самолета F-14A имеет максимальную дальность обнаружения около 300 км при средней мощности генератора когерентных сигналов 5 кВт.

Недостатком импульсно-доплеровских РЛС является неоднозначность отсчета при измерении дальности: при большой частоте повторения импульсов за время $T_{\text{д}} = 2D_{\text{max}}/c$, соответствующее максимальной дальности РЛС, может поступить несколько им-

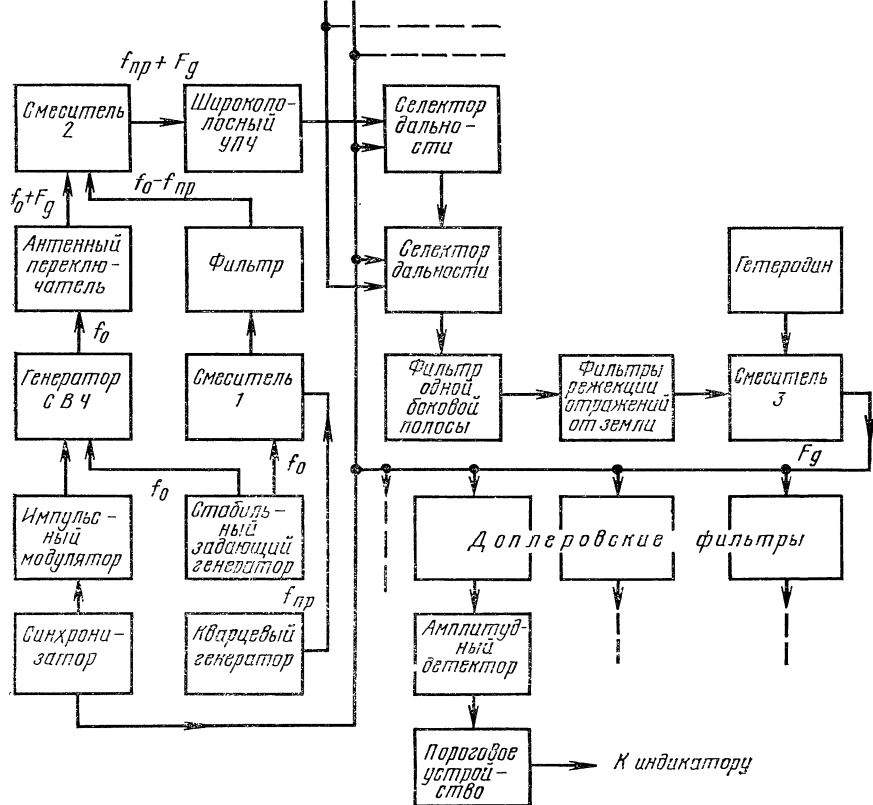


Рис. 4.9. Функциональная схема импульсно-доплеровской РЛС

пульсов, отраженных от цели от разных зондирующих импульсов. Различные способы устранения неоднозначности приводят к значительному усложнению радиолокатора.

Функциональная схема возможного варианта импульсно-доплеровской РЛС с малой скважностью показана на рис. 4.9. Высоко-частотная часть РЛС состоит из генератора СВЧ, стабильного задающего генератора несущей частоты f_0 и схемы формирования гетеродинного сигнала. Кварцевый гетеродин вырабатывает напряжение с частотой, равной промежуточной частоте $f_{пр}$. На выходе смесителя 1 выделяется напряжение с частотой $f_0 - f_{пр}$. Это напряжение используется в качестве гетеродинного для прием-ника.

Отраженные от цели сигналы имеют сдвиг по частоте на вели-чину доплеровской частоты $f_0 + F_{дц}$. В смесителе 2 выделяется сигнал промежуточной частоты с доплеровскими частотами $f_{пр} + F_{дц}$. Основное усиление производится в широкополосном уси-

лителе промежуточной частоты, полоса пропускания которого примерно равна величине, обратной длительности импульса.

Важными элементами станции являются селекторы по дальности. Стробирование (селекция) по дальности позволяет измерять расстояние до цели и обеспечивает разрешение целей по дальности. Общее число селекторов дальности и соответствующих каналов равно числу дискретов, на которые разделен весь диапазон возможных дальностей. Селекция по дальности улучшает помехозащищенность, так как всякого рода мешающие сигналы и внутренние шумы проходят на выход приемника только во время действия селекторного импульса.

С выхода каждого из селекторов сигнал поступает на фильтр одной боковой полосы, пропускающий только полосу частот, равную по величине частоте повторения импульсов $F_{\text{и}}$. Такой фильтр упрощает дальнейшую обработку сигналов. В выделенном участке спектра сохраняется вся информация о доплеровских частотах, так как в пределах каждого участка спектра, кратного частоте повторения $F_{\text{и}}$, все доплеровские составляющие повторяются.

Далее в каждом канале следует режекторный фильтр подавления отражений от земли. Смеситель 3 обеспечивает выделение всей полосы доплеровских частот. Частота гетеродина подбирается такой, чтобы последующие доплеровские фильтры могли быть конструктивно выполнены более просто.

Доплеровские фильтры охватывают весь возможный диапазон доплеровских частот сигналов, отраженных от движущейся цели, и общее число таких фильтров составляет несколько сотен. После каждого фильтра следует амплитудный детектор, фильтр низких частот и пороговое устройство, с выхода которого сигналы поступают на индикатор, устанавливая определенный уровень вероятности ложной тревоги.

§ 4.4. РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СТАНЦИИ СО СЖАТИЕМ ИМПУЛЬСОВ

Дальность действия РЛС зависит от энергии импульса $P_{\text{и}}\tau_{\text{и}}$ (см. § 1.7). Так как предельные мощности электронных приборов и антенно-фидерных трактов ограничены, стремление увеличивать дальность действия неизбежно связано с увеличением длительности импульсов. Однако увеличение длительности импульсов приводит к снижению разрешающей способности и точности по дальности. Радикальный способ разрешения этого противоречия — переход к сложным сигналам.

Сложными называются сигналы, произведение ширины спектра $\Delta f_{\text{с}}$ на длительность $\tau_{\text{и}}$ которых удовлетворяет условию $\Delta f_{\text{с}}\tau_{\text{и}} \gg 1$ (у простых сигналов $\Delta f_{\text{с}}\tau_{\text{и}} \approx 1$). Такими сложными сигналами являются зондирующие импульсы большой длительности $\tau_{\text{и}}$ с внутренней частотной или фазовой модуляцией. Внутримпульсная модуляция расширяет спектр излучения от $\Delta f_{\text{с}} \approx \frac{1}{\tau_{\text{и}}}$ до $\Delta f_{\text{с.сл.}}$

а оптимальный фильтр приемника разрушает внутриимпульсную модуляцию, сохраняя ширину спектра $\Delta f_{с.сл}$ и тем самым уменьшает (снижает) длительность импульсов от $\tau_{и}$ до $\tau'_{и} = \frac{1}{\Delta f_{с.сл}}$.

Отношение

$$K_{сж} = \frac{\Delta f_{с.сл}}{\Delta f_c} = \frac{\tau_{и}}{\tau'_{и}}$$

называется коэффициентом сжатия.

Рассмотрим, как производят расширение спектра сигнала при одновременном увеличении его длительности путем внутриимпульсной фазовой манипуляции. Такую манипуляцию можно объяснить, представляя зондирующий импульс длительностью $\tau_{и}$ в виде соприкасающихся n парциальных (частичных) импульсов, каждый из которых имеет длительность $\tau_k = \tau_{и}/n$ и сдвинут по фазе относительно предыдущего парциального импульса на определенный угол $\Delta\varphi$. Наиболее часто этот фазовый сдвиг равен нулю или 180° (π).

Для обозначения закона чередования фаз применяют двоичную систему: 0 — начальная фаза парциального импульса нулевая, 1 — начальная фаза π . Радиоимпульс, манипулированный согласно коду 0001101, показан на рис. 4.10.

Возможный вариант РЛС с фазоманипулированными радиоимпульсами показан на рис. 4.11. Колебания u_1 несущей частоты усиливаются в одном из двух стробированных усилителей, затем в усилителе мощности и через антенный переключатель поступают в антенну в виде фазоманипулированных радиоимпульсов. Манипуляция производится с помощью схемы формирования кода, которая запускается синхронизатором РЛС. Кодовые последовательности импульсов u_2 стробируют усилители так, что в интервалах времени τ_k с кодовым символом 0 открыт усилитель, не создающий фазового сдвига ($\Delta\varphi=0$), а при символе 1 открыт другой усилитель, сдвигающий фазу на $\Delta\varphi=\pi$. Это позволяет

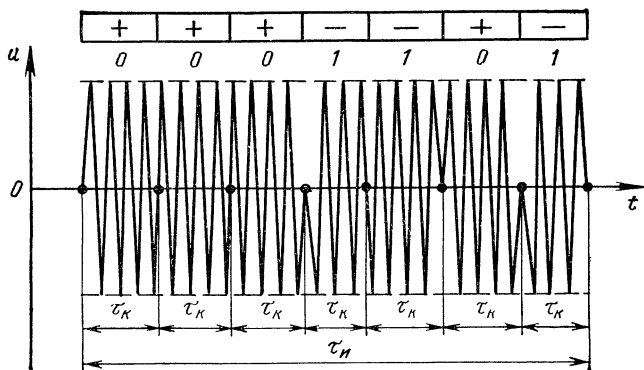


Рис. 4.10. Радиоимпульс с внутренней фазовой манипуляцией

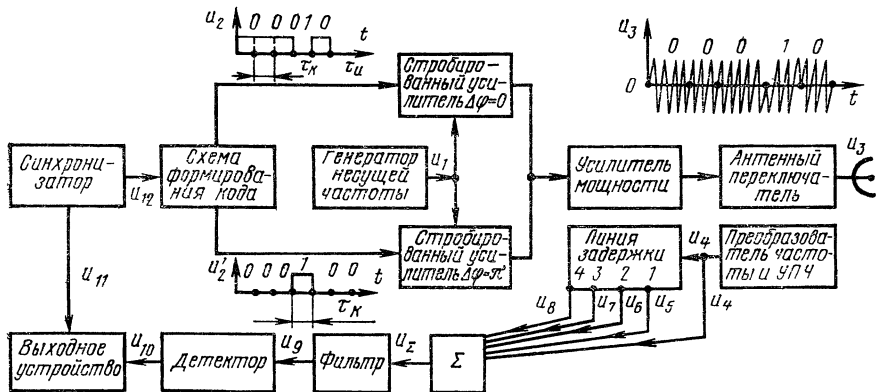


Рис. 4.11. Функциональная схема РЛС с фазоманипулированными импульсами

получить в усилителе мощности и антенне радиопульсы с заданным кодом (00010).

Радиопульсы, отраженные от цели, принимаются антенной, проходят через антенный переключатель в приемник и подвергаются оптимальной фильтрации по промежуточной частоте. Линия задержки, через которую пропускается последовательность импульсов промежуточной частоты u_4 , имеет $(n-1)$ отводов, которые располагаются так, чтобы задержка сигнала между двумя соседними отводами составляла τ_k . Для сжатия импульсов от τ_u до τ_k необходимо разрушить фазовую манипуляцию, т. е. произвести декодирование в последовательности, обратной кодированию: вместо порядка 00010 скачки фазы должны следовать коду 01000. Поэтому к сумматору подключены отводы 2, 3 и 4 непосредственно, а отвод 1 — через фазовращатель на π (инвертор).

На временных диаграммах (рис. 4.12) последовательности импульсов промежуточной частоты показаны условными знаками «+» и «—», чтобы обратить внимание на начальные фазы парциальных импульсов. В задержанных последовательностях u_6 , u_7 и u_8 знаки одинаковые, а в перевернутой по фазе на π последовательности u_5 — обратные по сравнению с входной последовательностью u_4 , имеющей код 00010.

Сумматор производит алгебраическое сложение импульсов в каждом кодовом интервале, и когда последний импульс кодовой последовательности u_4 входит в линию задержки, то на выходе сумматора, как видно из диаграммы, образуется радиопульс с треугольной огибающей с максимальной амплитудой, которая больше исходной в 5 раз.

В общем случае коэффициент сжатия равен числу кодовых интервалов n , т. е. длительность импульса уменьшается от τ_u до $\tau_k = \tau_u/n$ и соответственно в n раз возрастает мощность сигнала.

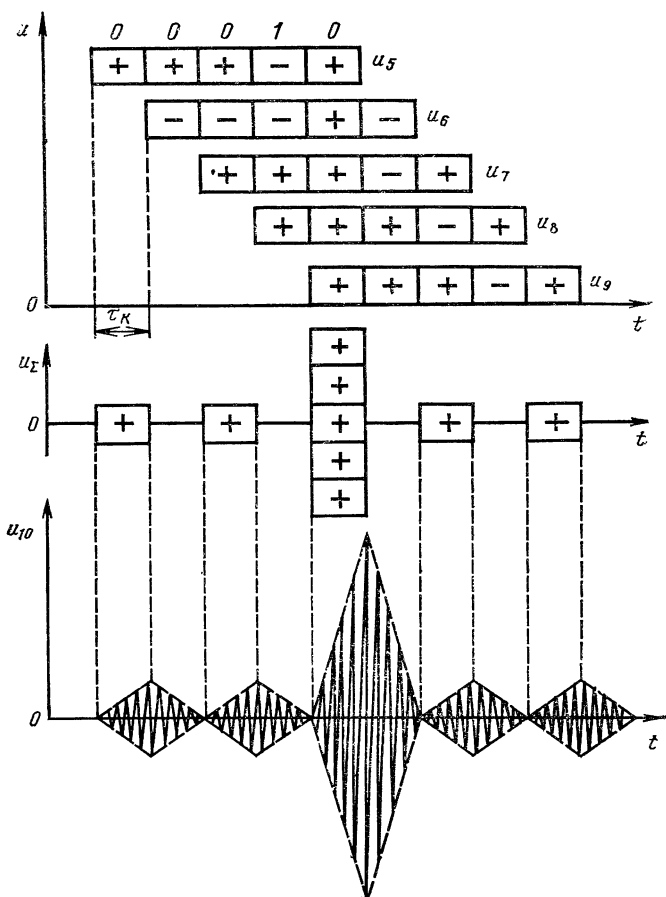


Рис. 4.12. Временные диаграммы фильтрации фазоманипулированного импульса

§ 4.5. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ПЕРЕДАЮЩИХ ТРАКТОВ САМОЛЕТНЫХ РЛС

Передающий тракт любой РЛС состоит из радиопередающего устройства, волноводной (фидерной) системы и антенны.

Радиопередающее устройство (передатчик) предназначено для преобразования энергии источников питания в энергию высокочастотных колебаний.

В РЛС применяются два основных типа передатчиков: передатчики с использованием мощного генератора с самовозбуждением (без усиления) и передатчики с маломощным высокостабильным генератором, колебания которого многократно усиливаются до требуемого уровня мощности несколькими усилительными каскадами. Передатчики первого типа чаще используются в неко-

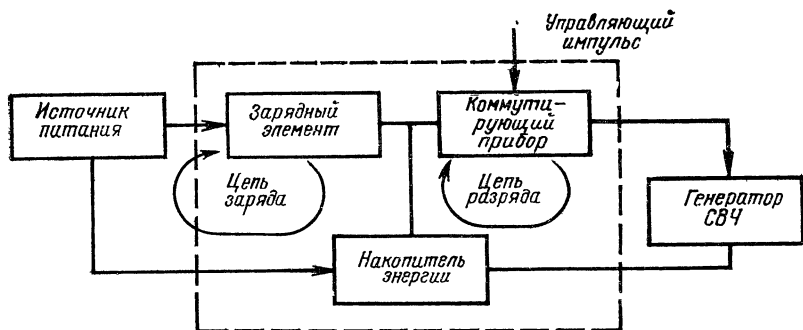


Рис. 4.13. Структурная схема импульсного модулятора

герентных РЛС как импульсных, так и непрерывных. Передатчики второго типа применяются чаще в когерентных РЛС.

Передатчики первого типа обычно состоят из модулирующего устройства и генератора СВЧ.

В импульсных РЛС модулирующее устройство часто включает в себя подмодулятор и модулятор. Модулятор является мощным генератором модулирующих видеоимпульсов необходимой амплитуды и длительности. Подмодулятор служит для управления работой модулятора.

Структурная схема импульсного модулятора показана на рис. 4.13. Основными элементами модулятора являются: зарядный элемент, накопитель энергии и коммутирующий прибор. Работа импульсного модулятора сводится к двум процессам: накоплению энергии от источника питания сравнительно малой мощности в течение паузы между импульсами и кратковременному разряду накопителя энергии на нагрузку — генератор СВЧ. Управление этими процессами осуществляется коммутирующим прибором. Зарядный элемент предназначен для предохранения источника питания от перегрузки. Обычно — это активное сопротивление или дроссель. В качестве накопителей энергии используются конденсаторы, искусственные длинные линии и реже — индуктивные накопители. Роль коммутирующего прибора играют электронные лампы, тиратроны, нелинейные индуктивности и полупроводниковые управляемые приборы — тиристоры.

В качестве примера рассмотрим магнитотиристорный модулятор РЛС «Гроза», упрощенная принципиальная схема которого показана на рис. 4.14. Модулятор содержит два звена, основными элементами которых являются: C_1 — накопительная емкость первого звена, C_2 — накопительная емкость второго звена, D_1 и D_2 — коммутирующие приборы первого звена (тиристоры), Tr_2 — коммутирующий прибор второго звена (нелинейная индуктивность), L_2 — нелинейный дроссель. Во втором звене включена формирующая линия L_3 , C_3 и L_4 , C_4 для улучшения формы модулирующих импульсов. Кривая намагничивания сердечников

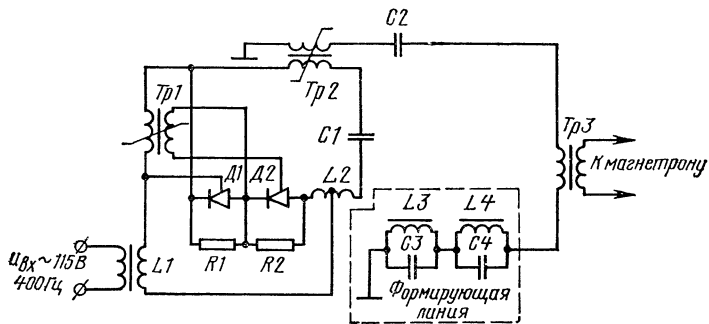


Рис. 4.14. Упрощенная принципиальная схема магнитотиристорного модулятора

магнитных коммутаторов и дросселей показана на рис. 4.15. Работа схемы иллюстрируется временными диаграммами напряжений (рис. 4.16).

Вторичная обмотка дросселя $L1$ (см. рис. 4.14) совместно с конденсатором $C1$ настраивается в резонанс на частоту питающей сети 400 Гц с помощью регулируемого зазора сердечника дросселя $L1$. В течение времени от $t=0$ до $t=t_2$ конденсатор $C1$ заряжается. При $t=0$ сердечники трансформаторов $Tr1, Tr2$ и дросселя $L2$ отрицательно насыщены (точка 1 на петле гистерезиса, рис. 4.15). В промежутке времени от $t=0$ до $t=t_1$ через их обмотки течет отрицательная полуволна тока заряда конденсатора $C1$, поддерживая сердечники в состоянии отрицательного насыщения (в районе точки 1).

При $t=t_1$ ток заряда конденсатора $C1$ меняет знак и выводит сердечники $Tr1, Tr2$ и $L2$ из состояния отрицательного насыщения

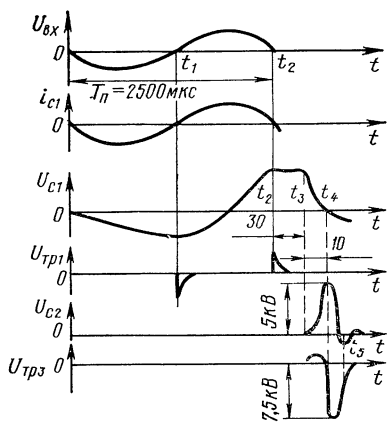
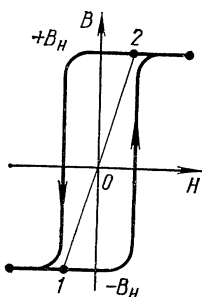


Рис. 4.15. Кривая намагничивания пермалловых сердечников

Рис. 4.16. Диаграммы напряжений в схеме модулятора

ния. Начиная с $t=t_1$ индукция в сердечниках изменяется по кривой намагничивания от точки 1 к точке 2. Индукция в сердечниках Тр1, Тр2 и L2 достигает точки 2 несколько ранее момента t_2 . Изменение индукции в сердечниках этих элементов вызывает появление на их обмотках напряжений, которые имеют вид импульсов пилообразной формы. Во время перемагничивания сердечников трансформаторов Тр1, Тр2 и дросселя L2 индуктивное сопротивление их обмоток резко возрастает, но остается на порядок меньше индуктивного сопротивления дросселя L1. Поэтому включение Тр1, Тр2 и L2 в цепь заряда конденсатора С1 не оказывает существенного влияния на форму зарядного тока конденсатора С1.

В момент $t=t_2$ за счет изменения знака тока заряда конденсатора С1 на обмотках трансформатора Тр1 образуются положительные импульсы, которые прикладываются к управляющим электродам тиристоров Д1 и Д2. Последние открываются. Конденсатор С1 получает возможность разряжаться через дроссель L2, трансформатор Тр2 на конденсатор С2. В течение времени t_2-t_3 (примерно 30 мкс) сердечник дросселя L2 перемагничивается от точки 2 к точке 1 по левой ветви петли гистерезиса. Через тиристоры Д1 и Д2 течет небольшой ток. В момент t_3 сердечник дросселя L2 насыщается отрицательно (точка 1 на рис. 4.15) и в течение времени t_3-t_4 конденсатор С1 отдает свой заряд конденсатору С2, разряжаясь через трансформатор Тр2, первичную обмотку импульсного трансформатора Тр3 и формирующую линию. После заряда конденсатора С2 отрицательно насыщается сердечник трансформатора, и конденсатор С2 разряжается на нагрузку. Благодаря наличию формирующей линии импульс приобретает прямоугольную форму.

Генераторы высокой частоты выполняются на разных электронных приборах. Генераторы метровых волн выполняются на высокочастотных лампах, клистродах, лампах бегущей и обратной волны /ЛБВ, ЛОВ/ и магнетронах. Импульсная мощность магнетронов может достигать 5 МВт при КПД до 60 %. Изменением объема резонатора осуществляется перестройка несущей частоты на $\pm 7\%$ от среднего значения. Среди мощных ламп бегущей и обратной волны наибольшее применение получили ЛБВМ и ЛОВМ. Это — разновидности ЛБВ и ЛОВ типа М с поперечным магнитным полем. Их основное преимущество — широкий диапазон перестройки и высокий КПД — около 50 %.

До появления мощных усилительных клистронов передатчики РЛС выполнялись как однокаскадные (автогенераторы). Затем стали строить многокаскадные передатчики с импульсной мощностью до 30 МВт, средней мощностью до 400 кВт при КПД выходного клистрода 35—45 %. Клистронные усилители более узкополосны, чем магнетроны и ЛОВ. В последние годы появились новые генераторы: твистроны и митроны. Твистроны приближаются по импульсной мощности к клистродам (до 5 МВт), а по широкополосности они превосходят клистроны и ЛБВ: у них полоса про-

пускаания 15 % при 8 % у лучших клистронов и 10 % у ЛБВ. Митроны работают в непрерывном режиме, развивая мощность до 500 Вт при КПД около 70 %, и при изменении анодного напряжения могут изменять частоту в широких пределах. Габариты митронов, приходящиеся на каждый Ватт генерируемой мощности, значительно меньше, чем у других генераторов СВЧ.

§ 4.6. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ПРИЕМНЫХ УСТРОЙСТВ РЛС

Назначение приемника РЛС заключается в обнаружении отраженного от цели сигнала и извлечении из него полезной информации на фоне шумов. Шум может попадать в приемник через антенну вместе с полезным сигналом (внешний шум) или возникать в самом приемнике (внутренний шум). Идеальный приемник не добавляет своего шума к усиливаемому сигналу, но во всех реальных приемниках создается некоторый внутренний шум. В радиолокационных приемниках сантиметрового диапазона волн основными источниками внутренних шумов являются: смеситель, гетеродин, первые каскады УПЧ, а также элементы волноводно-фидерных линий, связывающих смеситель с антенной и с гетеродином. Так как шум нельзя полностью устранить, влияние его должно быть сведено к минимуму для получения оптимальных характеристик РЛС. Снижение уровня шума улучшает способность приемника обнаруживать слабые сигналы и извлекать полезную информацию.

В самолетных РЛС применяются приемники различных типов: супергетеродинные, сверхрегенеративные, детекторные с усилением по видеочастоте и с настроенными высокочастотными каскадами. Последние применяются для приема заведомо сильных сигналов, например, в самолетных ответчиках радиолокационной системы опознавания при приеме мощных сигналов запроса от наземных РЛС. Однако наибольшее распространение в самолетных РЛС получили супергетеродинные приемники благодаря их высокой чувствительности, большому коэффициенту усиления, хорошей избирательности и надежности.

В самолетных РЛС используются приемники супергетеродинного типа с высокой чувствительностью 10^{-12} — 10^{-14} Вт (или 90—110 дБ/мВт).

Функциональная схема супергетеродинного приемника самолетной РЛС приведена на рис. 4.17. В большинстве случаев приемники бортовых РЛС сантиметрового диапазона волн не содержат усилитель высокой частоты, так как УВЧ на обычных электронных лампах работает неэффективно, имеет малый коэффициент усиления и высокий уровень шумов. В этом случае входным каскадом приемника является смеситель. Однако современные достижения в области малощумящих приборов СВЧ позволяют применять в приемниках усилители высокой частоты с низким уровнем шума. В качестве усилительных приборов могут приме-

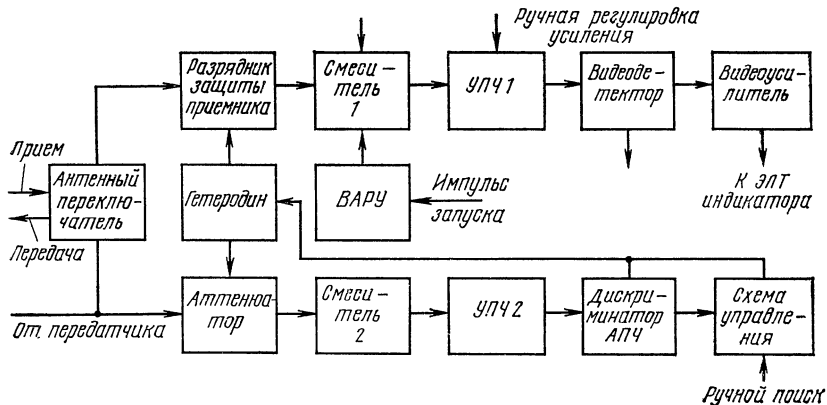


Рис. 4.17. Функциональная схема приемника РЛС

няться лавинно-пролетные диоды, туннельные диоды, диоды Ганна, ЛБВ, ЛОВ, клистроны, параметрические и квантовые усилители.

Смеситель приемника должен обладать минимальными потерями и низким уровнем шумов. В качестве смесителей используют полупроводниковые диоды, варакторы, а также транзисторы (биполярные и полевые). Роль гетеродина выполняют генераторы на клистронах, туннельных диодах, транзисторах. Для подавления шумов гетеродина в самолетных РЛС смеситель часто выполняется по балансной схеме. В балансных смесителях используются гибридные волноводные соединения — двойные волноводные тройники, кольцевые волноводные мосты, щелевые мосты.

Усилитель промежуточной частоты (УПЧ) обеспечивает основное усиление сигнала в приемном тракте и представляет собой многокаскадный резонансный усилитель с фиксированной частотой настройки. Обычно УПЧ конструктивно разделяют на два блока: предварительный УПЧ (ПУПЧ) и основной УПЧ. Предварительный УПЧ (1—2 каскада) размещается непосредственно у антенны, а основной — в блоке приемопередатчика РЛС.

Для предотвращения перегрузки приемника и индикатора сильными сигналами основной УПЧ часто имеет логарифмическую амплитудную характеристику, что позволяет сжать динамический диапазон сигналов с 60—70 дБ на входе до 12—14 дБ на выходе. Пример построения УПЧ с логарифмической амплитудной характеристикой рассмотрен в следующем параграфе.

После УПЧ следует видеодетектор, который служит для преобразования радиоимпульсов, поступающих с выхода основного УПЧ, в видеоимпульсы, форма которых совпадает с огибающей радиоимпульсов.

Усиление видеоимпульсов до уровня, необходимого для нормальной работы ЭЛТ индикатора, осуществляется в видеоусили-

теле. Применение основного УПЧ с логарифмической амплитудной характеристикой обеспечивает широкий динамический диапазон приемника по входному сигналу, но вместе с тем нивелирует различие в амплитудах сигналов и этим ухудшает контрастность радиолокационного изображения на экране индикатора. Поэтому для повышения четкости изображения целей используются трехтонные видеоусилители, принцип работы которых подробно рассмотрен ниже.

Во время работы РЛС изменения частоты передатчика $f_{\text{п}}$ и гетеродина $f_{\text{г}}$ могут быть настолько значительны, что фактическая промежуточная частота $f_{\text{пр}} = f_{\text{г}} - f_{\text{п}}$ уходит за пределы полосы пропускания основного УПЧ, и прием отраженного от цели сигнала оказывается невозможным. Поэтому для поддержания постоянства промежуточной частоты применяется система автоматической подстройки частоты (АПЧ) следящего типа. Часто эта система имеет отдельный канал по высокой частоте, в который поступает ослабленный сигнал передатчика. Радиоимпульсы передатчика и непрерывные колебания гетеродина поступают в смеситель АПЧ. На выходе смесителя образуются радиоимпульсы промежуточной частоты, которые усиливаются однокаскадным УПЧ канала АПЧ и поступают на вход дискриминатора. Последний вырабатывает сигнал ошибки, если разность частот $f_{\text{г}} - f_{\text{п}}$ не равна промежуточной частоте. Сигнал ошибки поступает на схему управления, посредством которой осуществляется подстройка частоты гетеродина.

Чтобы приемник и индикатор не перегружались сигналами большого уровня, используются различные схемы автоматической регулировки усиления (АРУ), которые:

- поддерживают постоянной чувствительность приемника путем регулировки его усиления по уровню собственных шумов (ШАРУ);

- регулируют усиление приемника таким образом, чтобы амплитуда сигналов от близких и далеких целей на выходе приемника оставалась постоянной (АРУ и ВАРУ);

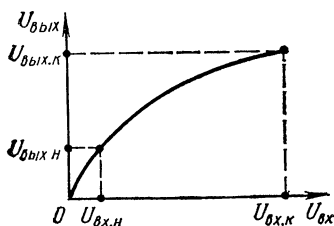
- защищают приемник от воздействия мощных помех большой длительности (БАРУ).

Работа некоторых схем АРУ должна быть согласована по времени с работой передатчика (например, схема временной регулировки усиления). Поэтому их запуск осуществляется импульсом синхронизатора. Работа всех схем АРУ сводится к изменению коэффициента усиления основного УПЧ.

§ 4.7. УСИЛИТЕЛЬ ПРОМЕЖУТОЧНОЙ ЧАСТОТЫ С ЛОГАРИФМИЧЕСКОЙ АМПЛИТУДНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКОЙ

Логарифмическая амплитудная характеристика позволяет сжать динамический диапазон входных сигналов с 60—70 дБ на входе до 12—14 дБ на выходе. Аналитическое выражение для

Рис. 4.18. Амплитудная характеристика УПЧ



амплитудной характеристики логарифмического усилителя имеет вид

$$U_{\text{ВЫХ}} = K_0 U_{\text{ВХ.Н}} \left(\ln \frac{U_{\text{ВХ}}}{U_{\text{ВХ.Н}}} + 1 \right),$$

а графическое изображение показано на рис. 4.18. Здесь K_0 — максимальный коэффициент усиления УПЧ при работе его в линейном режиме (т. е. при $U_{\text{ВХ}} \leq U_{\text{ВХ.Н}}$); $U_{\text{ВХ.Н}}$ и $U_{\text{ВЫХ.Н}}$ — входное и выходное напряжения, при которых начинается логарифмическая характеристика; $U_{\text{ВХ.К}}$ и $U_{\text{ВЫХ.К}}$ — напряжения, при которых заканчивается логарифмическая характеристика.

Существуют различные схемные решения для обеспечения логарифмической амплитудной характеристики, однако в их основу положен метод изменения коэффициента усиления и последовательного сложения напряжений с выходов отдельных каскадов.

В качестве примера рассмотрим принципиальную схему УПЧ с логарифмической амплитудной характеристикой метеонавигационной РЛС «Гроза». (рис. 4.19). В состав УПЧ входят: линейный усилительный каскад, выполненный по схеме с общим эмиттером на транзисторе Т1; пять одинаковых каскадов усиления, выполненных по каскадной схеме «общий эмиттер — общая база» на транзисторах Т2—Т3; Т5—Т6, Т8—Т9, Т11—Т12, Т14—Т15, каждый из которых содержит линейный видеоусилитель на транзисторах Т4, Т7, Т10, Т13, Т16 с общей нагрузкой R54; видеодетектор Д1, сигнал с которого на общую нагрузку УПЧ (R54) подается через линейный видеоусилитель на транзисторе Т17; линейный видеоусилитель на транзисторе Т18, который служит согласующим элементом между УПЧ и видеоусилителем с управляемой амплитудной характеристикой.

Нагрузкой первого каскада УПЧ является система двух связанных контуров, настроенных на промежуточную частоту. Второй и последующие каскады УПЧ выполнены по каскадной схеме с последовательным питанием транзисторов по постоянному току. Нагрузкой каскадов служат одиночные колебательные контуры, настроенные на промежуточную частоту.

В качестве активных элементов Т1—Т17 применены высокочастотные транзисторы типа 1Т311А. Применение каскадной схемы позволило получить коэффициент усиления УПЧ, достигающий нескольких тысяч без применения нейтрализации внутренней обратной связи транзисторов. Полоса пропускания амплитудно-частотной характеристики УПЧ на уровне 3 дБ равна 1,2—2,2 МГц и симметрична относительно промежуточной частоты 30 МГц.

Рассмотрим кратко процесс формирования логарифмической амплитудной характеристики УПЧ. При малых входных сигналах

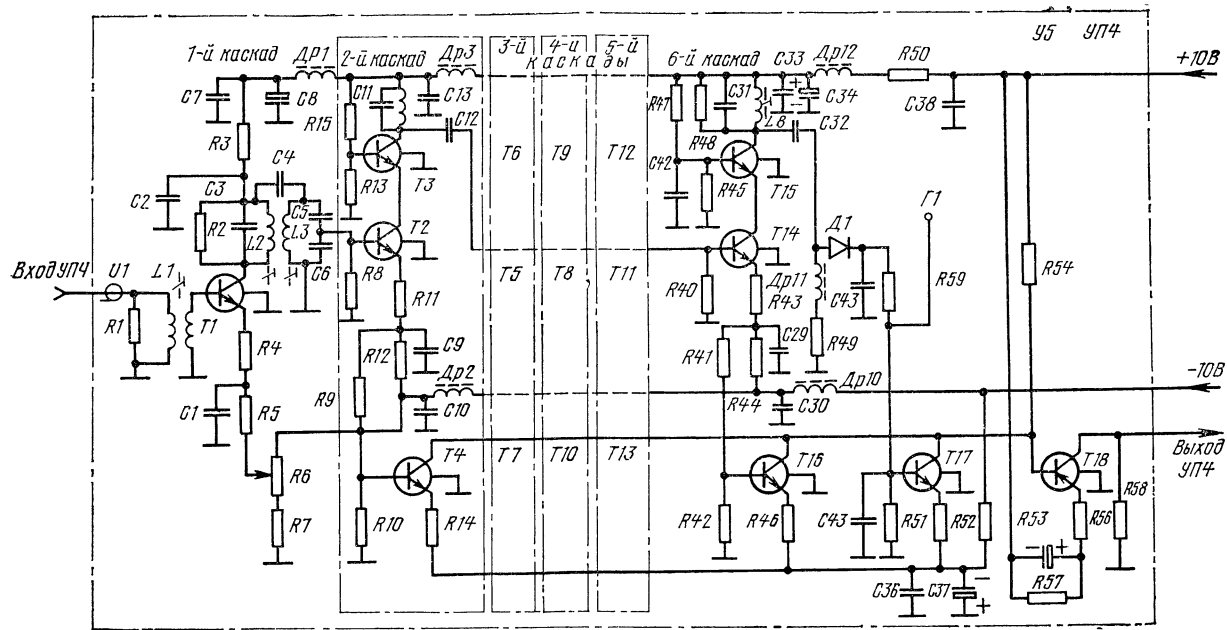


Рис. 4.19. Принциальная схема УПЧ

лах, меньших уровня $U_{вх.н}$ (см. рис. 4.18), при котором происходит насыщение последнего каскада УПЧ, усилитель работает в линейном режиме. На общей нагрузке R 54 выделяется проректированное напряжение практически только с детектора Д1, усиленное линейным видеоусилителем на транзисторе Т17. При увеличении уровня входного сигнала УПЧ выше уровня $U_{вх.н}$ каскадные усилители, начиная с последнего, собранного на транзисторах Т14—Т15, переходят в нелинейный режим (режим отсечки), и на входах соответствующих видеоусилителей Т16, Т13 и других вследствие детектирования на входных $n-p$ -переходах каскадных схем появляются видеоимпульсы, которые суммируются на резисторе R 54.

Заметим, что у приемников импульсно-доплеровских РЛС должна быть обеспечена высокая линейность амплитудной характеристики для того, чтобы не возникали взаимные перекрестные помехи, которые расширяют спектр сигнала и ухудшают отношение сигнал/шум на выходе фильтров доплеровских частот.

§ 4.8. ТРЕХТОНОВЫЙ ВИДЕОУСИЛИТЕЛЬ

УПЧ с логарифмической амплитудной характеристикой ухудшает разборчивость радиолокационного изображения, так как нивелирует в определенной степени различие в амплитудах сигналов (т. е. ухудшается контрастность изображения вследствие большого усиления слабых и меньшего усиления сильных сигналов). Некоторую компенсацию этого ухудшения дает применение метода трехтоновой индикации. При этом отдельные участки экрана индикатора РЛС разделяются по яркости свечения на три уровня:

- 1) слабого свечения экрана на участках, соответствующих отражениям от водоемов;
- 2) среднего свечения экрана на участках, соответствующих отражениям от равнинной местности;

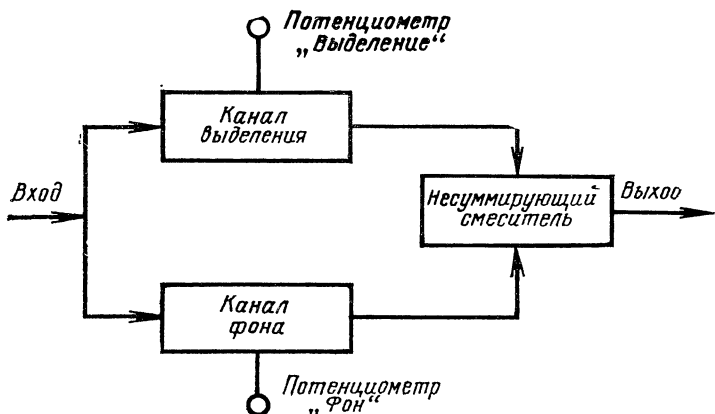


Рис. 4.20. Структурная схема трехтонового видеоусилителя

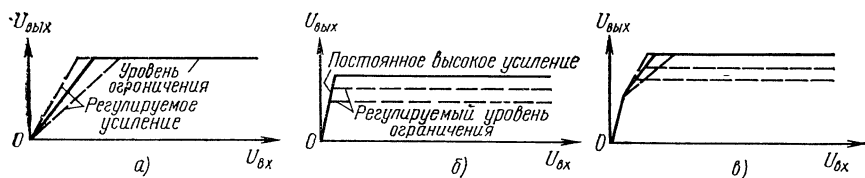


Рис. 4.21. Амплитудные характеристики трехтонового видеоусилителя:
 а — канал выделения; б — канал фона; в — суммарная характеристика

3) яркого свечения экрана на участках, соответствующих отражениям от крупных городов, крутых берегов, гор и т. п.

Для получения этих уровней в приемниках самолетных РЛС обзора земли применяются трехтоновые видеоусилители, в основу работы которых положен принцип подавления некоторых промежуточных тонов до уровня фона местности с одновременным выделением отдельных, наиболее сильно отражающих объектов. Трехтоновый видеоусилитель (рис. 4.20) имеет два канала. Первый канал (канал выделения) имеет малое регулируемое усиление и высокий постоянный уровень ограничения (рис. 4.21, а). Благодаря этому видеосигналы на его выходе сохраняют почти все детали изображения застроенных участков и других сильно отражающих объектов. Соотношение между слабыми сигналами здесь не изменяется, а контрастность между сушей и водой остается низкой.

Во втором канале (канал фона) имеется постоянное высокое усиление и низкий регулируемый уровень ограничения (рис. 4.21, б). За счет большого усиления слабые сигналы повышается контрастность между сушей и водой. Благодаря низкому уровню ограничения на выходе канала фона отсутствуют сигналы, превышающие уровень ограничения. Правильная регулировка трехтонового видеоусилителя позволяет получить на экране индикатора РЛС четкое и контрастное изображение земной поверхности.

§ 4.9. ОСОБЕННОСТИ АНТЕНН САМОЛЕТНЫХ РЛС

Антенные устройства служат либо для излучения, либо для приема электромагнитной энергии. Антенна преобразует энергию электрических колебаний в энергию электромагнитного поля при работе на передачу и осуществляет обратный процесс при работе на прием.

Радиолокационные антенны дают возможность осуществлять направленную передачу и направленный прием. Для импульсных РЛС характерно применение одной антенны для передачи и приема. Переключение с приема на передачу и обратно производится с помощью специальных устройств — антенных переключателей. При использовании одной антенны для приема и передачи характер направленного действия антенны совершенно одинаков

К антеннам самолетных РЛС предъявляют специфические требования:

- минимальное аэродинамическое сопротивление;
- высокая механическая прочность и минимальная масса;
- высокая электрическая прочность, т. е. способность нормально работать на больших высотах в условиях пониженного атмосферного давления;
- минимальное вредное взаимное влияние антенн, размещенных на самолете;
- минимальное влияние корпуса самолета на электрические параметры антенн.

Вследствие того, что к антеннам подводятся большие мощности (сотни и тысячи киловатт в импульсе), возникает опасность электрического пробоя в антенно-фидерном тракте и передатчике. Опасность пробоя особенно сильна на больших высотах полета, где в разреженной атмосфере легко происходит ионизация воздуха. Для предотвращения пробоев волноводный тракт антенны, включая облучатель, выполняется герметичным и в нем поддерживается постоянное давление, превышающее атмосферное давление у земли.

Чтобы обеспечить требуемую аэродинамическую форму самолета, в зависимости от типа и назначения антенны, а также от места ее установки применяют обтекатели того или иного вида — от монтируемых заподлицо с внешней поверхностью самолета с углом падения радиоволн 0° до обтекаемых с хорошими аэродинамическими характеристиками и большим значением угла падения радиоволн для установки в носовой части. Антенные обтекатели должны обеспечивать минимальную величину поглощения и отражения энергии от своих стенок. Они не должны вносить искажений в форму диаграммы направленности, должны выдерживать значительные аэродинамические и ударные нагрузки и обладать высокой температурной стойкостью, а также влагостойкостью. Для изготовления обтекателей антенн используют полистирол, синтетический каучук, фиберглас и другие органические пластмассы, а также остеклованную керамику. Для повышения прочности применяются двух- и трехслойные конструкции обтекателей, а также обтекатели, имеющие сотовую конструкцию. Обтекатели антенн при эксплуатации должны быть чистыми, так как загрязнение обтекателя увеличивает потери и снижает точность работы РЛС.

§ 4.10. ТИПЫ АНТЕНН САМОЛЕТНЫХ РЛС

На самолетах применяются следующие типы антенн: зеркальные, рупорные, щелевые, вибраторные и другие.

Зеркальные антенны. В диапазоне сантиметровых волн зеркальные антенны — наиболее распространенный тип остронаправленных антенн. Они состоят (рис. 4.22, а) из первичного, обычно слабонаправленного, источника излучения (приема), именуемого

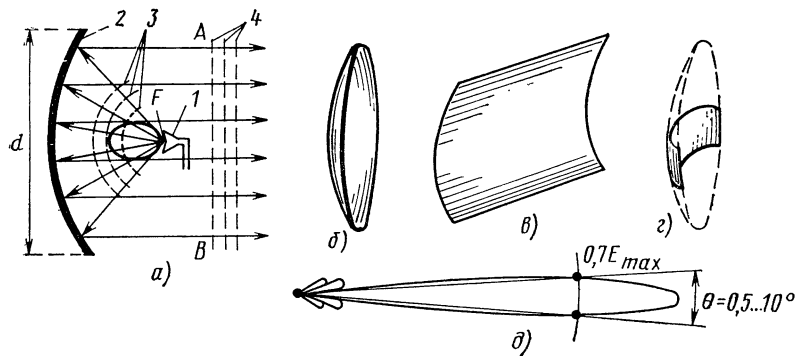


Рис. 4.22. Зеркальные антенны:

а — принцип действия зеркальной антенны; *б* — параболоид вращения; *в* — параболический цилиндр; *г* — симметрично-усеченный параболоид; *д* — диаграмма направленности

облучателем *1*, и из сплошной или решетчатой металлической поверхности специальной формы — зеркала (рефлектора *2*), хорошо отражающего электромагнитную энергию, посланную на него облучателем.

Наиболее распространенными являются зеркала в форме параболоида вращения (рис. 4.22, *б*) или параболического цилиндра (рис. 4.22, *в*). Поэтому зеркальные антенны с параболическими зеркалами часто называют параболическими антеннами.

Из оптики известно, что если источник света поместить в фокус параболического зеркала, то вследствие отражающего действия зеркала получается узкий пучок параллельных лучей. Параболические антенны по своему действию аналогичны оптическому прожектору. Другое важное свойство параболических антенн состоит в том, что длина путей всех лучей, идущих из фокуса *F* параболы до произвольной плоскости, перпендикулярной к лучам (например, до плоскости *AB*), одинакова, и, следовательно, лучи имеют одинаковую фазу. При этом сферический (цилиндрический) фронт волны (*3*) поля облучателя превращается в плоский фронт волны (*4*) на выходе антенны.

С помощью зеркальных антенн можно получать весьма остро-направленные (игольчатые) диаграммы излучения (приема) с шириной $\theta = 0,5...10^\circ$ и менее (рис. 4.22, *д*). Ширину диаграммы направленности приближенно можно вычислить по формуле

$$\theta \approx 60 \frac{\lambda}{d}.$$

Например, для получения $\theta = 2^\circ$ на волне $\lambda = 3$ см необходимо зеркало диаметром $d = 90$ см.

В качестве облучателей зеркальных антенн используют однонаправленные облучатели: двухвибраторные, двухщелевые, рупорные и другие.

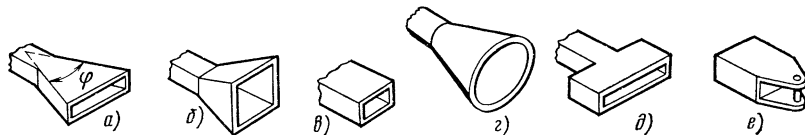


Рис. 4.23. Рупорные антенны:

а — секториальная; *б* — пирамидальная; *в* — открытый конец волновода; *г* — коническая; *д* — коробчатая; *е* — открытый конец волновода с «разбрызгиванием»

Рупорные антенны (рис. 4.23) представляют собой металлический рупор той или иной формы, присоединенный к концу волновода. Наиболее часто применяются секториальные (*а*), пирамидальные (*б*), конические (*г*) и некоторые другие рупорные антенны.

Открытый конец волновода (рис. 4.23, *в*) как антенна имеет низкую эффективность. Это вызвано резким изменением условий распространения радиоволн у открытого конца волновода, так как в волноводе волна имеет плоский фронт, а в свободном пространстве — сферический, что приводит к значительному отражению радиоволн обратно в волновод. Для получения более эффективного и более направленного излучения (приема) конец волновода снабжается рупором. Рупор обеспечивает плавный переход от волновода к свободному пространству, благодаря чему фронт радиоволны в процессе движения в рупоре плавно преобразуется из плоского в сферический (рис. 4.24); тем самым почти полностью исключается отражение радиоволн от открытого конца — раскрытия рупора.

С увеличением угла раскрытия φ рупора (см. рис. 4.23, *а*) ширина диаграммы направленности вначале убывает, а затем уровень боковых лепестков возрастает. Рупорные антенны применяют при формировании не очень острых диаграмм направленности (не менее $10\text{--}15^\circ$).

Щелевая антенна представляет собой отверстие (щель) той или иной формы, прорезанное в металлической поверхности (листе, стенках волновода или внешнем проводнике коаксиального кабеля), которое возбуждается источником электромагнитных ко-

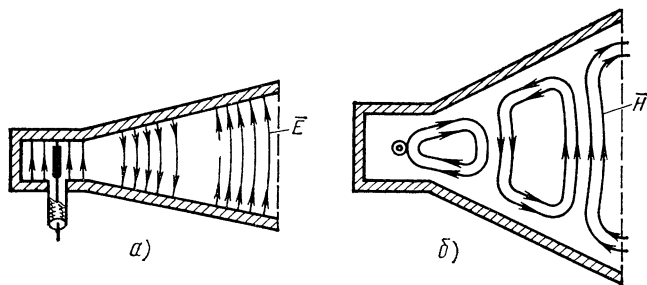


Рис. 4.24. Структура поля в рупорной антенне:

а — в вертикальной плоскости; *б* — в горизонтальной плоскости

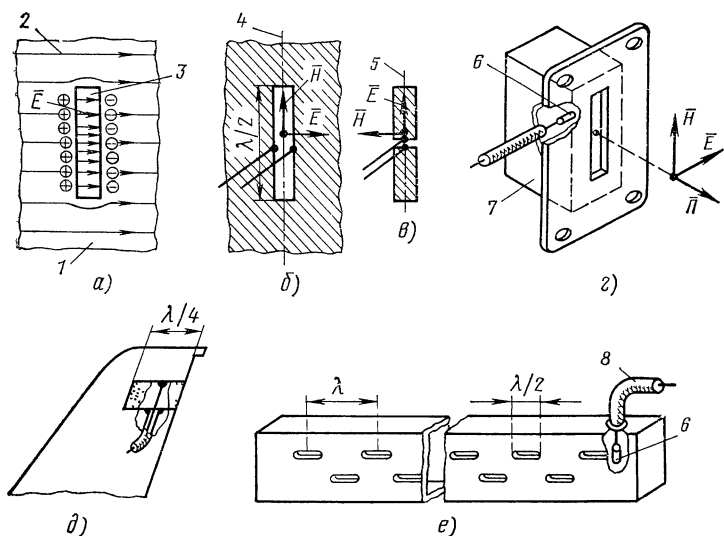
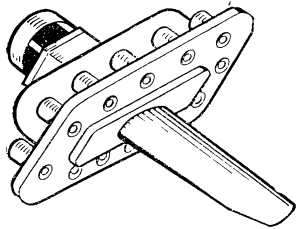


Рис. 4.25. Щелевые антенны:

а — принцип излучения (приема); *б, в* — способы возбуждения щелевой антенны и ее вибраторного аналога; *г* — односторонняя щелевая антенна; *д* — пазовая; *е* — волноводно-щелевая; 1 — металлическая поверхность; 2 — поверхностный ток; 3 — щель; 4 — ось щели; 5 — ось вибратора; 6 — зонд; 7 — резонатор; 8 — фидер

лебаний. Преимущественное применение находят антенны в виде прямоугольных узких щелей шириной порядка $0,03\text{--}0,05\lambda$ и длиной около $0,5\lambda$. Если металлическая поверхность обтекается током, а щель расположена так, что пересекает линии тока (рис. 4.25, *а*), то на краях щели появляются переменные заряды разного знака, а внутри щели — электрическое поле, силовые линии которого перпендикулярны краям щели. Если щель расположена вдоль линии тока, то на краях щели заряды не возникают, так как щель практически не искажает распределения поверхностных токов.

Наличие изменяющегося электрического поля в щели наряду с поверхностными токами является причиной излучения (приема) электромагнитных волн щелью. Очевидно, электрическое поле щелевой антенны подобно магнитному полю полуволнового вибратора. Диаграмма направленности в этом случае расположена в плоскости, перпендикулярной к направлению щели, и имеет слабо выраженные направленные свойства. Для получения более острой диаграммы направленности применяют многощелевые антенны (рис. 4.25, *е*). Формирование диаграммы направленности в многощелевых антеннах происходит так же, как и в антеннах, состоящих из многих полуволновых диполей. Щели на стенках волновода или полого резонатора прорезаются в местах пересечения ими линий поверхностных токов. Щели располагают одну относительно другой так, чтобы они все питались в фазе. Щелевые



антенны могут быть прорезаны и в обшивке самолета (рис. 4.25, *д*) и возбуждаться с помощью коаксиального кабеля.

Вибраторная антенна. Четвертьволновая несимметричная вибраторная антенна типа АМ-001 входит в комплекты самолетного радиолокационного ответчика СО-69 и дальномера СД-67. Она является приемно-передающей антенной дециметрового диапазона волн с вертикальной поляризацией поля. Конструктивно антенна выполнена в виде штыревого вертикального несимметричного вибратора длиной $\lambda/4$ (рис. 4.26). Вибратор крепится к корпусу через два четвертьволновых изолятора, образованных внутренней вытянутой плоскостью корпуса и вытянутым основанием вибратора. Корпус антенны крепится к фюзеляжу самолета. Диаграмма направленности этой антенны зависит не только от ее формы и размеров, но и от конфигурации фюзеляжа самолета.

§ 4.11. МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ РЛС И ФАЗИРОВАННЫЕ АНТЕННЫЕ РЕШЕТКИ

При ведении боевых действий на малых высотах бортовые радиолокационные средства должны решать следующие задачи: поиск и перехват воздушных целей; поиск и уничтожение наземных, в частности, малоразмерных движущихся целей; разведку и картографирование местности; пилотирование самолета с огибанием рельефа местности и др. Чтобы решать эти задачи, на борту самолета необходимо либо иметь несколько РЛС, каждая из которых обеспечивает решение одной из задач, либо одну РЛС, с помощью которой можно решить все или большинство задач.

Второй путь является более перспективным, поскольку легче удовлетворить жесткие требования к массе и габаритам бортового радиолокационного оборудования путем использования одних и тех же элементов и узлов при решении разных задач. Например, можно использовать одни и те же передатчик, приемник и выходное устройство, изменяя их режим работы соответственно решаемым задачам. Решение одних задач может быть разнесено во времени, а другие задачи могут решаться одновременно. Такие РЛС называются *многофункциональными*. Однако реализация многофункциональных РЛС при применении зеркальных антенн или других антенн затруднена, так как для решения каждой из задач диаграмма направленности антенны специфична. Кроме того, широко применявшееся ранее механическое управление положением диаграммы направленности (сканирование) уже не может обеспечить требуемых скоростей перемещения.

Рис. 4.27. Линейная (а) и плоская (б) антенные решетки

В связи с этим в последние годы за рубежом в РЛС находят применение антенные решетки, позволяющие осуществлять электронное сканирование. Управление положением главного лепестка диаграммы направленности производится с помощью электрических сигналов, а положение самой антенны остается неизменным. Электронный метод сканирования обеспечивает время перемещения луча не более 1 мкс при повороте луча на угол, равный ширине диаграммы направленности.

Антенная решетка представляет собой совокупность простейших одинаковых слабонаправленных излучателей, расположенных определенным образом относительно друг друга и питаемых по определенному закону. В качестве излучателей применяются электрические или щелевые вибраторы, рупоры, диэлектрические, спиральные и другие антенны.

Если излучатели располагаются в линию, то решетка называется линейной (рис. 4.27, а); если излучатели расположены в виде параллельных рядов, каждый из которых является линейной системой (рис. 4.27, б), — плоской или двумерной.

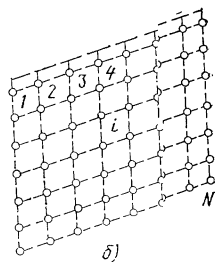
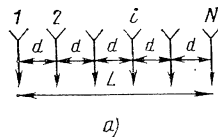
Рассмотрим принцип электронного управления лучом посредством изменения фазы на примере линейной решетки, работающей на прием (рис. 4.28). В цепь питания каждого элемента решетки включается фазовращатель, управляемый специальным устройством. С помощью фазовращателей можно изменять фазу колебаний на выходе любого элемента в пределах от нуля до 2π . Если $\varphi_1 = \varphi_2 = \varphi_3 = \dots = \varphi_N$, то колебания, принимаемые всеми элементами с направления $\psi = 0^\circ$, суммируются в фазе, образуя максимум при угле $\psi = 0^\circ$. Ширина этого луча

$$\theta = \frac{\lambda}{(N-1)d}.$$

Чтобы получить максимум луча в направлении $\psi \neq 0^\circ$, необходимо с помощью фазовращателей обеспечить сдвиг по фазе от одного элемента к другому на величину

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi d}{\lambda} \sin \psi,$$

т. е. $\varphi_1 - \varphi_2 = \varphi_2 - \varphi_3 = \dots = \varphi_{N-1} - \varphi_N = \Delta\varphi$. В этом случае колебания, принимаемые с направления ψ , суммируются в фазе, а принимаемые с направления $\psi = 0$, — со сдвигом фаз $\Delta\varphi$. В качестве уст-



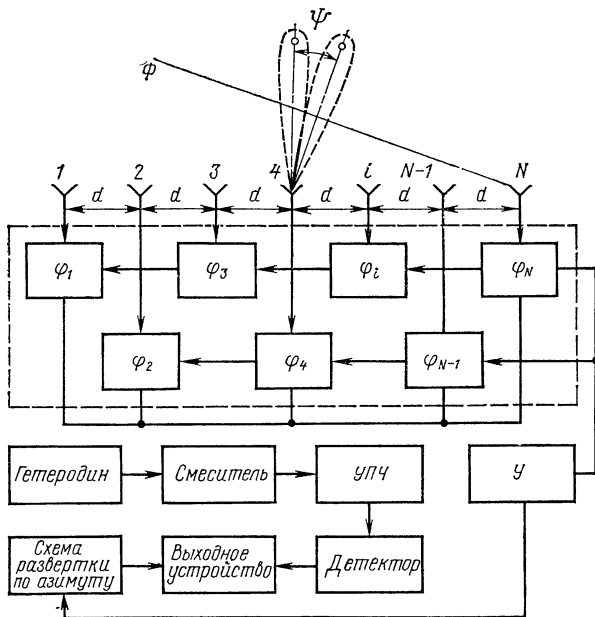


Рис. 4.28. Управление положением луча с помощью линейной решетки:
 $\varphi_1 - \varphi_n$ — фазовращатели; $У$ — схема управления фазовращателями (положением луча);
 Φ — фронт волны

роизводств изменения фазы используются различные фазовращатели: полупроводниковые, газовые, ферритовые. Антенны с фазовым сканированием называют фазированными антенными решетками (ФАР).

Если колебания с выхода каждого элемента решетки подавать на M систем фазовращателей, то можно сформировать одновременно M лучей (рис. 4.29). Подбором фаз в фазовращателях формируемые лучи можно расположить в пространстве произвольно. Для раздельного и независимого управления каждым из лучей необходимо иметь M систем управления фазовращателями. Форма каждого луча определяется числом элементов решетки, колебания с выхода которых суммируются в канале формирования этого луча.

Особый интерес представляют так называемые активные элементы антенных решеток, в которых осуществляется преобразование и усиление принимаемых и излучаемых сигналов. Применение активных элементов стало возможным благодаря успехам микроэлектроники. Активные элементы выполняются в виде модулей малых размеров и представляют собой миниатюрную РЛС со своими передатчиком, приемником и антенной. Поэтому РЛС с активной антенной решеткой не содержит самостоятельных передатчика и приемника.

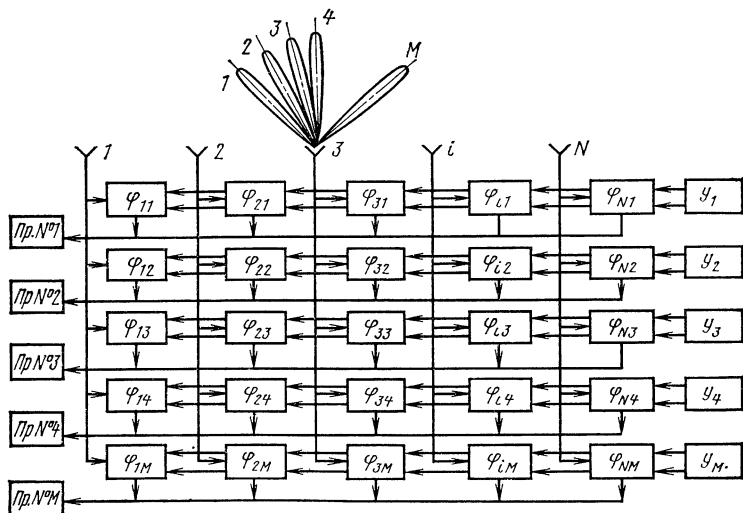


Рис. 4.29. Образование нескольких независимых лучей:

φ_{ij} — φ_{NM} — фазовращатели; Пр. № 1 — Пр. NM — приемники, $У_1$ — $У_M$ — схемы управления соответствующим лучом

ГЛАВА 5. САМОЛЕТНЫЕ РЛС ДЛЯ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ЗАДАЧ

§ 5.1. САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-67

Дальномер СД-67 предназначен для определения дальности от самолета до наземных маяков-ответчиков как на внутри-союзных авиалиниях, так и в составе международной аппаратуры ДМЕ.

Основные технические данные

Дальность действия	370 км
Точность измерения дальности	$150 \text{ м} \pm 0,05\% \text{ от } D$
Диапазон частот передатчика	1025—1150 МГц
Число рабочих каналов передатчика	126
Диапазон частот приемника	962—1213 МГц
Число рабочих каналов приемника	252
Частота следования запросных пар импульсов	$30 \pm 6 \text{ Гц}$
Длительность импульса	$3,5 \pm 0,5 \text{ мкс}$
Потребляемая мощность:	
по сети ~115 В 400 Гц	60 В·А
по сети + 27 В	56 Вт
Масса (без кабелей)	12 кг

Работа СД-67 по структурной схеме. Упрощенная структурная схема дальномера СД-67 приведена на рис. 5.1. Импульсы запуска поступают от схемы измерения дальности на шифратор, который формирует кодовую группу из двух импульсов, поступающих далее на модулятор. Одновременно в шифраторе вырабатываются импульсы бланкирования для запираания собственного приемника на время излучения запросных импульсов.

Модулятор с накопительными емкостями формирует парные импульсы колоколообразной формы. Модуляции в дальномере подвергается не только выходной каскад передатчика, но и каскады предварительного усиления и утроитель частоты. Поэтому модулятор формирует импульсы амплитудой 2,6 кВ для модуляции оконечного каскада, 1 кВ — для модуляции промежуточных каскадов и 0,5 кВ — для модуляции утроителя.

Опорная частота передатчика создается посредством двух задающих генераторов, стабилизированных кварцами. Весь диапазон рабочих частот передатчика разбивается на 13 поддиапазонов (десятки). Частотный интервал между двумя частотами поддиапазонов разбивается на 10 равных интервалов (единицы). Частоты от генераторов десятков и единиц смешиваются в сумматоре (по схеме — балансный модулятор).

Таким образом, на выходе 1-го гетеродина создается всего 130 фиксированных частот, из которых используется только 126 (с интервалом в 1 МГц).

Требуемый частотный канал выбирается на пульте управления. Напряжение выбранной частоты f_0 поступает на удвоитель частоты и далее — в блок умножителя частоты. Там колебания с частотой $2f_0$ усиливаются по мощности трехкаскадным усилителем и увеличиваются в четыре раза с помощью варакторного умножителя частоты. Сигнал с частотой $8f_0$ подается в блок СВЧ, где еще производится утроение частоты и усиление по мощности тремя каскадами усиления.

Через антенну высокочастотные импульсы с несущей частотой $24f_0$ излучаются в пространство. Напряжение с этой же частотой с утроителя поступает на 1-й смеситель приемника в качестве первого гетеродинного. Принятый антенной сигнал маяка-ответчика также поступает на 1-й смеситель приемника. Приемник выполнен полностью на полупроводниковых приборах по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты.

Первая промежуточная частота — 63 МГц, вторая — 11,3 МГц. После детектирования и усиления в видеоусилителе сигнал подается на дешифратор.

Маяки-ответчики создают ответные сигналы в виде пар импульсов с интервалом между ними 12 или 36 мкс. Дешифратор декодирует ответные пары импульсов и выдает одиночные импульсы на схему измерения дальности. При приходе одиночных импульсов или пар с другой расстановкой на выходе дешифратора сигналы отсутствуют. В дешифраторе также формируется напряжение авто-

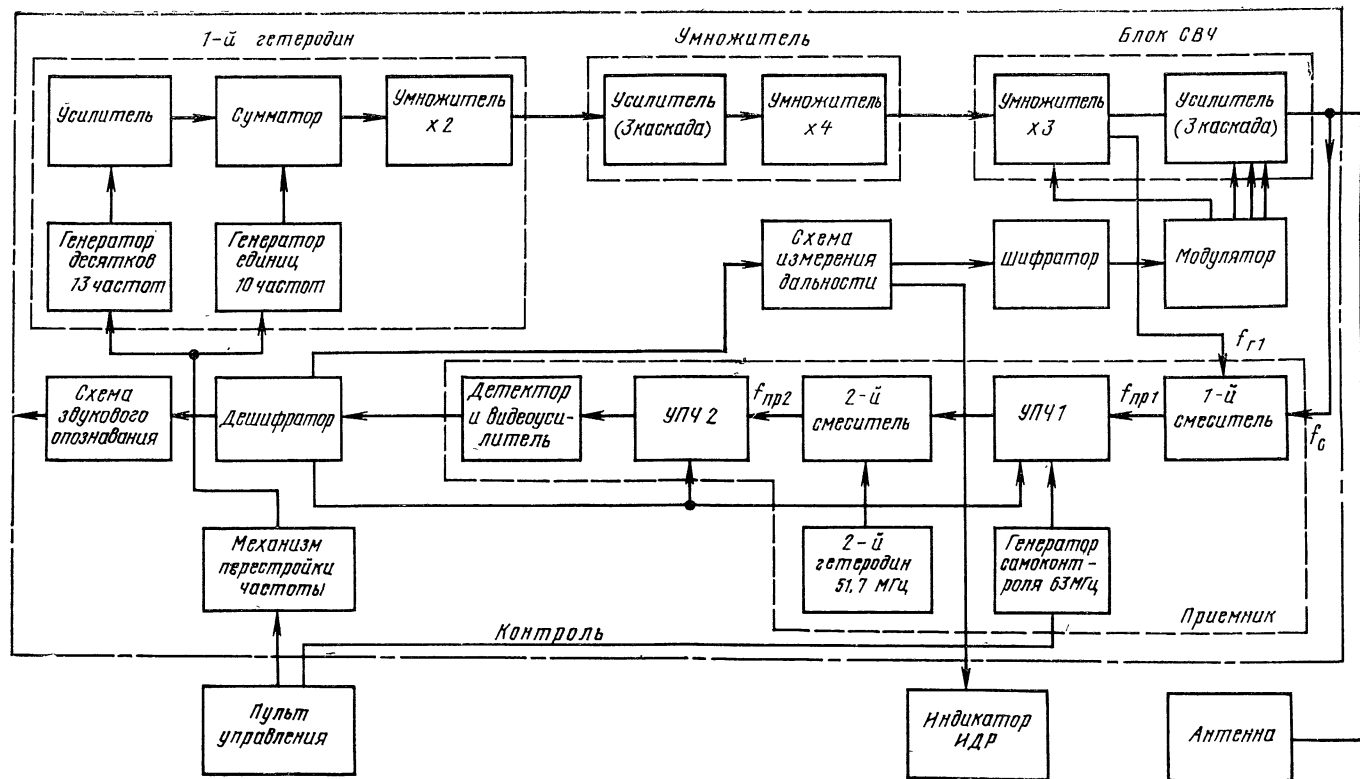


Рис. 5.1. Упрощенная функциональная схема дальномера СД-67

устройство и открывают его. Кварцевый генератор формирует импульсы — измерительные метки с частотой 1,5 МГц. Эти импульсы начинают поступать через ключевое устройство на измерительный счетчик. Двоично-десятичный счетчик имеет 19 разрядов. Каждая десятая измерительная метка подается на схему формирования запросного импульса, откуда импульс поступает на шифратор (см. рис. 5.1) для запуска передатчика. Ответный импульс, прошедший через селектор, закрывает ключевое устройство, прекращая тем самым поступление меток в измерительный счетчик.

Зафиксированное в измерительном счетчике число, выраженное параллельным двоично-десятичным кодом, пропорциональное временному интервалу между импульсами запроса и ответа, переписывается в запоминающее устройство. Одновременно измерительный счетчик сбрасывается в нулевое состояние. Полученное в двоично-десятичном коде значение дальности преобразуется в дешифраторе в десятичную форму и подается на прямопоказывающий индикатор дальности ИДР-1.

Так как измерительный счетчик фиксирует число импульсов, следующих с частотой 1,5 МГц, а временной интервал между этими импульсами $T = 1/1,5$ МГц соответствует дальности 100 м, то дискретность отсчета дальности составляет 100 м. Индикатор дальности ИДР-1, таким образом, показывает дальность (в километрах)

$$D = \frac{ct_3}{2} = \frac{cT}{2} N = 0,1N.$$

Здесь N — число импульсов, записанное в измерительном счетчике.

Для устранения влияния возможных импульсных помех в дальномере предусмотрено временное стробирование ответного импульса. С этой целью схема стробирования формирует стробирующий импульс длительностью 16 мкс, который задерживается относительно запросного импульса на время, пропорциональное дальности. Число меток из запоминающего устройства сравнивается схемой стробирования с непрерывно изменяющимся при полете числом меток в измерительном счетчике. Когда это число оказывается на заданное число меток (пропорциональное ширине строба) меньше, чем число меток, хранящееся в запоминающем устройстве, схема стробирования формирует стробирующий импульс, поступающий на селектор и отпирающий его.

Поиск ответного сигнала среди импульсов помех производится следующим образом. При первом запросе любой импульс с выхода приемника проходит через селектор и останавливает счет в измерительном счетчике. После переписи в запоминающем устройстве оказывается число, пропорциональное времени от импульса запроса до первого ответного (или ложного) импульса Δt . При следующем запросе селектор открывается по истечении промежутка времени Δt после запросного импульса. Лишь после того, как в измерительном счетчике зафиксировано пять повторений резуль-

татов, т. е. совпадение строка с ответным импульсом, схема контроля выдает импульс на схему формирования сигнала сопровождения. Этот сигнал свидетельствует о возможности использования полученного значения дальности и позволяет воспроизвести его на индикаторе дальности.

Для учета постоянной задержки ответного сигнала в аппаратуре-наземного маяка-ответчика в схеме сброса предусмотрена ее компенсация. Измеряемая на борту дальность $D_{\text{изм}}$ состоит из истинной дальности $D_{\text{ист}}$ и дальности, пропорциональной постоянной задержке маяка-ответчика D_3 . Перед фиксированием дальности в измерительном счетчике из схемы сброса устанавливается число, равное D_3 . Во время измерения происходит суммирование:

$$-D_3 + D_{\text{изм}} = -D_3 + D_{\text{ист}} + D_3 = D_{\text{ист}}.$$

§ 5.2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИОВЫСОТОМЕРАХ

Высота полета является одним из основных навигационных параметров, информация о которых необходима на всех этапах полета самолета. При посадке самолета высоту необходимо измерять с погрешностью, не превышающей долей метра.

Радиовысотомеры измеряют истинную высоту полета, т. е. высоту самолета над реальным рельефом земной поверхности. Их точность практически не зависит от атмосферных условий и значительно выше, чем у барометрических высотомеров.

На самолетах находят широкое применение два типа радиовысотомеров: импульсные радиовысотомеры и радиовысотомеры с непрерывным излучением и частотной модуляцией.

Импульсные радиовысотомеры применяются для измерения больших высот, так как их относительные погрешности малы и не превышают 0,15 % от измеряемой высоты. Измерение малых высот с их помощью затруднительно из-за невозможности отсчета малого времени запаздывания (меньшего, чем длительность импульса). Получение очень коротких импульсов (порядка долей микросекунды и менее) сравнительно простыми средствами до настоящего времени проблематично. Обычно в импульсных радиовысотомерах применяются импульсы длительностью $\tau = 0,25 \dots 0,75$ мкс. При этом минимальная высота, которая еще может быть измерена импульсным радиовысотомером, равна

$$H_{\text{min}} = \frac{c\tau}{2} = \frac{(0,25 \dots 0,75) 10^{-6} \cdot 3 \cdot 10^8}{2} = 38 \dots 98 \text{ м},$$

где c — скорость распространения радиоволн.

Поэтому для измерения малых высот применяют радиовысотомеры с непрерывным излучением и частотной модуляцией. Для измерения больших высот эти радиовысотомеры не применяются из-за низкой относительной точности, составляющей 5—8 % от измеряемой высоты.

Исходя из решаемых задач на одних самолетах устанавливают как импульсные радиовысотомеры, так и радиовысотомеры с частотной модуляцией, а на других самолетах — только радиовысотомеры малых высот с частотной модуляцией.

§ 5.3. РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ РВ-5

Принцип действия практически всех радиовысотомеров малых высот основан на использовании зависимости низкочастотных биений между двумя частотно-модулированными колебаниями (прямым и отраженным сигналами) от высоты полета. Этот принцип рассмотрен ранее (см. § 1.5 и рис. 1.4).

Основные технические данные

Диапазон измеряемых высот	0—750 м
Погрешность измерения высоты (по указателю):	
— на высотах от 0 до 10 м	$\pm 0,6$ м
— на высотах от 10 до 750 м	$\pm 8\%$ от Н
Частота передатчика	4200—4400 МГц
Выходная мощность передатчика	0,4 Вт
Потребляемая мощность:	
по сети 27 В	10 Вт
по сети ~115 В 400 Гц	95 В·А
Масса комплекта (без кабелей)	10 кг

Упрощенная функциональная схема радиовысотомера РВ-5 приведена на рис. 5.3. Генератор СВЧ генерирует незатухающие колебания, частота которых $f_{\text{п}}$ изменяется по симметричному треугольному закону. Эти колебания излучаются через передающую ан-

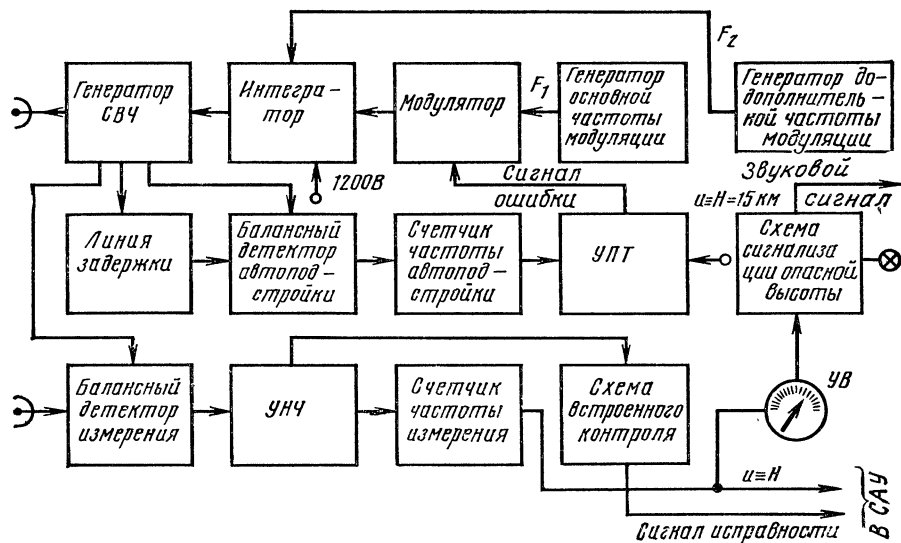


Рис. 5.3. Упрощенная функциональная схема РВ-5

тенну в сторону земли. Отразившись от ее поверхности, колебания поступают через приемную антенну на балансный детектор измерения. На него также поступает напряжение от генератора СВЧ (прямой сигнал) для когерентной обработки. Поскольку за время $\Delta t = H_{\text{ист}}/2$ прохождения сигналов к земле и обратно частота генератора СВЧ изменяется, то на выходе балансного детектора выделяется напряжение разностной частоты $\Delta f = f_{\text{п}} - f_{\text{отр}}$. Так как это напряжение пропорционально запаздыванию Δt отраженного сигнала, а последнее пропорционально истинной высоте полета, представляется возможность определять истинную высоту $H_{\text{ист}}$ по указателю высоты, измеряя величину Δf . Для этого напряжение разностной частоты после усиления в УНЧ поступает на счетчик частоты измерения, который создает на выходе постоянное напряжение, пропорциональное измеряемой высоте.

В радиовысотомере РВ-5 для уменьшения погрешностей вследствие возможной нестабильности полосы модуляции предусмотрена схема ее автоматической подстройки. Сигнал генератора СВЧ подается на линию задержки, задержка которой эквивалентна высоте 15 м. С линии задержки сигнал СВЧ поступает на балансный детектор автоподстройки. Одновременно на него поступает прямой сигнал с генератора СВЧ. В результате взаимодействия этих двух сигналов на выходе детектора автоподстройки образуется сигнал разностной частоты, соответствующей высоте 15 м. Этот сигнал поступает на счетчик частоты автоподстройки, преобразуется в постоянное напряжение, пропорциональное высоте. После сравнения в усилителе постоянного тока (УПТ) этого напряжения с эталонным, соответствующим высоте 15 м, вырабатывается сигнал ошибки, который пропорционален величине и знаку изменения полосы модуляции частоты. Этот сигнал ошибки в качестве управляющего подается на модулятор, представляющий собой генератор прямоугольных импульсов. Частота следования импульсов определяется генератором основной частоты модуляции. Сигнал ошибки, воздействуя на модулятор, несколько изменяет амплитуду генерируемых им импульсов. Импульсы модуляции поступают далее на интегратор, где преобразуются в периодический сигнал пилообразной формы. Этот сигнал накладывается на постоянное напряжение 1200 В, создаваемое блоком питания, и подается как анодное напряжение на генератор СВЧ.

В качестве генератора СВЧ использован митрон — специальный прибор магнетронного типа, частота которого меняется в широких пределах при измерении анодного напряжения.

Радиовысотомерам, использующим счетчик частоты биений, свойственна методическая погрешность ΔH , определяемая выражением

$$\Delta H = \frac{75}{\Delta f_{\text{м}}},$$

где $\Delta f_{\text{м}}$ — полоса модуляции; ΔH — измеряется в метрах; $\Delta f_{\text{м}}$ — в мегагерцах.

При полете самолета над неровной земной поверхностью изменяемая высота все время плавно меняется, хотя и колеблется около какого-то среднего значения. Когда эти колебания совершаются достаточно быстро, методическая погрешность не обнаруживается. При полете же на малых высотах над спокойной водной поверхностью или над бетонной взлетно-посадочной полосой методическая погрешность сказывается особенно ощутимо.

Для устранения указанной погрешности в РВ-5 введена дополнительная частотная модуляция сигнала СВЧ. Дополнительная частота модуляции F_2 в несколько раз меньше основной частоты модуляции F_1 и создается специальным генератором. Напряжение с генератора дополнительной частоты модуляции подводится к интегратору, где добавляется к анодному напряжению генератора СВЧ.

Для устранения ложных показаний указателя высоты и оценки общей исправности комплекта в радиовысотомере предусмотрена схема встроенного контроля. Она создает сигнал исправной работы при полете в рабочем диапазоне высот и исправном высотомере. Схема непрерывно контролирует уровень сигнала разностной частоты. При полете выше диапазона измеряемых высот и при возникновении неисправности сигнал исправности не создается, стрелка указателя высоты уходит за затемненный сектор, и на указателе высоты загорается лампочка красного цвета.

Для предупреждения летчика о снижении самолета ниже заранее установленной опасной высоты полета предусмотрена схема сигнализации опасной высоты. Сигнал опасной высоты выдается в виде светового сигнала на указателе высоты и звукового сигнала, подаваемого в шлемофон летчика. Установка опасной высоты производится перемещением подвижного индекса на шкале указателя высоты.

Кроме визуального показания высоты полета в РВ-5 создается напряжение, пропорциональное истинной высоте полета, непрерывно поступающее в систему автоматизированного управления (САУ) для стабилизации высоты полета или посадки.

§ 5.4. ЭЛЕМЕНТЫ ПРИНЦИПИАЛЬНОЙ СХЕМЫ РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-5

Одним из важнейших элементов радиовысотомера малых высот является счетчик разностной частоты. Принципиальная схема счетчика РВ-5 приведена на рис. 5.4.

Сигнал разностной частоты после усиления в УНЧ поступает на вход счетчика частоты. На транзисторах Т1, Т2 собран двухкаскадный усилитель-ограничитель. Назначение его — совместно с последующими фиксирующими схемами преобразовывать напряжение биений в почти прямоугольные колебания, амплитуда которых не зависела бы от измеряемой высоты. В случае отказа на первый каскад через резистор R1 поступает сигнал $U_{отк}$, который вводит транзистор в режим насыщения и исключает выдачу лож-

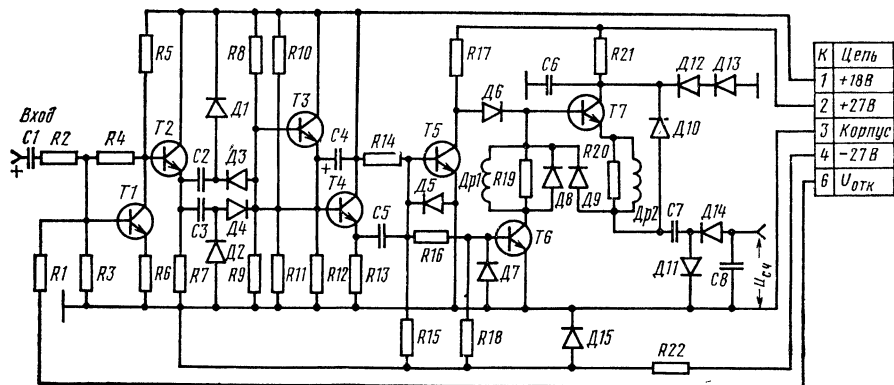


Рис. 5.4. Принципиальная схема счетчика разностной частоты

ной информации с измерителя. Режим второго каскада устанавливается выбором резистора R_7 , через который на транзистор T_2 поступает отрицательное напряжение, снимаемое со стабилизатора D_{15} .

С выхода усилителя-ограничителя сигнал поступает на диодные фиксирующие схемы. Фиксирующая схема C_2, D_1 фиксирует сигнал на уровне 18 В, а фиксирующая схема C_3, D_2 — на нулевом уровне (рис. 5.5, а). С фиксирующих схем сигналы $U_{д1}$ и $U_{д2}$ проходят через пороговые схемы сравнения, выполненные на диодах D_3 и D_4 . Делители R_8, R_9 и R_{10}, R_{11} задают уровни опорных напряжений $U_{оп1}$ и $U_{оп2}$. Напряжения на базах транзисторов T_3 и T_4 (выходы схем сравнения) показаны на рис. 5.5, б. Относительный сдвиг порогов составляет $U_{\Delta п}$. Его величина определяется

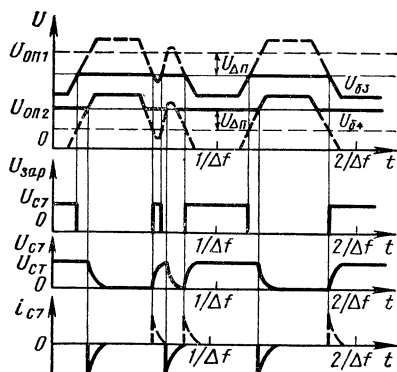
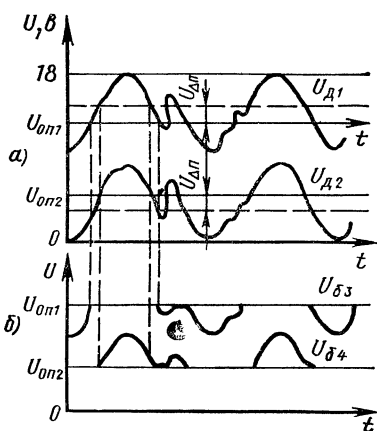


Рис. 5.5. К работе фиксирующих схем (а) и схем сравнения (б)

Рис. 5.6. Эпюры напряжений и тока в цепях счетчика

уровнями фиксации, значениями опорных напряжений и амплитудой сигнала.

Наиболее важными элементами счетчика являются счетный С7 и накопительный С8 конденсаторы и диоды Д11 и Д14. С эмиттерного повторителя Т3 сигнал вида U_{63} (рис. 5.5, б) через переходный конденсатор С4 поступает на базу транзистора Т5 и отрицательной полуволной запирает его. При закрытом транзисторе Т5 открыт транзистор Т7. Постоянное напряжение со стабилизаторов Д12, Д13 через Т7 подключается к счетному конденсатору С7, заряжая его через диод Д11 до уровня $U_{ст}$. Разряд конденсатора С7 возможен через конденсатор С8, диоды Д14 и Д9 только при открытом транзисторе Т6. Транзистор Т6 открывается положительной полуволной напряжения вида U_{64} (рис. 5.5, б).

Чтобы напряжение на накопительной емкости С8 зависело только от числа импульсов и не зависело от их длительности, выбирают $C8 \gg C7$.

Работа счетчика иллюстрируется эпюрами на рис. 5.6. Здесь $U_{зар}$ — напряжение, подключаемое через транзистор Т7 для заряда конденсатора С7, u_{c7} — напряжение на конденсаторе С7; i_{c7} — ток, протекающий через конденсатор С7. Через накопительный конденсатор протекает средний ток $I_{ср}$, определяемый числом импульсов тока i_{c7} (отрицательной полярности) за единицу времени. Форма и величина импульсов стабильны. Как видно из рис. 5.6, за период сигнала разностной частоты $1/\Delta f$ возникает один импульс. Счетчик измеряет разностную частоту и, следовательно, высоту полета.

Счетный конденсатор должен успевать заряжаться и разряжаться за время, не превышающее половины периода сигнала разностной частоты $1/\Delta f$. В диапазоне измеряемых высот это время изменяется в 75—150 раз ($\Delta f_{min} = 1...2$ кГц, $\Delta f_{max} = 150$ кГц). Если не принять специальных мер, конденсатор С7 может не полностью заряжаться и разряжаться. Величина остаточного напряжения с увеличением частоты Δf растет, что уменьшает крутизну выходной характеристики счетчика.

Для уменьшения указанной нелинейности счетчика используются компенсирующие цепочки Др1, R19, Д8 и Др2, R20, Д10. Когда зарядный ток начинает уменьшаться, возникает э. д. с. самоиндукции дросселя Др2. Дополнительный рост напряжения U_{C7} кончается, когда открывается диод Д10, подключая счетный конденсатор к источнику напряжения $U_{ст}$ (рис. 5.7, а). При этом формируется ступенька, компенсирующая остаточное напряжение, и прохождение тока через конденсатор С7 прекращается (рис. 5.7, б). Резистор R20 служит для предотвращения колебательного процесса.

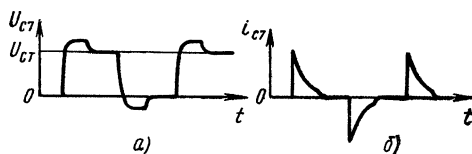


Рис. 5.7. Законы изменения напряжения (а) и тока (б) счетной емкости

Аналогичным образом работает компенсирующая цепочка Др1, R19, Д8, обеспечивая полное прекращение разрядного тока конденсатора С7. Напряжение с конденсатора С8 после усиления подается на указатель высоты.

§ 5.5. РАДИОВЫСОТОМЕР БОЛЬШИХ ВЫСОТ РВ-18

Истинная высота полета в радиовысотомерах больших высот измеряется импульсным методом. В общем виде принцип построения радиовысотомера больших высот подобен импульсной радиолокационной станции. Различные типы высотомеров отличаются диапазоном измеряемых высот, точностью и инерционностью измерений, видом индикации, конструкцией и т. д.

Рассмотрим особенности построения радиовысотомера РВ-18, в котором информация о высоте выдается одновременно в виде параллельного двоичного кода на БЦВМ, в десятичной форме, в виде отклонения стрелки на индикаторах и в аналоговой форме (в виде величин постоянного напряжения и сопротивлений, пропорциональных высоте полета).

Основные технические данные

Диапазон измеряемых высот	500—30 000 м
Точность измерения высоты	25 $m \pm 0,15\%$ от Н
Мощность передатчика в импульсе	2 кВт
Несущая частота передатчика	845 ± 3 МГц
Длительность импульсов	1 $\pm 0,5$ мкс
Частота следования импульсов	1000 ± 200 Гц
Потребляемая мощность:	
по сети ~ 115 В 400 Гц	120 В·А
по сети + 27 В	50 Вт
Объем (без антенн и кабелей)	15 дм ³

Упрощенная функциональная схема радиовысотомера показана на рис. 5.8, а временные диаграммы напряжений в отдельных элементах схемы — на рис. 5.9.

Задающий генератор формирует последовательность импульсов, синхронизирующих работу всего высотомера (рис. 5.9, а). Эти импульсы через реле времени поступают на модулятор передатчика. Реле времени служит для предотвращения запуска передатчика до его полного прогрева. Модулятор вырабатывает импульсы длительностью 1 мкс и значительной амплитуды (3 кВ). При поступлении этих импульсов высокочастотный генератор формирует радиоимпульсы такой же длительности, которые через передающую антенну излучаются в сторону земли (рис. 5.9, б). Энергия радиоволн частично поглощается земной поверхностью, большей частью рассеивается, и часть отраженной энергии попадает в приемную антенну вместе с разного рода помехами. Принятый высокочастотный сигнал усиливается, преобразуется по частоте, усиливается по промежуточной частоте, детектируется и поступает на следящую систему измерения высоты.

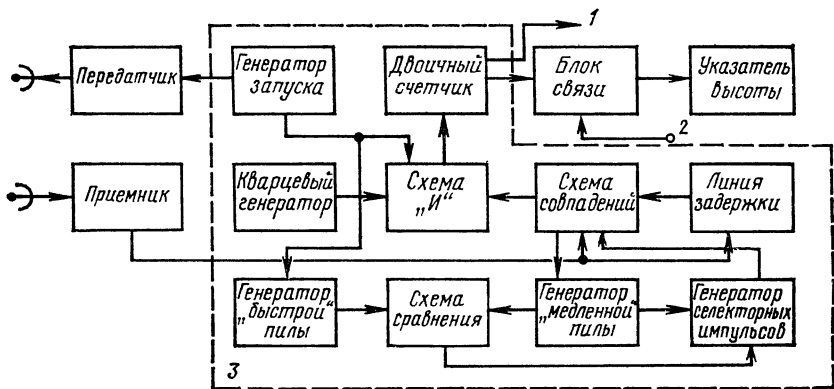


Рис. 5.8. Упрощенная функциональная схема радиовысотомера РВ-18:
1 — двоичный код высоты к БЦВМ; 2 — сигнал от барометрического высотомера; 3 — блок электронного сопровождения

Радиовысотомер работает в трех режимах: поиск, измерение и контроль.

Режим поиска служит для поиска отраженного от земли импульса. Одновременно с излучением импульса передатчика (рис. 5.9, а) запускается генератор быстрой пилы, формирующий импульсы пилообразной формы (рис. 5.9, б), которые поступают на схему сравнения (компаратор). Туда же подается линейно возрастающее напряжение от генератора медленной пилы (интегратора). Это напряжение изменяется от 0 до 12 В с периодом около 2 с. Когда напряжение быстрой пилы достигает величины напряжения медленной пилы, срабатывает схема сравнения и запускает генератор селективного импульса передатчика на время, пропор-

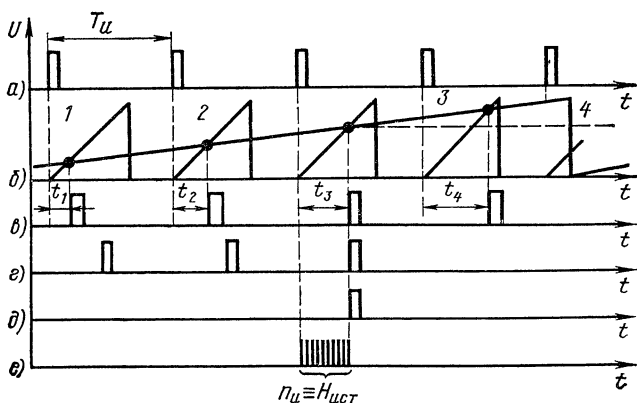


Рис. 5.9. Временные диаграммы напряжений в элементах схемы РВ-18:
1 — быстрая пила; 2 — медленная пила; 3 — поиск; 4 — слежение

циональное напряжению интегратора в данный момент. Поскольку напряжение интегратора плавно возрастает, то задержка селекторного импульса от периода к периоду также плавно возрастает, и селекторный импульс перемещается в диапазоне времени от 3 до 200 мкс, что соответствует высоте от 450 м до 30 км. Если в диапазоне поиска отсутствуют отраженные от земли импульсы и селекторный импульс достигает конца диапазона поиска, то интегратор возвращается в исходное состояние. Напряжение медленной пилы начинает снова возрастать. Селекторные импульсы поступают на схему совпадения, куда также подаются отраженные от земли импульсы с выхода приемника.

Режим измерения наступает в тот момент, когда на схеме совпадения селекторный импульс совпадает с импульсом, отраженным от земли (рис. 5.9, *г*). Только в этот момент схема совпадения вырабатывает импульс, амплитуда которого пропорциональна длительности общего времени селекторного и принятого от земли импульсов. Схема совпадения формирует постоянное напряжение, пропорциональное времени перекрытия селекторного и отраженного от земли импульсов. Это напряжение через цепь обратной связи воздействует на интегратор, прекращая дальнейшее нарастание медленной пилы. При уменьшении времени перекрытия снижается напряжение в накопителе, что вызывает некоторое возрастание напряжения интегратора, увеличение задержки селекторного импульса относительно импульса передатчика и увеличение перекрытия селекторного и принятого импульсов. При увеличении их перекрытия более некоторой выбранной величины наблюдается обратный процесс. Вследствие этого происходит автоматическое слежение за отраженным импульсом. Если высота полета неизменна, то задержка селекторного импульса относительно импульса передатчика остается также неизменной.

В режиме измерения импульсом генератора запуска, соответствующим по времени импульсу передатчика, открывается схема «И». Высокостабильные счетные импульсы с частотой следования $F=3$ МГц от кварцевого генератора проходят через схему «И» и поступают на двоичный счетчик. В момент совпадения селекторного импульса и импульса, отраженного от земли, схема «И» закрывается импульсом с выхода схемы совпадения (рис. 5.9, *д*). Поступление счетных импульсов на счетчик прекращается. Счетчик состоит из цепочки последовательно срабатывающих триггеров, число которых равно разрядности двоичного кода. Двоичный счетчик считает число импульсов кварцевого генератора, которые успевают пройти через схему «И» от момента запуска передатчика до прихода отраженного импульса. Число этих счетных импульсов (рис. 5.9, *е*) пропорционально истинной высоте полета.

Для повышения точности информация о высоте, полученная на триггерном счетчике, не считывается в каждом периоде следования импульсов передатчика, а суммируется за 16 периодов, усредняется и только после этого выдается во внешние устройства. Для

этого в составе счетчика имеется схема усреднения. Она содержит цепочку из пяти триггеров, так как десятичное число 16 выражается двоичным числом 10 000. Эта схема считает число поступивших на нее селекторных импульсов. В момент переброса последнего пятого триггера, что соответствует фиксированию десятичного числа 16, производится считывание значения высоты, а счетчик возвращается в исходное состояние.

Высота в общем случае определяется по формуле

$$H = \sum_1^N K \cdot 2^{n-1} \frac{cT_{сч}}{2N},$$

где H — высота; N — число усреднений; n — номер триггера; $T_{сч}$ — период счетных импульсов; K — коэффициент, равный 0 или 1 в зависимости от состояния триггера; c — скорость распространения света.

Информация о высоте в виде параллельного двоичного кода выдается в БЦВМ и в блок связи, в котором двоичная информация преобразуется в аналоговую форму. Блок связи представляет собой преобразователь код — напряжение и потенциометрическую следящую систему.

В состав радиовысотомера могут входить различные индикаторы высоты: стрелочный или цифровой прямопоказывающий. Стрелочный индикатор представляет собой потенциометрическую следящую систему, управляющую положением стрелок. Цифровой индикатор преобразовывает двоичный код в десятичный и указывает высоту в метрах.

Режим контроля используется для проверки общей работоспособности радиовысотомера как в полете, так и на земле. Перевод радиовысотомера в этот режим осуществляется с пульта управления. Вместо отраженного сигнала на схему слежения подается прямой импульс передатчика, появляющийся на выходе УПЧ приемника в момент излучения за счет недостаточной развязки между каналами передатчика и приемника. Указанный импульс задерживается линией задержки и имитирует отраженный от земли сигнал. Схема слежения захватывает этот импульс и вызывает ряд коммутаций, в результате которых на схему сравнения вместо линейно нарастающего напряжения интегратора поступает постоянное опорное напряжение 10 В. Временное положение селекторного импульса, соответствующее этому напряжению, измеряется счетной схемой. Индикаторы радиовысотомера показывают соответствующую высоту. Таким образом, можно судить об исправности всех трактов РВ-18 за исключением антенн. Если через 1—2 с после подачи команды «Контроль» отсутствуют показания индикаторов, то делается вывод о неисправности радиовысотомера.

Радиовысотомер может быть переведен также в режим «БАРО». При этом механизм блока связи и индикаторы дублируют показания барометрического высотомера.

Радиовысотомеры больших высот имеют, как правило, отдельные антенны для излучения и приема. Антенны могут быть различных типов: щелевые, уголковые и дипольные.

§ 5.6. ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА

Одним из важнейших навигационных параметров самолета является его путевая скорость — скорость относительно земной поверхности. Путевая скорость $\vec{W}$ — это векторная сумма воздушной скорости $\vec{V}$ (относительно воздушной среды) и скорости ветра $\vec{U}$:

$$\vec{W} = \vec{V} + \vec{U}.$$

Треугольник, составленный тремя векторами $\vec{W}$, $\vec{V}$ и $\vec{U}$ (рис. 5.10), называется навигационным треугольником скоростей. Вектор воздушной скорости совпадает с продольной осью самолета, вектор путевой скорости — с линией пути. Угол между векторами $\vec{V}$ и $\vec{W}$ — угол сноса α .

В авиации широкое применение получили радиотехнические измерители путевой скорости и угла сноса, основанные на использовании эффекта Доплера — доплеровские измерители. В доплеровских измерителях скорости и угла сноса (ДИСС) используется зависимость доплеровской частоты F_d от радиальной составляющей путевой скорости W_r (рис. 5.11) — составляющей в направлении излучения и приема (вектор $\vec{r}$):

$$F_d = \frac{2W_r}{\lambda}. \quad (5.1)$$

Здесь $W_r = W \cos \eta$, а λ — длина волны.

Связь радиальной составляющей путевой скорости с углом сноса ясна из рис. 5.12, иллюстрирующего полет в горизонтальной плоскости. Антенна ДИСС формирует луч, положение которого определяется углами поворота в горизонтальной β и вертикальной θ плоскостях. Проекция путевой скорости на радиус-вектор $\vec{r}$ может быть записана так:

$$W_r = W \cos(\alpha + \beta) \cos \theta;$$

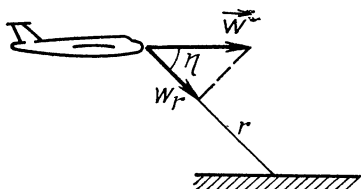
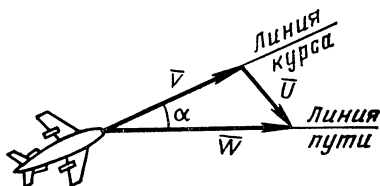


Рис. 5.10. Навигационный треугольник скоростей

Рис. 5.11. К определению радиальной составляющей путевой скорости

Вектор полной скорости самолета W_n разложим на три составляющие W_x , W_y и W_z . Проектируя эти составляющие на направление излучения и суммируя их, получаем

$$\left. \begin{aligned} W_r &= W_x \cos \eta - W_y \cos \delta \cos (90^\circ - \eta) + \\ &\quad + W_z \cos (90^\circ - \delta) \cos (90^\circ - \eta); \\ W_r &= W_x \cos \eta - W_y \cos \delta \sin \eta + W_z \sin \delta \sin \eta; \\ W_r &= W_x \cos \eta - W_y \cos \delta \sin \eta - W_z \sin \delta \sin \eta. \end{aligned} \right\} \quad (5.2)$$

Подставим (5.2) в (5.1). Получим

$$F_d = \frac{2}{\lambda} W_x \cos \eta - \frac{2}{\lambda} W_y \sin \eta \cos \delta + \frac{2}{\lambda} W_z \sin \delta \sin \eta. \quad (5.3)$$

Так как уравнение (5.3) содержит три неизвестные величины W_x , W_y и W_z , то для определения их необходимо иметь три уравнения вида (5.3), которые могут быть получены при использовании в ДИСС антенной системы с тремя некопланарными (не лежащими в одной плоскости) лучами.

Расположение лучей антенны показано на рис. 5.13, причем $\eta_1 = \eta$, $\eta_2 = \eta_3 = 180^\circ - \eta$; $\delta_1 = \delta_2 = \delta_3 = \delta$. Выражения для абсолютных значений доплеровских частот по каждому из лучей антенны получаются при подстановке фактических углов лучей (рис. 5.14) уравнение (5.3):

$$\left. \begin{aligned} F_{d1} &= \frac{2}{\lambda} W_x \cos \eta - \frac{2}{\lambda} W_y \sin \eta \cos \delta - \frac{2}{\lambda} W_z \sin \delta \sin \eta; \\ F_{d2} &= \frac{2}{\lambda} W_x \cos \eta + \frac{2}{\lambda} W_y \sin \eta \cos \delta + \frac{2}{\lambda} W_z \sin \delta \sin \eta; \\ F_{d3} &= \frac{2}{\lambda} W_x \cos \eta + \frac{2}{\lambda} W_z \sin \eta \cos \delta - \frac{2}{\lambda} W_y \sin \delta \sin \eta. \end{aligned} \right\} \quad (5.4)$$

Из совместного решения уравнений (5.4) определяются выражения для составляющих вектора полной скорости самолета:

$$W_x = \frac{\lambda (F_{d1} + F_{d2})}{4 \cos \eta}; \quad W_y = \frac{\lambda (F_{d3} - F_{d1})}{4 \cos \delta \sin \eta}; \quad W_z = \frac{\lambda (F_{d2} - F_{d3})}{4 \sin \delta \sin \eta}. \quad (5.5)$$

Измеряя значения доплеровских частот по каждому из трех лучей антенны, можно при использовании выражений (5.5) определить все составляющие вектора полной скорости самолета $\vec{W}_n$.

Кроме трех основных лучей антенной формируется дополнительный четвертый луч, находящийся в вертикальной плоскости, проходящей через продольную ось самолета. Этот луч позволяет получить информацию о характере отражающей поверхности. Это необходимо для устранения погрешностей измерения, связанных с изменением характера отражающей поверхности земли при полете самолета. Значение доплеровской частоты для четвертого луча получается из уравнения (5.3) при подстановке значений углов $\eta_4 = \eta$, $\delta = 0$:

Рис. 5.14. Расположение лучей антенны ДИСС

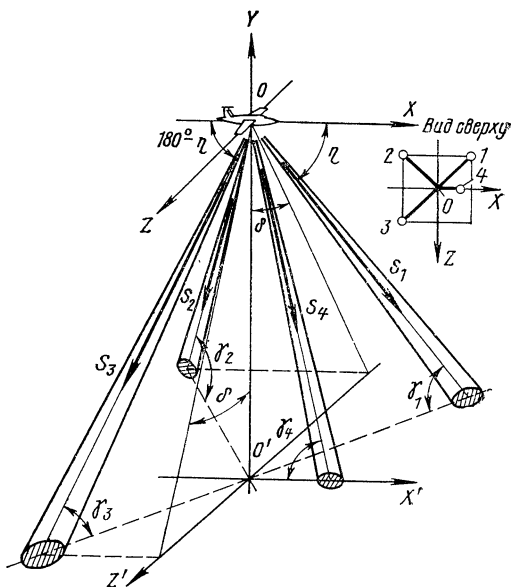
$$F_{д4} = \frac{2}{\lambda} W_x \cos \eta - \frac{2}{\lambda} W_y \sin \eta. \quad (5.6)$$

Вычисление значений составляющих вектора полной скорости производится с помощью бортовой цифровой вычислительной машины.

Функциональная схема измерителя ДИСС-7 приведена на рис. 5.15. По функциональному назначению элементов всю схему измерителя можно условно разделить на следующие блоки: антенная система, передатчики, приемник, блок коммутации и электронный блок. В целях повышения надежности в ДИСС применено резервирование наиболее ответственных блоков — имеется два передатчика и два электронных блока. Когда резервные блоки не работают, на них поданы некоторые из питающих напряжений в облегченном режиме. Полное включение резервного блока происходит автоматически — практически мгновенно при отказе основного блока. Для удобства в скобках указаны номера соединительных линий (СЛ1....), связывающих элементы функциональной схемы.

Передатчик является высокочастотным автогенератором, выполненным на магнетроне. Он работает в непрерывном режиме и обладает мощностью 5 Вт. Из блока питания на катод магнетрона поступает отрицательное напряжение порядка 500 В. Стабилизация частоты осуществляется путем затягивания частоты магнетрона высокодобротным объемным резонатором. Если частота генератора равна частоте резонатора, то сопротивление, вносимое резонатором в резонансную систему генератора, является чисто активным и не изменяет частоту генератора. При отклонении значения частоты генератора от номинального в пределах 30 МГц резонатор представляет собой реактивность того или иного знака, воздействующую на генератор таким образом, что частота генератора возвращается к номинальному значению.

Антенная система состоит из двух отдельных антенн: передающей и приемной. Их устройство одинаково. Мощность колебаний (ВЧ) от основного передатчика поступает через ответвитель (СЛ1) на переключатель передающей антенны (СЛ2), который по сигналам



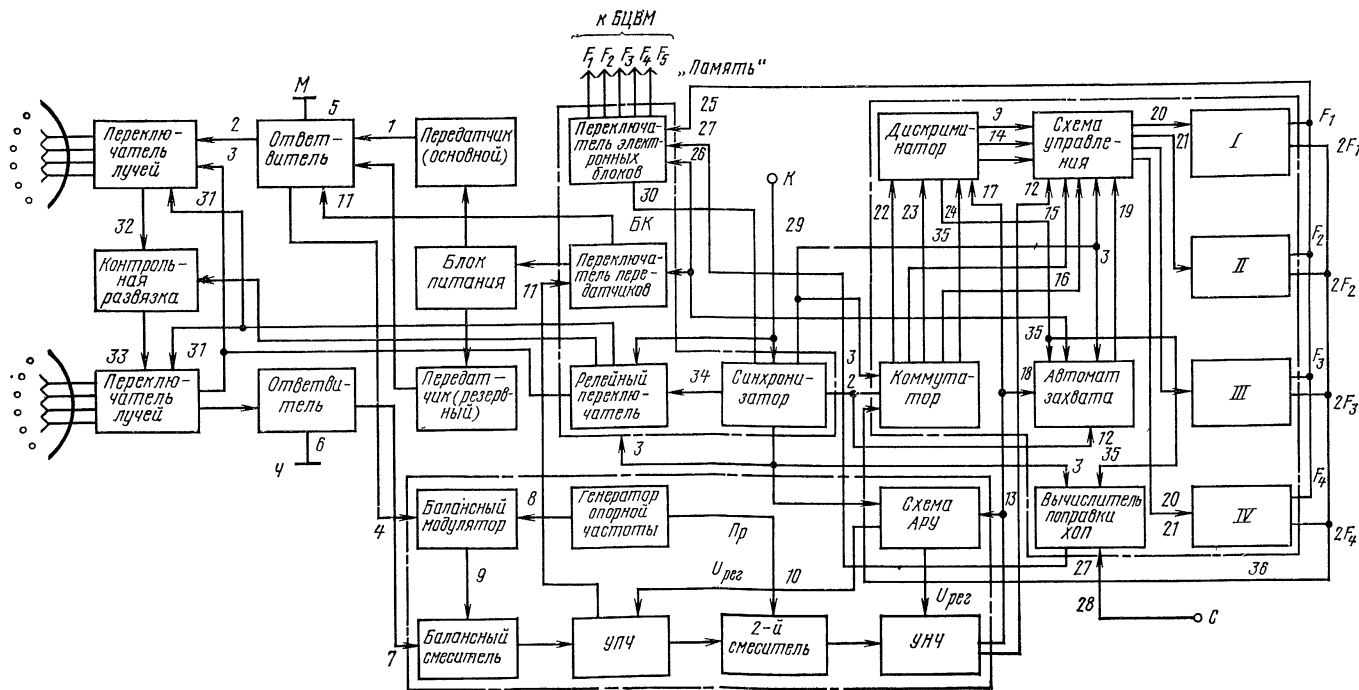


Рис. 5.15. Упрощенная функциональная схема ДИСС:

М — контроль мощности; Э — электронный блок; БК — блок коммутации; Ч — контроль чувствительности приемника; К — «Контроль» от НПЦ или ПАК; С — сигнал сектора от НПК; Пр — приемник

лам от синхронизатора (СЛ3) через релейный переключатель последовательно коммутирует мощность передатчика по четырем каналам синхронно с переключателем приемной антенны. С помощью ответвителя часть мощности передатчика отводится на приемник (СЛ4), где используется для создания первого гетеродинного напряжения. Кроме того, ответвитель передатчика создает возможность измерения мощности передатчика на фланце «Контроль мощности» (СЛ5).

Принятый приемной антенной сигнал поступает на переключатель лучей, который поочередно (синхронно с переключателем для передатчика) подключает каналы приемной антенны через ответвитель ко входу приемника. Ответвитель приемника позволяет подавать на вход приемника эталонный сигнал при проверке его чувствительности (СЛ6).

Переключатель передатчиков производит включение в работу основного или резервного передатчика при пропадании сигнала в УПЧ приемника (СЛ11). Он запирает соответствующий вход ответвителя передатчика, предотвращая утечку энергии СВЧ в тракт неработающего передатчика. На работающий передатчик высокое напряжение включается с задержкой 30—50 с после включения всех остальных питающих напряжений на ДИСС.

Приемник предназначен для выделения сигналов доплеровской частоты и их усиления. Чувствительность приемника 113 дБ/мВт. Для обеспечения этого значения чувствительности и заданной избирательности в приемнике применено двойное преобразование частоты сигнала. Входной сигнал с частотой $f \pm f_d$ поступает на балансный смеситель (СЛ7). В качестве первого гетеродинного напряжения используется напряжение с частотой $f - f_{\text{ГОЧ}}$, которое образуется на выходе балансного модулятора при поступлении на него напряжения от передатчика через ответвитель (СЛ4) и напряжения генератора опорной частоты (ГОЧ) с частотой $f_{\text{ГОЧ}}$ (СЛ8). При работе балансного модулятора образуется спектр частот $f \pm f_{\text{ГОЧ}}$. Одна из частот $f - f_{\text{ГОЧ}}$ выделяется полосовым фильтром и является гетеродинным напряжением (СЛ9). В результате взаимодействия входного и гетеродинного сигналов на балансном смесителе образуется сигнал промежуточной частоты $f_{\text{ГОЧ}} \pm F_d$, который после усиления в УПЧ поступает на второй смеситель. В качестве напряжения второго гетеродина используются колебания ГОЧ с частотой $f_{\text{ГОЧ}}$ (СЛ10). Разностный сигнал $(f_{\text{ГОЧ}} \pm F_d) - f_{\text{ГОЧ}} = |F_d|$ выделяется фильтром, усиливается усилителем низкой частоты и поступает для использования в другие блоки измерителя (СЛ13, 17, 18). Полоса пропускания УНЧ от 1,5 до 33 кГц определяет диапазон измеряемых доплеровских частот.

Для поддержания постоянного уровня напряжения на выходе приемника независимо от уровня входного сигнала применена задержанная схема АРУ с регулировкой «вперед» (на УНЧ) и «назад» (на УПЧ). АРУ должно поддерживать постоянно амплитуды сигнала на выходе приемника при работе каждого из лучей антенны независимо от других лучей. Поэтому работа АРУ комму-

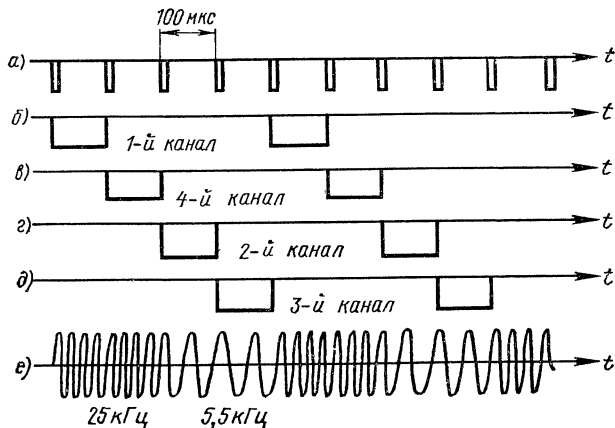


Рис. 5.16. Эпюры напряжений в элементах ДИСС

тируется сигналами от синхронизатора одновременно с переключением лучей антенн (СЛЗ). На время переходных процессов, возникающих при коммутации каналов, выход УНЧ запирается стробирующими импульсами от синхронизатора (СЛ12).

Синхронизатор обеспечивает синхронное переключение лучей приемной и передающей антенн, приемника и элементов электронного блока, а также стробирование приемника. В синхронизаторе формируется три вида напряжений.

1. Стробирующие импульсы прямоугольной формы, показанные на рис. 5.16, а (СЛ12).

2. Импульсы коммутации каналов 1—4 (рис. 5.16, б—д, СЛЗ).

3. Синусоидальный сигнал с переключаемыми частотами 5,5 кГц и 25 кГц для проверки измерителя в режиме контроля, показанный на рис. 5.16, е (СЛ34).

Электронный блок предназначен для обнаружения доплеровского сигнала на фоне шумов, автоматического слежения за обнаруженным сигналом по всем четырем каналам и автоматического вычисления поправки на характер отражающей поверхности (ХОП). Блок имеет четыре канала соответственно четырем лучам антенн (четыре перестраиваемых генератора) и общие для всех каналов элементы: квадратурно-фазовый импульсный дискриминатор, измеряющий среднюю доплеровскую частоту, схему управления, коммутатор, автомат захвата и вычислитель поправки ХОП. Квадратурно-фазовый дискриминатор обеспечивает работу при сигнале, равном и даже меньшем уровня шумов, и высокую точность измерения. Элементы блока могут работать в режимах поиска и слежения.

Электронный блок работает в режиме поиска при отсутствии сигнала по любому каналу и при наличии сигнала, находящегося вне полосы пропускания дискриминатора. Дискриминатор вырабатывает сигнал рассогласования в виде последовательности импуль-

гов, частота следования которых определяется только параметрами дискриминатора. Этот сигнал поступает на схему управления (СЛ14), которая обеспечивает прохождение сигнала рассогласования на один из двух входов каждого перестраиваемого генератора в зависимости от требуемого направления перестройки. Все четыре перестраиваемых генератора (I—IV) имеют по два входа: «Управление вверх» и «Управление вниз». (на рис. 5.15 не показаны). На функциональной схеме они для упрощения показаны одной связью. Направление перестройки генераторов определяется сигналами «Поиск вверх» (СЛ15) или «Поиск вниз» (СЛ16), которые в виде постоянного разрешающего напряжения подаются из коммутатора при достижении перестраиваемым генератором соответственно нижней или верхней границы рабочего диапазона частот. Коммутатор производит последовательное подключение сигналов перестраиваемых генераторов на общую для всех каналов часть блока. Сразу после включения ДИСС перестраиваемый генератор формирует импульсы с частотой, соответствующей нижней границе рабочего диапазона, и сигнал рассогласования поступает на вход «Управление вверх». При достижении перестраиваемым генератором крайней верхней частоты коммутатор вырабатывает сигнал «Поиск вниз» и частота генератора изменяется в сторону уменьшения. При достижении нижней частоты диапазона коммутатор выдает сигнал «Поиск вверх» и частота генератора изменяется в сторону увеличения. Так продолжается до тех пор, пока на вход дискриминатора (СЛ17) и автомат захвата (СЛ18) не поступит доплеровский сигнал и пока автомат захвата не выдаст на схему управления сигнал захвата (СЛ19).

В режиме слежения направление изменения частоты перестраиваемого генератора определяется сигналами «Знак ошибки+» (СЛ20) или «Знак ошибки — » (СЛ21), которые вырабатываются в дискриминаторе при сравнении частот доплеровского сигнала и сигнала от коммутатора. На коммутатор с перестраиваемого генератора (СЛ36) поступают импульсы с частотой $2F_i$ (i — номер канала), где преобразуются в последовательности импульсов типа «меандр» двух видов с одинаковой частотой F_i , но с взаимным сдвигом по фазе на 90° (сигналы $F(0^\circ)$ и $F(90^\circ)$). Эти импульсы (СЛ22 и 23) используются в дискриминаторе в качестве опорного напряжения. Сигналы ошибки поступают на схему управления, которая распределяет их по соответствующим генераторам синхронно с переключением лучей антенн. Отслеженный и выделенный доплеровский сигнал с выхода дискриминатора подается на автомат захвата и вычислитель поправки ХОП (СЛ35).

Дискриминатор имеет переменную полосу пропускания по доплеровскому сигналу — широкую и узкую. Узкая полоса соответствует нижним частотам рабочего диапазона (малым скоростям), широкая — верхним частотам (большим скоростям полета). Переменная полоса пропускания позволяет снизить максимально допустимое отношение сигнал/шум. Переключение с узкой полосы на широкую производится по сигналу «Переключение полосы» из ком-

мутатора (СЛ 24), который вырабатывается при достижении частоты 4,6 кГц перестраиваемого генератора. В режиме поиска всегда включена широкая полоса.

Сформированные перестраиваемыми генераторами (I—IV) последовательности импульсов с частотами $F_1—F_4$ поступают на переключатель электронных блоков (СЛ25) и далее на БЦВМ для вычисления вектора полной скорости самолета. Во время работы одного из перестраиваемых генераторов остальные запоминают значение частоты, равное ее величине в конце длительности импульса коммутации этого канала. В результате увеличение и уменьшение частоты всех четырех генераторов происходит ступенчато.

Автомат захвата при нормальной работе измерителя вырабатывает сигнал захвата, поступающий на схему управления (СЛ19). Если не происходит достаточного совпадения сигналов с приемника и с дискриминатора хотя бы по одному каналу, то автомат захвата вырабатывает сигнал «Память», поступающий на переключатель электронных блоков (СЛ26).

Вычислитель поправки на характер отражающей поверхности (ХОП) производит сравнение сигналов, принятых по первому и четвертому лучам, и решает уравнение

$$u_{\text{ХОП}} = K_{\text{ХОП}} \ln \frac{u_4}{u_1},$$

где u_1 и u_4 — эффективные значения переменного напряжения на выходе вычислителя при работе первого и четвертого каналов; $K_{\text{ХОП}}$ — постоянный масштабный коэффициент.

Когда отношение u_4/u_1 имеет нереальную величину, вычислитель поправки вырабатывает сигнал «Отказ ХОП» (СЛ27), при поступлении которого переключатель электронных блоков выдает сигнал «Память». При кратковременных кренах и тангажах самолета, когда информация о ХОП может быть искажена, происходит запоминание ранее вычисленного значения поправки ХОП во время прихода на вычислитель команды «Сигнал сектора» от гироскопов навигационно-пилотажного комплекса (НПК) (СЛ28).

Переключатель электронных блоков выполняет следующие функции.

1. Формирует сигнал «Память», переводящий ДИСС из режима измерения в режим памяти в следующих случаях:

- при поступлении сигнала «Память» из автомата захвата;
- если нарушилось равенство $F_1 + 0,5F_2 - 0,5F_3 - F_4 = 0$ более чем на 30 %;
- при поступлении сигнала «Отказ ХОП»;
- если поступит команда от внешних устройств при контроле ДИСС.

2. Производит переключение с работающего электронного блока на резервный при наличии сигнала «Память» в течение времени 60—80 с и при поступлении сигнала «Отказ ХОП».

3. Согласовывает выходные сопротивления электронных блоков с частотами F_1, F_2, F_3, F_4 .

Система встроенного контроля позволяет производить проверку общей работоспособности ДИСС как в воздухе, так и на земле. Контроль производится сигналами, соответствующими контрольной задаче $F_2=F_3=5,5$ кГц, $F_1=F_4=25$ кГц. Эти сигналы вырабатываются синхронизатором (рис. 5.16, е) при поступлении на него команды «Контроль» (СЛ29) с пульта управления навигационно-пилотажного комплекса. Для обеспечения захвата электронным блоком указанные сигналы модулируются по частоте меандром ($F=40$ кГц) (СЛ30). В режиме контроля основные коммутации в ДИСС производятся релейным переключателем. При поступлении на него команды «Контроль» прекращается излучение мощности передатчика (С31) и прием отраженных сигналов, так как входы антенн запираются соответствующими переключателями, а калиброванная часть мощности передатчика (СЛ32) через переключатель контрольной развязки (СЛ33) поступает на переключатель приемной антенны. На переключатель контрольной развязки через релейный переключатель (СЛ34) подаются синусоидальные сигналы с частотами 5,5 и 25 кГц, которые осуществляют модуляцию высокочастотных колебаний передатчика. После преобразования и усиления в приемнике имитированный сигнал поступает на входы основного и резервного электронных блоков. Признаком нормальной работы ДИСС является отсутствие сигнала «Память». Таким образом, система встроенного контроля позволяет проверить работоспособность практически всех блоков ДИСС.

Особенности антенной системы. Приемная и передающая антенны выполнены одинаково. Каждая из них является двухзеркальной антенной с поворотом плоскости поляризации (рис. 5.17, а). В состав антенны входят следующие элементы: рупорные облучатели (по четыре для каждой антенны) — расширяющиеся концы круглых волноводов (1); основное зеркало (2), образованное двумя поверхностями, расположенными на расстоянии $\lambda/4$ друг от друга. Одна поверхность (А) — сплошная металлическая, специального профиля, другая (Б) — совокупность параллельных проводников, отстоящих друг от друга на небольшие расстояния, так что электромагнитная энергия может проходить между ними; зеркало-фильтр (3), представляющее собой профилированную поверхность, образованную дискретными параллельными проводниками, каждый из которых ориентирован к тем же проводникам основного зеркала под углом 45° .

Работа двухзеркальной антенны основана на принципе поворота плоскости поляризации, который поясняется на рис. 5.17, б. При работе на передачу

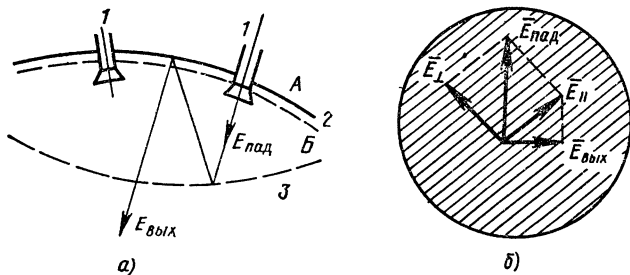


Рис. 5.17. Антенная система ДИСС (а) и принцип поворота плоскости поляризации (б)

линейно поляризованная волна $E_{\text{пад}}$ от облучателя 1 падает на зеркало-фильтр 3, составленное из параллельных проводников, причем ориентация проводников совпадает с плоскостью поляризации падающей волны. Последняя отражается от зеркала 3 на внутреннюю поверхность Б основного зеркала 2. Проводники, образующие эту поверхность, ориентированы под углом 45° к вектору поляризации $E_{\text{пад}}$. Вектор $E_{\text{пад}}$ раскладывается на две составляющие — вектор $E_{\parallel}$ и вектор $E_{\perp}$. Составляющая $E_{\parallel}$, которая параллельна проводникам, отражается от решетки основного зеркала Б с изменением фазы на 180° . Другая ортогональная составляющая $E_{\perp}$ проходит сквозь решетку и отражается от сплошной поверхности зеркала А. Составляющая $E_{\perp}$ после отражения на проводниках Б имеет фазу, совпадающую с фазой составляющей $E_{\parallel}$ предшествующей полуволны. Совпадение фаз обеспечивается изменением фазы на 180° при отражении $E_{\perp}$ от поверхности зеркала А и дополнительным изменением фазы при прохождении расстояния от проводников Б до металлической поверхности А и обратно, равного $\lambda/2$. Результирующий вектор $E_{\text{вых}}$ оказывается ориентированным под углом 90° к исходному вектору $E_{\text{пад}}$. Таким образом происходит поворот плоскости поляризации, и высокочастотный сигнал $E_{\text{вых}}$, вторично падая на зеркало-фильтр 3, беспрепятственно проходит через него и излучается в пространство. В пространстве формируется узкий луч с диаграммой направленности карандашного типа. Ширина луча определяется геометрическими размерами зеркал. Заданный наклон луча (углы η и δ) обеспечивается выносом рупора-облучателя из фокуса антенны. При значительных выносах облучателей происходит искажение фронта волны и, как следствие, расширение и искажение диаграммы направленности луча. Устранение этого недостатка достигается применением зеркал специального профиля, называемого апланотическим. Поэтому антенны рассматриваемого типа также называют апланотическими. Достоинствами таких антенн являются сравнительно малые габариты и масса, возможность создания практически неограниченного числа лучей одним раскрывом и принципиальное отсутствие зависимости ориентации лучей от изменения рабочей длины волны.

ГЛАВА 6. ОБЗОРНЫЕ И ПАНОРАМНЫЕ РЛС

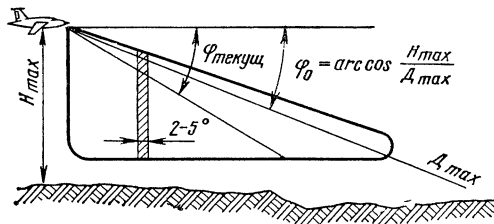
§ 6.1. САМОЛЕТНЫЕ РЛС ОБЗОРА ЗЕМЛИ

Самолетная радиолокационная аппаратура обзора может быть разделена на две группы: РЛС обзора пространства и РЛС обзора земной поверхности. К первой группе относятся радиолокаторы, предназначенные для обеспечения безопасности полета, обхода препятствий в воздухе, обнаружения зон активной грозовой деятельности и мощно-кучевой облачности с повышенной турбулентностью, а также радиолокаторы для обеспечения защиты своих самолетов и перехвата самолетов противника.

Вторую группу составляют РЛС кругового обзора земли, РЛС бокового обзора и, в частности, самолетные радиолокационные бомбоприцелы. Рассмотрим принцип обзора земной поверхности.

При использовании РЛС кругового обзора земли на экране получают условное изображение панорамы земной поверхности. Поэтому такие РЛС называют панорамными. Антенна у таких радиолокаторов имеет веерную диаграмму направленности (рис. 6.1), достаточно узкую в горизонтальной плоскости (порядка $1-5^\circ$). Ширина диаграммы направленности в вертикальной плоскости берется достаточно большой, чтобы перекрыть всю зону обзора в

Рис. 6.1. Диаграмма направленности антенны панорамной РЛС



той плоскости. Форма диаграммы направленности в вертикальной плоскости выбирается из условий, чтобы наземные цели с равной интенсивностью отражения ($\sigma_{\text{ц}}$) создавали одинаковой силы сигналы на входе приемника или одинаковую яркость отметок на экране индикатора независимо от их удаления. Этому условию соответствует аналитическая зависимость

$$F(\varphi) = \operatorname{cosec}^2 \varphi.$$

Поэтому диаграммы направленности такого вида называют косекансными.

Для получения радиолокационного изображения местности антенна панорамной РЛС вращается или качается в определенном секторе относительно вертикальной оси и последовательно облучает различные направления. Принятые в результате отражения от разных участков местности сигналы воспроизводятся на индикаторе кругового обзора, развертка которого совершает движение, синхронное с движением антенны. Экран индикатора имеет определенное время послесвечения (обычно равное времени одного оборота антенны РЛС), и изображения различных направлений, сливаясь, образуют общую картину просматриваемой местности.

Панорамное изображение земной поверхности позволяет распознать те или иные объекты и определить их координаты. С помощью панорамных РЛС можно решить ряд навигационных задач, в том числе таких, как определение местоположения самолета путем сличения радиолокационного изображения местности с картой, определение путевой скорости W , угла сноса α и других задач. Такие РЛС могут использоваться для бомбо- и торпедометания, пуска ракет по наземным целям, радиолокационной разведки местности.

Бортовые РЛС кругового обзора, несмотря на относительную простоту и широкое распространение, имеют ряд ограничений, которые возрастают по мере увеличения скоростей полета самолета. Во-первых, вращающаяся антенна больших размеров прикрывается обтекателем, который, выступая за пределы фюзеляжа, ухудшает аэродинамические характеристики самолета. Поэтому размеры антенны приходится сильно ограничивать, что не позволяет получить очень узкий луч диаграммы направленности и, как следствие, РЛС обладает недостаточно высокой разрешающей способностью по азимуту. Во-вторых, круговой обзор плохо согласуется с поступательным движением самолета. Изображение местности получается неискаженным только в том случае, если перемещением самолета

за время одного оборота антенны можно пренебречь. Это условие на больших скоростях полета не выполняется. При этом нельзя получить непрерывную радиолокационную карту местности по маршруту движения самолета. Этих недостатков лишены бортовые РЛС бокового обзора.

§ 6.2. РЛС БОКОВОГО ОБЗОРА

РЛС бокового обзора могут быть некогерентными и когерентными. **Некогерентные РЛС бокового обзора** имеют одну или две протяженные синфазные антенны, вытянутые вдоль фюзеляжа и выполненные в виде многоэлементной линейной решетки излучателей например, волноводно-щелевых. Так как антенны имеют большой размер, то они создают остронаправленные веерные лучи, расположенные по правую и левую стороны фюзеляжа. Обычно плоскость лучей перпендикулярна продольной оси самолета (рис. 6.2). Панорамное изображение местности получается вследствие последовательного облучения узких полосок земной поверхности, перпендикулярных направлению полета, при поступательном движении самолета. Индикация производится следующим образом. Выходные сигналы приемника после их усиления вызывают яркостные отметки на линии развертки дальности ЭЛТ. С экрана трубки изображение проектируется на фотопленку, которая перематывается со скоростью, пропорциональной путевой скорости самолета (рис. 6.3). На пленке получается радиолокационное изображение местности, охватываемой лучами антенн во время полета самолета.

Так как раскрыв антенны бокового обзора можно сделать в несколько раз больше (до 10—15 м), чем в РЛС кругового обзора, то повышается разрешающая способность по углам до 10—20', но

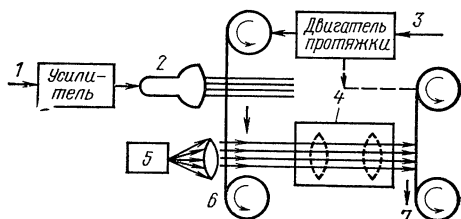
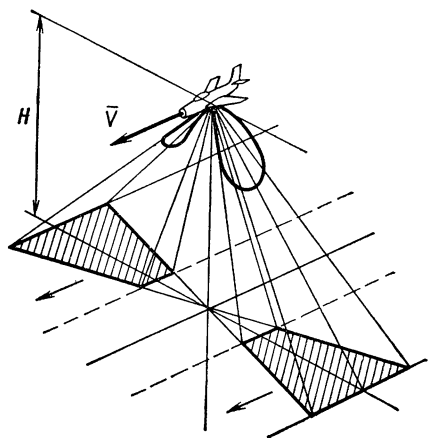
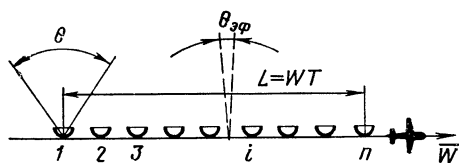


Рис. 6.3. Индикация целей в РЛС бокового обзора:

1 — сигнал с выхода детектора; 2 — ЭЛТ записи; 3 — сигнал от датчика путевой скорости; 4 — оптическое устройство обработки информации; 5 — источник света; 6 — фотопленка записи; 7 — фотопленка индикации

Рис. 6.2. Боковой радиолокационный обзор земной поверхности

Рис. 6.4. Принцип формирования синтезированного раскрыва



этого еще недостаточно. Достижение требуемой разрешающей способности по азимуту стало возможным тогда, когда была разработана когерентная обработка сигналов методом синтеза раскрыва антенны.

Когерентные РЛС бокового обзора. Для лучшего понимания принципа синтеза раскрыва напомним, что для получения высокой направленности необходимо иметь большое число излучателей — элементов, которые были бы разнесены по большой длине раскрыва, кроме того, должно выполняться векторное суммирование принятых каждым элементом сигналов. Однако нет принципиальной необходимости принимать сигналы одновременно на все элементы антенной решетки. Можно принимать сигналы на один элемент, но этот элемент перемещать в пространстве параллельно самому себе вдоль некоторого воображаемого раскрыва так, чтобы он последовательно занимал положения 1, 2, ..., n (рис. 6.4). Принимаемые последовательно во времени сигналы необходимо запоминать как по амплитуде, так и по фазе, и после получения последнего сигнала из места n все сигналы синхронно сложить. Общий полученный сигнал обладает свойствами, соответствующими сигналу, принятому реальной антенной с большим раскрытием L и малой шириной луча.

В принципе можно получать сколь угодно большие эквивалентные антенны. Такие антенны называют антеннами с синтезированным раскрывом. Как показано на рис. 6.4, самолет с установленной на нем антенной с небольшими размерами и с шириной луча θ , перемещаясь в пространстве, позволяет получить антенну с синтезированным раскрывом, равным по величине отрезку траектории полета самолета $L = WT$, где W — путевая скорость самолета, а T — время от принятия сигнала в точке 1 до принятия сигнала в точке n , называемое временем интегрирования. Самолет-носитель РЛС должен в течение этого времени перемещаться строго прямолинейно и с неизменной скоростью. Эффективная диаграмма направленности имеет весьма узкий лепесток с шириной $\theta_{эф} \approx \lambda/L$, где λ — длина волны.

Для запоминания сигналов 1, 2 ... n могут быть применены линии задержки, накопительные потенциалоскопические трубки, магнитные ленты или цифровые элементы. Сама РЛС обязательно должна быть когерентной, чтобы обеспечивать в каждый момент необходимые фазовые соотношения. Индикация информации может осуществляться так же, как в некогерентных РЛС бокового обзора. Радиолокационные станции бокового обзора применяются для картографирования и радиолокационной разведки.

§ 6.3. КОМБИНИРОВАННАЯ МЕТЕОНАВИГАЦИОННАЯ РЛС «ГРОЗА»

Радиолокационная станция «Гроза» является бортовой метеонавигационной РЛС, предназначенной для обеспечения безопасности полетов самолетов гражданской авиации в сложных метеоусловиях и при отсутствии визуальной видимости днем и ночью.

Основные технические данные

Дальность обнаружения при высоте полета $H > 7$ км:	
— зон грозовой деятельности и дождевой облачности	130 км
— крупных промышленных центров и городов	230 км
— крупных водоемов	80—100 км
Точность определения:	
— дальности	0,7 км
— угла сноса	1,5°
Импульсная мощность излучения	10 кВт
Частота излучаемых колебаний	9370—30 МГц
Частота повторения импульсов	400 Гц
Длительность импульсов	2 мкс
Чувствительность приемника	100 дБ/мВт
Потребляемая мощность:	
— по однофазному напряжению ~115 В 400 Гц	300 В·А
— по трехфазному напряжению ~36 В 400 Гц	10 В·А
— по постоянному напряжению + 27 В	58 Вт
Масса (в зависимости от комплектации)	30—40 кг

РЛС «Гроза» представляет собой импульсную некогерентную РЛС со сканированием антенны в азимутальной плоскости и секторным индикатором «Дальность-азимут». Индикатор имеет следующие масштабы развертки: 0—30 км, 0—50 км, 0—125 км, 0—250 км и 200—375 км.

Антенна зеркального типа рассчитана на установку в носовом отсеке самолета. Диаметр отражателя 560 мм. Устройство антенны позволяет работать как узким игольчатым лучом с шириной 4,2°, так и веерным лучом. Можно менять наклон рефлектора по углу места вручную в пределах $\pm 10^\circ$.

РЛС позволяет решать следующие задачи.

1. Наблюдать на экране индикатора метеообстановку впереди самолета.

2. Обнаруживать в передней полусфере зоны активной грозовой деятельности и мощно-кучевой облачности с повышенной турбулентностью и определять их местоположение.

3. Производить обзор земной поверхности в пределах $\pm 100^\circ$ по азимуту относительно продольной оси самолета для получения радиолокационной карты земной поверхности.

4. Решать ряд навигационных задач (определять путевую скорость, расстояние до аэропорта назначения, место фактического нахождения самолета, момент пролета боковых ориентиров).

5. Измерять угол сноса методом «остановленной» антенны при использовании эффекта Доплера.

6. Производить коррекцию текущих координат самолета по характерным наземным ориентирам.

РЛС «Гроза» может работать в одном из четырех режимов: «Земля», «Метео», «Контур» и «Снос».

В режиме «Земля» на экране индикатора в полярных координатах дальность — азимут воспроизводится изображение земной поверхности в виде светлого фона. Водоемы и крупные реки наблюдаются в виде темных провалов, а населенные пункты и отдельные инженерные сооружения (мосты, корабли) просматриваются в виде более ярких отметок. Обзор земли на масштабах разверток 30, 50 и 125 км осуществляется веерной диаграммой, на масштабе 0—250 км (в целях повышения дальности наблюдения) — поочередно веерной и игольчатой диаграммами. При использовании масштаба 200—375 км обзор земли производится только игольчатым лучом. В режиме «Земля» может проводиться коррекция текущих координат местоположения самолета.

В режиме «Метео» на экране индикатора наблюдается радиолокационное изображение воздушной обстановки в пределах $\pm 100^\circ$ по азимуту. Радиолокационное изображение может содержать отражения от различных гидрометеобразований в атмосфере: грозовых очагов, мощно-кучевой облачности, областей с повышенной турбулентностью движения воздушных масс, вихреобразований и других явлений. В этом режиме также могут быть обнаружены наземные препятствия (горы), найдены их координаты, определена возможность безопасного пролета над ними на заданной высоте. Можно обнаружить встречные самолеты, находящиеся в зоне обзора. В режиме «Метео» обзор пространства производится игольчатым лучом на всех масштабах развертки.

Режим «Контур» применяется для выявления степени опасности обнаруженных метеобъектов. Вследствие специального построения схемы обработки сигнала (логарифмическая амплитудная характеристика УПЧ, ВАРУ, подавление сильных сигналов в видеосулителе) в радиолокационном изображении появляются затемненные области, расположенные в ярких засветках экрана ЭЛТ, соответствующих неопасным зонам. В этом режиме используется игольчатая диаграмма направленности независимо от масштаба развертки.

В режиме «Снос» РЛС может измерять угол сноса. Измерение угла сноса основано на вторичном доплеровском эффекте, проявляющемся в амплитудной флюктуации сигналов на входе приемника РЛС при относительном перемещении распределенной цели и самолета. На экране индикатора амплитудная флюктуация сигнала вызывает соответствующую флюктуацию яркости линии развертки. Измеряемый угол сноса представляет собой угол между продольной осью самолета и линией пути, совпадающей с проекцией вектора путевой скорости $\vec{W}$ на земную поверхность. При совпадении оси диаграммы направленности антенны с линией пути частота яркостной модуляции минимальна. Оператор РЛС вручную (сканирование по азимуту в этом режиме прекращается) перемещает антенну и развертку на экране до положения, при котором частота мерцаний наименьшая. Отсчет угла сноса производится

по азимутальной шкале индикатора, имеющей градуировку через 2° в пределах азимутального сектора $\pm 20^\circ$ относительно нулевого деления. В этом режиме используется веерная диаграмма направленности.

§ 6.4. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА РЛС «ГРОЗА»

Упрощенная функциональная схема РЛС «Гроза» приведена на рис. 6.5. Особенностью построения этой РЛС является синхронизация ее работы от бортсети ~ 115 В 400 Гц. Магнитотристорный модулятор, синхронизируемый этим напряжением, формирует отрицательные импульсы амплитудой 7,4 кВ, которые в качестве анодного напряжения поступают на магнетрон. Кроме этого, модулятор создает старт-импульсы положительной полярности, используемые для синхронизации всех элементов РЛС и бланкирования других бортовых радиолокационных станций. Магнетрон генерирует импульсы СВЧ, поступающие по волноводу через вращающееся сочленение в антенну, с помощью которой производится как излучение, так и прием отраженных сигналов.

Использование одной антенны на передачу и на прием требует применения безынерционного антенного переключателя, который в РЛС «Гроза» выполнен в виде двух Т-образных ферритовых циркуляторов. Однако одни циркуляторы не обеспечивают надежную защиту смесительных диодов приемника. Поэтому используется еще один элемент — разрядник защиты приемника (РЗП), который во время излучения значительной мощности пробивается и закорачивает вход приемника.

Отраженные от целей и принятые антенной сигналы поступают в приемное устройство. Приемник выполнен по супергетеродинной схеме. Гетеродин собран на лампе обратной волны (ЛОВ), обладающей большим диапазоном электронной перестройки частоты. В балансном смесителе, к которому подводятся непрерывные колебания гетеродина и принятые импульсные сигналы, происходит преобразование частоты в промежуточную, равную 30 МГц.

Усилитель промежуточной частоты выполнен, как обычно, в виде двух узлов: предварительного (ПУПЧ) и основного УПЧ, собранных на транзисторах. Шестикаскадный основной УПЧ имеет логарифмическую амплитудную характеристику, что позволяет сжать динамический диапазон входных сигналов и приблизить его к диапазону сигналов, воспроизводимых ЭЛТ. Устройство и работа основного УПЧ рассмотрена ранее (см. § 4.7).

После детектирования сигналы поступают на видеоусилитель (ВУ) с регулируемой амплитудной характеристикой, позволяющей получить трехтоновое изображение (см. § 4.8). На видеоусилитель также подаются импульсы масштабных меток от синхронизатора. Видеоимпульсы далее поступают на оконечный видеоусилитель, куда также подаются импульсы подсвета от синхронизатора. Оконечный видеоусилитель открывается только на время действия импульсов подсвета, и импульсы отрицательной полярности проходят

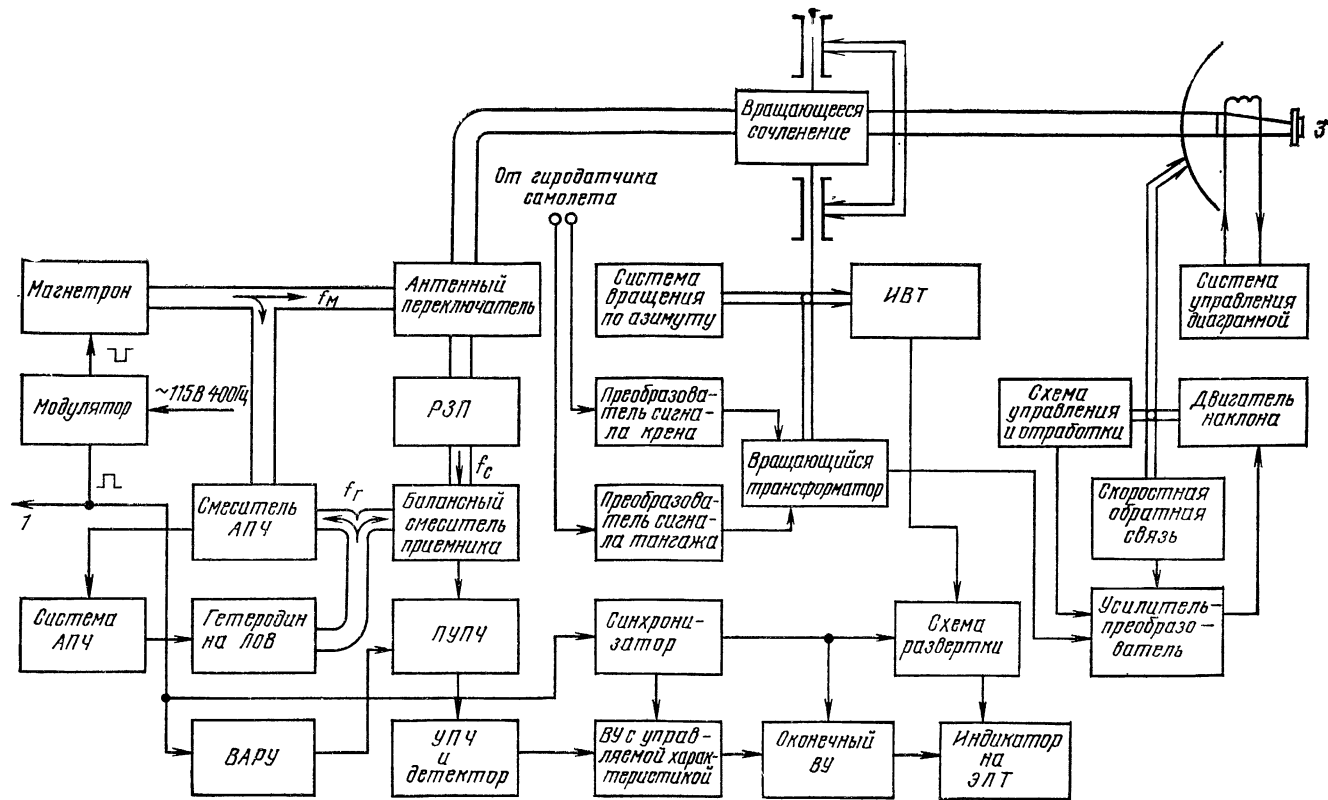


Рис. 6.5. Упрощенная функциональная схема РЛС «Гроза»:

1 — бланкирование других бортовых РЛС, 2 — рефлектор антенны, 3 — облучатель антенны

на катод ЭЛТ. На экране возникает радиолокационное изображение.

Радиально-секторная развертка создается неподвижными отклоняющими катушками, магнитный поток которых вращается синхронно с движением антенны. Напряжение, питающее отклоняющие катушки, формируется импульсным вращающимся трансформатором (ИВТ), ротор которого жестко связан с осью вращения антенны по азимуту. Импульсы от синхронизатора через схему развертки подводятся к ротору ИВТ, имеющему индуктивное сопротивление. Ток, возникающий в роторной обмотке, нарастает по закону экспоненты, начальный участок которой линеен.

Постоянство промежуточной частоты $f_{пр} = f_{г} - f_{маг}$ достигается системой автоподстройки частоты (АПЧ). Частота магнетрона $f_{маг}$ по мере его прогрева изменяется. Частота ЛОВ f_c также изменяется с течением времени. Система АПЧ следит за величиной промежуточной частоты и при отклонении ее от номинального значения создает такое напряжение на замедляющей системе ЛОВ, при котором частота колебаний ЛОВ при взаимодействии с частотой колебаний магнетрона обеспечивает номинальное значение промежуточной частоты.

Сканирование антенны в азимутальной плоскости в секторе $\pm 100^\circ$ относительно продольной оси самолета осуществляется с помощью системы вращения по азимуту, основным элементом которой является асинхронный двигатель.

Наклон луча антенны в пространстве в пределах $\pm 10^\circ$ производится дистанционно с лицевой панели индикатора. Ручка «Наклон» управляет наклоном рефлектора антенны относительно неподвижного диэлектрического облучателя. Схема управления наклоном луча представляет собой замкнутую следящую систему обработки, исполнительным органом которой является электродвигатель наклона.

Для получения устойчивого радиолокационного изображения на экране индикатора при эволюциях самолета предусмотрена система стабилизации плоскости обзора по крену и тангажу. Стабилизация осуществляется изменением положения рефлектора антенны в пространстве. Сигналы, пропорциональные крену и тангажу самолета, поступают от гиродатчика на вращающийся трансформатор. Напряжение, пропорциональное углу стабилизации антенны, с трансформатора подается в канал управления наклоном рефлектора и складывается с сигналом, задаваемым вручную ручкой «Наклон».

Система управления диаграммой направленности позволяет выбрать веерную или игольчатую форму диаграммы. Коммутация формы диаграммы производится посредством ферритового вращателя плоскости поляризации, установленного в волноводе облучателя антенны. Рефлектор антенны имеет профиль двойной кривизны и при изменении плоскости поляризации формирует веерный луч при горизонтальной поляризации и игольчатый — при вертикальной поляризации электромагнитных волн излучателя.

ГЛАВА 7. СИСТЕМЫ ПЕРЕХВАТА ВОЗДУШНЫХ ЦЕЛЕЙ

§ 7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ ПЕРЕХВАТА ВОЗДУШНЫХ ЦЕЛЕЙ

В последние годы появились новые типы самолетов, обладающие высокими скоростями и летающие на больших высотах. Они могут действовать в сложных метеорологических условиях днем и ночью. Своевременное обнаружение и уничтожение в воздухе таких самолетов стало весьма нелегкой задачей.

Комплекс операций, обеспечивающих обнаружение воздушных целей и их уничтожение с помощью пушек или ракет, установленных на самолетах-истребителях, называется *перехватом*, а комплекс наземного и самолетного оборудования, с помощью которого осуществляется перехват, — *системой перехвата*.

В систему перехвата (рис. 7.1) входят истребитель и комплекс наземных устройств, состоящий из пункта наведения (ПН) и системы передачи данных. Основными элементами ПН являются радиолокационные станции обнаружения целей (Ц) и своих истребителей (И), средства опознавания, система отображения воздушной обстановки (СО), счетно-решающий прибор (СРП) и командная радиолиния управления (КРУ). На рис. 7.1 стрелками показаны направления прохождения информации.

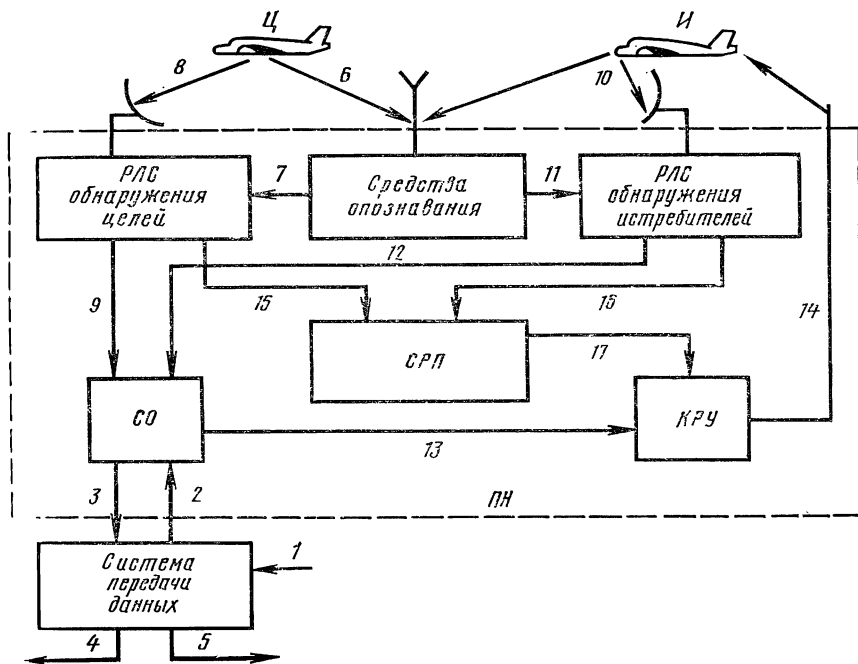


Рис. 7.1. Состав системы перехвата воздушных целей

Работу системы перехвата самолетов можно представить следующим образом¹. Информация о целях (данные о дальности, скорости, высоте, направлении полета и др.), полученная от РЛС дальнего обнаружения или других ПН, передается через систему передачи данных (Н1) на систему отображения воздушной обстановки (Н2). Туда же поступает информация от РЛС обнаружения целей данного ПН (Н8, 9) и средств опознавания (Н6, 7, 9). На основании данных, полученных в системе отображения воздушной обстановки, принимается решение о времени поднятия истребителей-перехватчиков и о необходимом их количестве. В соответствии с принятым решением передаются нужные команды на аэродромы (Н3, 4). Кроме того, данные о цели передаются на другие ПН (Н5). После вылета истребителей-перехватчиков производится их обнаружение (Н10) и опознавание (Н6, 11). Эти данные также поступают на систему отображения воздушной обстановки (Н12). Таким образом, в системе отображения воздушной обстановки сосредотачиваются данные как о целях, так и о своих истребителях. В результате сравнения этих данных и расчета в СРП траектории сближения истребителей с целью автоматически вырабатываются команды наведения, которые передаются в КРУ (Н17). В шифраторе КРУ команды наведения кодируются и по линии радиосвязи передаются на истребители (Н14).

В приемной аппаратуре истребителя команды дешифруются и поступают на индикатор и в исполнительные устройства. На основании этих команд летчик выводит истребитель в район возможной встречи с целью и включает самолетную РЛС перехвата и прицеливания, с помощью которой он осуществляет поиск цели. В какой-то момент бортовая РЛС обнаруживает цель. Дальнейшее сближение истребителя с целью и атака ее выполняются по данным бортовых средств. Этот этап называют самонаведением истребителя на цель.

Для уничтожения цели применяются ракеты класса «воздух—воздух» или пушки. При использовании ракет управление ими может осуществляться либо с борта истребителя (наведение ракеты), либо посредством аппаратуры самой ракеты (самонаведение ракеты). Цели, не сбитые перехватчиками до рубежа перехвата, попадают в зону действия зенитных управляемых ракет (ЗУР) и уничтожаются ими.

§ 7.2. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ ПЕРЕХВАТА И ПРИЦЕЛИВАНИЯ

РЛС перехвата и прицеливания устанавливается на борту всепогодных истребителей-перехватчиков и должна обеспечивать решение следующих задач.

1. Обзор пространства для обнаружения целей.

¹ На рис 7.1 цифрами указаны направления прохождения информации. В тексте принято обозначение (Н1...).

2. Опознавание государственной принадлежности обнаруженной цели (совместно с аппаратурой опознавания).

3. Выбор нужной цели и определение ее координат с необходимой точностью, обеспечивающей захват выбранной цели системой автосопровождения.

4. Автосопровождение выбранной цели по угловым координатам, дальности и скорости сближения.

5. Прицеливание и атака цели.

6. Определение момента вывода истребителя из атаки.

РЛС перехвата и прицеливания, как правило, имеет два основных режима работы: режим «Обзор» и режим «Прицел». В режиме обзора решаются первые три задачи, а в режиме прицела — три последние.

Для успешного решения указанных задач РЛС перехвата должна обеспечить измерение дальности до цели, угловых координат, скорости сближения с целью и угловой скорости линии визирования цели.

Дальность действия РЛС перехвата должна быть такой, чтобы после обнаружения цели и до момента пуска ракеты с максимальной возможной дистанции имелось бы время на опознавание цели, измерение ее координат, выполнение маневра для сближения с целью и прицеливание. Дальность действия современных РЛС перехвата достигает десятков километров.

Секторы обзора по азимуту и углу места определяются выбранным методом наведения и точностью наведения истребителя с земли.

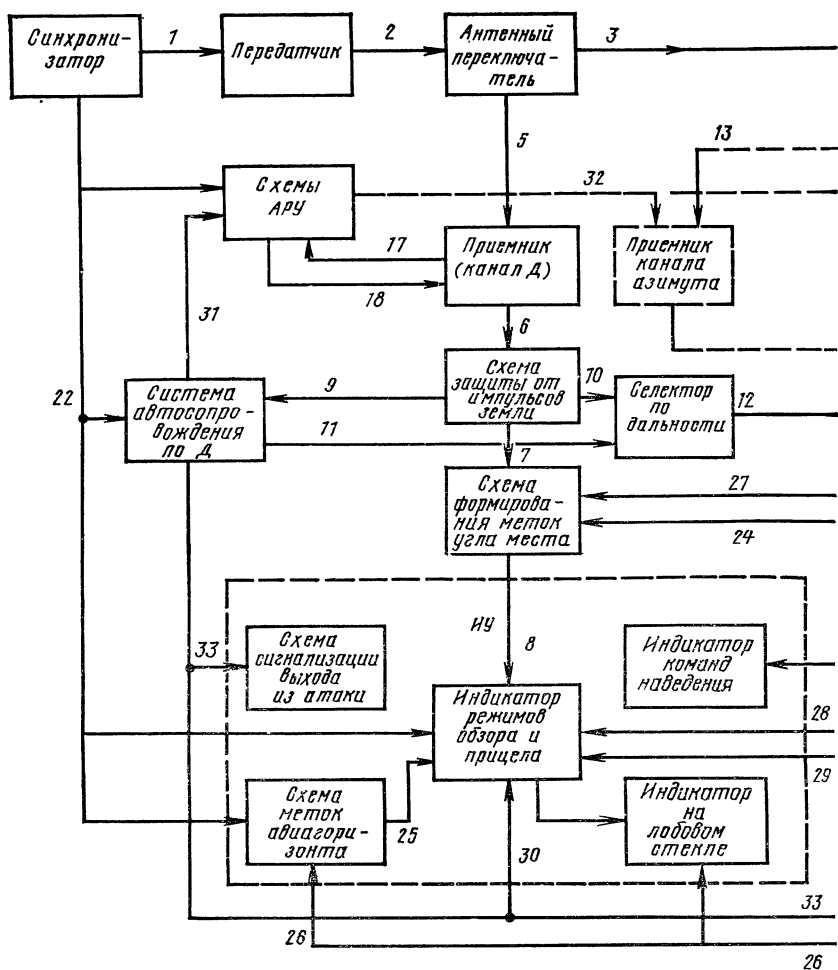
Требуемая точность измерения координат цели в большой степени определяется типом и тактическими характеристиками применяемого оружия. Применение неуправляемого оружия требует по сравнению с управляемым значительно более точного прицеливания.

Для исключения потери обнаруженной цели при маневре истребителя зона обзора стабилизируется по крену и тангажу относительно линии полета самолета. Стабилизация осуществляется посредством гироскопической системы подобно тому, как это сделано в РЛС «Гроза».

Управление станцией в максимальной степени автоматизируется и упрощается. В частности, автоматизируются последовательность включения станции, перестройка частоты передатчика, подстройка приемника под частоту передатчика, управление усилением приемника и т. д. Основные органы управления РЛС перехвата располагаются так, чтобы летчик минимально отрывался от пилотирования самолета, например, на рычаге управления двигателями, на ручке управления и т. д.

§ 7.3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА САМОЛЕТНОЙ РЛС ПЕРЕХВАТА

Возможный вариант функциональной схемы импульсной некогерентной РЛС перехвата, на которой отображены основ-



26

Рис. 7.2. Функциональная схема РЛС перехвата:

ИУ — выходное индикаторное устройство; КРУ — команды наведения от бортовой аппаратуры опознавания; В — сигнал к системе вооружения самолета

ные специфические особенности станций этого типа, приведен на рис. 7.2. Описываемые технические решения не являются единственно возможными и приведены лишь для иллюстрации общих принципов построения РЛС перехвата. В скобках указаны номера соединительных линий (СЛ...), связывающих элементы функциональной схемы.

Станция может быть одноканальной или многоканальной (моноимпульсной). Дополнительные элементы для многоканальной станции (устройство суммирования и вычитания высокочастотных сигналов, приемники каналов азимута и угла места) показаны на схеме пунктирными прямоугольниками. При этом соответ-

сопровождения по дальности, схемы АРУ и меток авиагоризонта.

В передатчике импульсы синхронизатора усиливаются, формируются по длительности и запускают генератор СВЧ. Мощные высокочастотные импульсы по волноводу (СЛ2) поступают в антенный переключатель. Антенный переключатель при работе станции на передачу обеспечивает прохождение высокочастотных импульсов по волноводу (СЛ3 и 4) в антенну и предотвращает их попадание в приемник.

Антенное устройство излучает в пространство высокочастотные импульсы, обеспечивает перемещение луча в пределах заданной зоны обзора и принимает сигналы, отраженные от цели. Радиоимпульсы, принятые антенной, через антенный переключатель (СЛ3) поступают в приемник (СЛ5), а в моноимпульсной системе через устройство суммирования и вычитания подаются также на приемники азимута и угла места (СЛ13 и 14).

С выхода приемника видеоимпульсы подводятся к схеме защиты от импульсов земли (СЛ6), а оттуда — к схеме формирования меток угла места (СЛ7), к системе автосопровождения по дальности (СЛ9), к селектору дальности (СЛ10) и к схемам АРУ.

Схема защиты от импульсов земли обычно присутствует в составе РЛС перехвата в связи с тем, что особой проблемой для таких РЛС является устранение мешающего действия отражений от земной поверхности. Особенно важно устранять отраженные импульсы от земли в тех случаях, когда цели находятся ниже истребителя. Для борьбы с мешающими отражениями применяют стробирование по дальности, селекцию по длительности, кодирование излучаемых импульсов по частоте повторения, селекцию по скорости и другие методы.

Селектор дальности пропускает через себя выходное напряжение приемника лишь в небольшом интервале времени, который обрабатывается в данный момент системой автоматического сопровождения по дальности (СЛ10). Открывание селектора стробирующими импульсами дальномера (стробирование) повышает помехоустойчивость РЛС за счет устранения влияния сигналов и помех, приходящих от других объектов, находящихся вне обрабатываемого участка дальности.

В режиме обзора перемещение луча антенны в пределах заданной зоны обзора осуществляется по заданной программе системой управления антенной при обзоре, которая управляет работой двигателя поворота антенны (СЛ19). Заданные углы поворота антенны обеспечиваются с помощью обратной связи через датчики угловых координат (СЛ20) или системой конечных выключателей. Зона обзора стабилизируется системой гиросtabilизации (СЛ21), связанной с датчиками крена и тангажа истребителя (СЛ23).

Система автосопровождения по дальности осуществляет поиск целей по дальности по принципу, описанному в § 2.6.

В режиме обзора используется индикатор типа «Дальность—азимут». Внешний вид индикатора показан на рис. 7.3, а. Сигналы

теле, куда поступают команды наведения и данные, характеризующие параметры движения истребителя (СЛ29);

д) метки возможной зоны захвата (ожидаемый диапазон дальности) цели по дальности от системы автосопровождения по дальности (СЛ30);

е) метки зон захвата цели по азимуту и углу места от вычислителя (СЛ29).

Для правильного выполнения команд наведения летчик должен так управлять самолетом, чтобы прицельное кольцо всегда находилось в центре экрана. Смещение кольца по горизонтальной оси показывает отклонение от рассчитанного курса. Метка пространственного положения самолета, угол поворота которой показывает крен, а ее положение по вертикали относительно линии горизонта — тангаж самолета, должна также находиться внутри прицельного кольца при правильном выполнении команд наведения.

После того как нужная цель обнаружена и находится в зоне захвата, станция переводится в режим прицеливания.

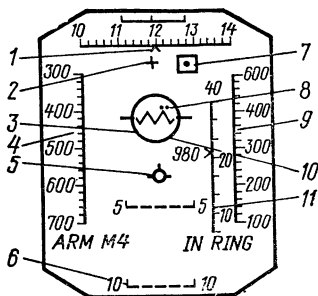
В режиме прицеливания начинается автоматическое сопровождение цели по дальности и угловым координатам. Изменяется закон движения луча антенны (производится конический обзор или используется мгновенная равноточная зона, при моноимпульсной работе). Приемник стробируется по дальности системой автосопровождения по дальности (СЛ31 и 18): он отпирается только на время прихода сигналов от выбранной цели, а в остальное время заперт. Регулировка усиления приемников канала азимута и угла места (для моноимпульсной РЛС) производится по сигналам суммарного канала (канала дальности) (СЛ32).

Координаты захваченной цели D , $\varphi_{a.z}$, $\varphi_{y.m}$ и их производные $\dot{D}$, $\dot{\varphi}_{a.z} = \omega_x$, $\dot{\varphi}_{y.m} = \omega_y$, а также параметры движения истребителя (угол крена γ , тангажа Δ , высота H , воздушная скорость V , курс K) поступают от соответствующих датчиков в вычислитель. Вычислитель решает уравнения, определяющие параметры сближения с целью, и вырабатывает данные для управления положением прицельного кольца на экране индикатора в режиме прицеливания (СЛ29). Величина прицельного кольца (рис. 7.3, б) показывает допустимую ошибку прицеливания, а его отклонение от центра экрана — ошибку пилотирования.

Однако в режиме прицеливания летчик преимущественно использует не электронный индикатор, а индикатор на лобовом стекле самолета. Этот индикатор выполнен так, что с помощью оптической системы необходимые данные высвечиваются на полупрозрачном стекле, находящемся на фоне лобового стекла кабины. Помимо информации о положении цели система отображения на лобовом стекле дает летчику всю информацию, необходимую для пилотирования самолета, чтобы не переводить взгляд на приборную доску. Таким образом, при перехвате летчик видит цель, считывает параметры ее движения и прицельные данные, пилотирует самолет и ведет стрельбу, не прекращая визуального наблюдения

Рис. 7.4. Изображение на индикаторе системы отображения данных на фоне лобового стекла кабины:

1 — магнитный курс; 2 — перекрестие стрелкового прицела; 3 — прицельное кольцо для пуска управляемой ракеты; 4 — шкала приборной скорости; 5 — командная отметка (вектор скорости самолета); 6 — шкала тангажа; 7 — отметка цели; 8 — символ ожидаемого появления цели; 9 — шкала барометрической высоты; 10 — авиагоризонт; 11 — шкала дальности до цели и скорость сближения



за воздушной обстановкой. В качестве примера на рис. 7.4 показано изображение системы отображения данных на фоне лобового стекла кабины летчика истребителя F-15A.

Сближение с целью производится после опознавания и принятия решения на атаку. В процессе сближения летчик приблизительно определяет характер цели, выполняет маневр для занятия исходного положения для атаки, сообразуясь с положением командных меток и символов на индикаторе. Летчик стремится «наложить» командную метку на символ цели, а в последующем — отметку цели на перекрестие прицела. Нажатием кнопки на секторе газа выбирается тот или иной вид оружия.

После пуска ракеты с полуактивным самонаведением истребитель должен сопровождать цель до момента ее поражения. Для предотвращения возможности прямого столкновения с целью применяется схема сигнализации выхода из атаки. Схема управляется сигналами от дальномера (СЛЗЗ) и может иметь в качестве выходного устройства сигнальную лампочку, загорающуюся при сближении с целью на опасное расстояние.

Процессы наведения и самонаведения истребителя, а также управление оружием могут быть частично или полностью автоматизированы. В этом случае вычислитель, роль которого на современном истребителе играет БЦВМ, вырабатывает соответствующие команды для автопилота и системы управления оружием.

§ 7.4. БОРТОВЫЕ РЛС УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ. УПРАВЛЕНИЕ ПО РАДИОЛУЧУ

Бортовое радиолокационное оборудование управляемых ракет служит для их вывода после пуска в точку встречи с целью. В системе перехвата для управления ракетами класса «воздух—воздух» применяются системы с наведением ракеты по радиолучу или с самонаведением.

При управлении по радиолучу траектория полета ракеты задается радиолокатором истребителя, который производит облучение цели и ее автоматическое сопровождение по угловым координатам методом конического сканирования. Задачами радиооборудования ракеты является измерение ошибки управления и форми-

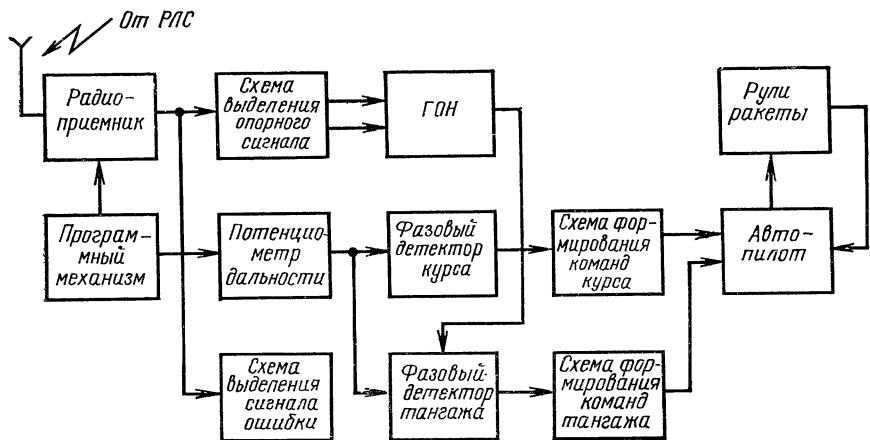


Рис. 7.5. Функциональная схема радиооборудования ракеты, управляемой по радиолучу

рование команд, удерживающих ракету на оси равносигнальной зоны.

Функциональная схема радиолокационного оборудования ракеты, управляемой по радиолучу, показана на рис. 7.5. Принцип управления ракетой подобен принципу управления антенной РЛС при автоматическом сопровождении цели по угловым координатам. После пуска ракета входит в луч самолетной РЛС. Если ракета находится точно на оси равносигнальной зоны (ошибка управления равна нулю), то импульсы самолетной РЛС, принимаемые радиоприемником ракеты, имеют неизменную амплитуду. Отклонение ракеты от оси равносигнальной зоны приводит к амплитудной модуляции импульсов с частотой сканирования луча самолетной РЛС. При появлении ошибки управления на выходе видеодетектора приемника ракеты образуется сигнал ошибки в виде огибающей видеоимпульсов. Амплитуда импульсов $U_{и}$ изменяется по закону

$$U_{и} = U_{им} [1 + m \cos (\Omega t - \varphi_0)],$$

где $U_{им}$ — амплитуда видеоимпульсов при нахождении ракеты на оси равносигнальной зоны; m — коэффициент глубины модуляции; Ω — угловая скорость сканирования луча антенны РЛС; φ_0 — начальная фаза огибающей видеоимпульсов.

При небольших углах отклонения ε (рис. 7.6) коэффициент глубины модуляции пропорционален углу отклонения:

$$m = h\varepsilon \simeq h \sin \varepsilon = \rho/D, \quad (7.1)$$

где h — коэффициент пропорциональности, зависящий от крутизны диаграммы направленности антенны РЛС; ρ — линейное

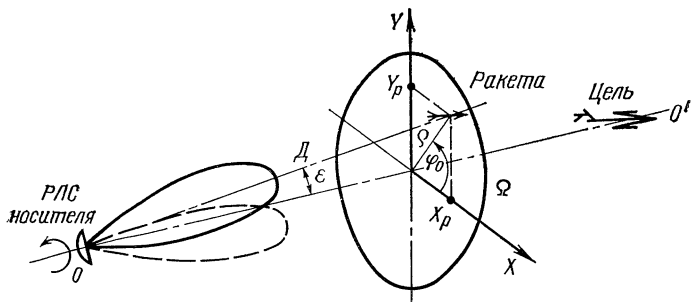


Рис. 7.6. Схема наведения по радиолучу

отклонение ракеты; D — расстояние от самолета-носителя до ракеты.

Напряжение на выходе схемы выделения сигнала ошибки

$$U_{c.o} = U_{m0} \cos(\Omega t - \varphi_0), \quad (7.2)$$

где U_{m0} — амплитуда сигнала ошибки.

В соответствии с выражениями (7.1) и (7.2)

$$U_{m0} = k_d U_{\text{им}} m \approx k_d U_{\text{им}} h \rho / D, \quad (7.3)$$

где k_d — коэффициент передачи схемы выделения сигнала ошибки.

Из выражения (7.3) видно, что при постоянных k_d и h амплитуда сигнала ошибки зависит от среднего значения амплитуд импульсов $U_{\text{им}}$, линейного отклонения ρ и расстояния до ракеты D . Для нормальной работы системы управления ракетой на всем пути движения к цели необходимо добиваться того, чтобы управляющее напряжение не зависело от расстояния D . С этой целью в приемнике ракеты применяют схему АРУ и на входе приемника включают поглотитель мощности, управляемый программным механизмом так, чтобы мощность сигнала на входе приемника оставалась постоянной при увеличении расстояния от самолета до ракеты. Кроме того, к выходу схемы выделения сигнала ошибки подключают потенциометр дальности, управляемый тем же программным механизмом. В итоге напряжение сигнала ошибки, подводимое к фазовым детекторам (ФД), изменяется прямо пропорционально изменению линейной ошибки управления ρ .

Фаза напряжения сигнала ошибки φ_0 зависит от направления отклонения ракеты от оси равносигнальной зоны (рис. 7.6):

$$\operatorname{tg} \varphi_0 = Y_p / X_p,$$

где X_p и Y_p — проекции линейного отклонения ракеты на оси координат.

Напряжение сигнала ошибки подводится к фазовым детекторам, предназначенным для разделения сигнала ошибки на две составляющие, характеризующие отклонение ракеты в двух взаим-

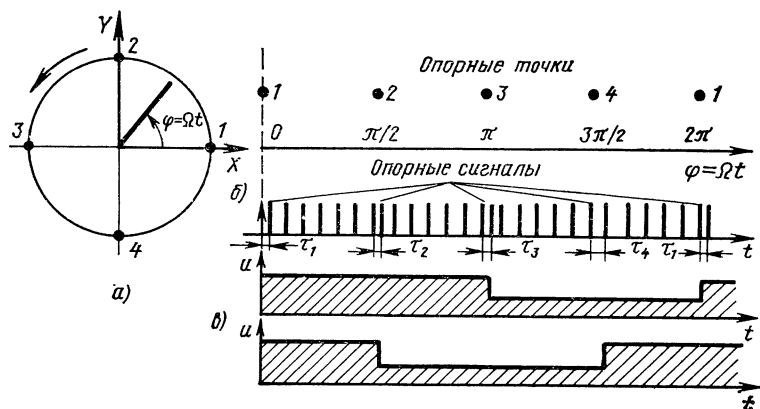


Рис. 7.7. Формирование самолета-носителя опорного сигнала в РЛС:
 а — траектория сканирования оси радиолуча; б — опорные точки и импульсы запуска передатчика РЛС; в — опорные напряжения ГОН

но перпендикулярных плоскостях, — по курсу X_p и по тангажу Y_p . Фазовые детекторы управляются напряжениями, вырабатываемыми генератором опорных напряжений (ГОН). В свою очередь ГОН синхронизируется опорными сигналами, приходящими от РЛС самолета. Фаза опорных сигналов φ_0 однозначно связана с положениями сканирующего радиолуча РЛС самолета. Обычно опорные сигналы передаются в четырех опорных точках: при повороте антенны РЛС на $0, 90, 180$ и 270° (рис. 7.7). Опорный сигнал передается на ракету посылкой дополнительных импульсов в моменты, когда ось радиолуча пересекает оси X, Y прямоугольной системы координат, связанной с антенной РЛС перехвата и стабилизированной по крену.

ГОН формирует два опорных напряжения (рис. 7.7, в), сдвинутых по фазе на 90° , которые подаются на фазовые детекторы. На выходе фазовых детекторов образуются напряжения, пропорциональные линейным отклонениям ракеты в соответствующих плоскостях:

$$U_x = f(X_p) = k_{\phi.д} U_{m0} \cos \varphi_0; \quad U_y = f(Y_p) = k_{\phi.д} U_{m0} \sin \varphi_0,$$

где $k_{\phi.д}$ — коэффициент передачи фазовых детекторов.

Эти напряжения поступают на схемы формирования команд управления, с выхода которых управляющие напряжения воздействуют на автопилот ракеты. Рули ракеты отклоняются, возвращая ее к равносигнальному направлению.

Положительные качества систем наведения ракет по лучу — относительная простота и возможность наведения на одну цель нескольких ракет. Основными недостатками являются уменьшение точности наведения по мере увеличения расстояния от самолета-носителя, сравнительно низкая помехозащищенность и ограничение маневра самолета в процессе наведения.

§ 7.5. РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СИСТЕМ САМОНАВЕДЕНИЯ РАКЕТ

В системах самонаведения наблюдение за целью осуществляется радиолокатором, расположенным на ракете. Самолет-носитель перед пуском ракеты выполняет прицеливание, а после пуска или прекращает наблюдение за целью (при активном самонаведении), или продолжает «подсвечивать» цель (при полуактивном самонаведении). Рассмотрим один из возможных вариантов полуактивной системы управления. Функциональная схема оборудования ракеты показана на рис. 7.8.

Антенна приемника отраженных от цели сигналов формирует остронаправленную диаграмму направленности, которая при вращении излучателя или рефлектора антенны сканирует, образуя равносигнальное направление приема. Перед пуском ракеты эта антенна наводится на цель по командам от РЛС самолета-носителя, чем облегчается захват цели системой автосопровождения по направлению. Если ось равносигнальной зоны антенны не совпадает с направлением на цель, то принятые сигналы модулируются по амплитуде с частотой сканирования. Глубина модуляции зависит от отклонения, а фаза огибающей определяется направлением отклонения цели от оси равносигнальной зоны.

Напряжение сигнала ошибки с выхода приемника подается на схему автоматического сопровождения по угловым координатам. Основными элементами этой схемы являются фазовые детекторы, которые управляются опорными напряжениями, поступающими от датчиков антенны ракеты. Частота опорных напряжений равна частоте сканирования, а фаза жестко связана с положением диаграммы направленности в пространстве. Фазовые детекторы преобразуют сигнал ошибки в два постоянных напряжения, величины которых пропорциональны отклонению цели в двух взаимно перпендикулярных плоскостях: по курсу и по тангажу. Эти напряжения используются в схеме поворота антенны. При совмещении равносигнального направления с целью эти управляющие напряжения равны нулю.

Процесс автоматического сопровождения по угловым координатам зависит от конструкции антенной системы. Применяются подвижные и неподвижные антенны. Если антенна закреплена на ракете неподвижно, то напряжения с выхода фазовых детекторов подаются непосредственно на схему формирования команд управления ракетой. Ракета вместе с антенной поворачивается так, что-

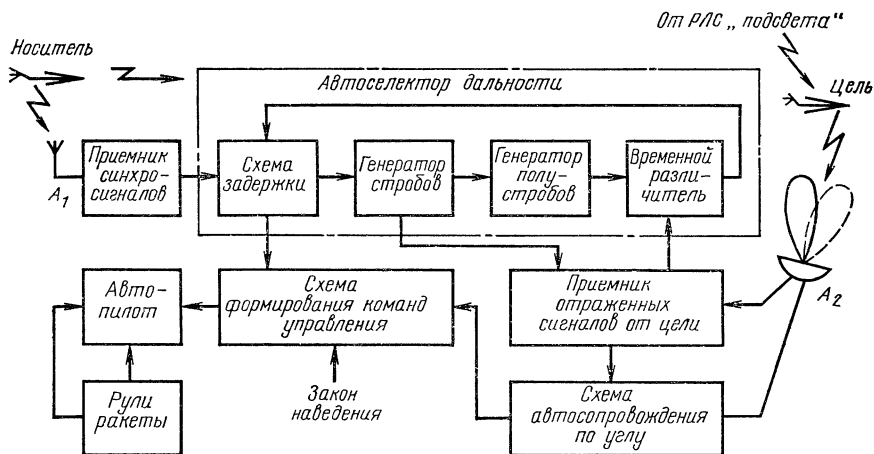


Рис. 7.8. Функциональная схема радиооборудования полуактивной системы самонаведения ракеты

бы цель оказалась на оси равносигнальной зоны. В этом случае наведение на цель производится только по методу «кривой погони».

Если на ракете применена подвижная антенна, то она обычно устанавливается на гиросtabilизированной платформе. Схемой автоматического управления антенна направляется в сторону цели. Из схемы автосопровождения цели по угловым координатам в схему формирования команд управления ракетой выдаются напряжения, пропорциональные углу поворота антенны в соответствующей плоскости, а в некоторых случаях напряжения, пропорциональные угловой скорости линии визирования цели. Эти данные о цели вместе с напряжением из автоселектора, пропорциональным дальности до цели, используются для наведения ракеты в упрежденную точку встречи, например, по методу параллельного сближения.

Одним из недостатков всех радиолокационных систем самонаведения является сравнительно низкая разрешающая способность по угловым координатам, поскольку на ракете трудно разместить антенну с достаточно узкой диаграммой направленности. Это обстоятельство вынуждает применять схемы дополнительной селекции цели, в частности, схему селекции по дальности. Функцию селекции цели по дальности в системах с импульсным режимом излучения выполняет автоселектор дальности, схема которого аналогична любой системе автосопровождения по дальности. Автоселектор, кроме того, повышает помехоустойчивость системы и обеспечивает защиту приемника от мощных прямых импульсов самолетной РЛС. Автоселектор синхронизируется сигналами, поступающими от РЛС перехвата по специальной линии связи. Эти сигналы принимаются отдельным радиоприемником, антенна которого обычно устанавливается в хвосте ракеты.

Если РЛС самолета-носителя работает в режиме непрерывного излучения, то дополнительная селекция цели осуществляется не по дальности, а по скорости сближения с выбранной целью. Принцип селекции по скорости основан на использовании эффекта Доплера. Сигнал, отраженный от цели, сравнивается с сигналом, поступающим непосредственно от РЛС самолета-носителя. Выделенные колебания доплеровской частоты поступают на фильтр, настроенный на определенную частоту, которая соответствует скорости сближения с выбранной целью.

В последнее время в системах самонаведения ракет применяются также моноимпульсные РЛС. Такие системы обладают высокой помехозащищенностью и большей точностью.

ГЛАВА 8. САМОЛЕТНЫЕ РЛС СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

§ 8.1. РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ОПОЗНАВАНИЯ

Радиолокационные системы опознавания представляют собой комплекс наземной, самолетной, корабельной аппаратуры (запросчиков и ответчиков), предназначенной для определения государственной принадлежности объектов.

Опознавание ведется по направлениям: земля—самолет, земля—корабль, самолет—самолет, самолет—корабль, корабль—самолет и др. (рис. 8.1).

Системы радиолокационного опознавания относятся к радиолокационным системам с активным ответом, которые при своей работе используют радиосигналы специальных ответчиков. Ответ-

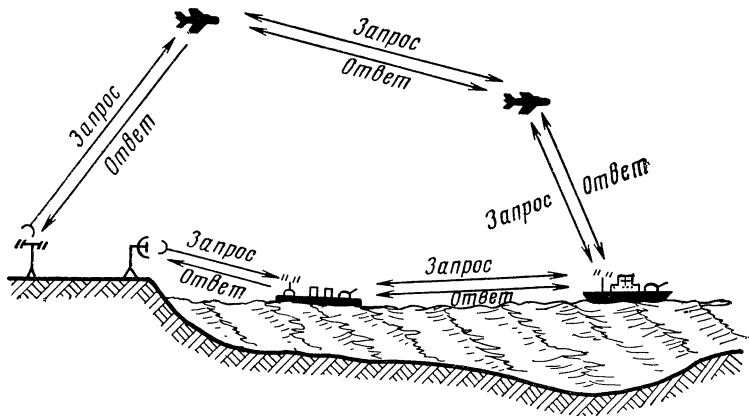


Рис. 8.1. Направления опознавания

чик представляет собой приемопередатчик, который принимает сигналы радиолокаторов или специальных станций-запросчиков и в ответ излучает свои сигналы.

Сигналы ответчиков могут нести дополнительную информацию об объекте, если соответствующим образом закодировать эти сигналы. Поэтому ответчик снабжается специальным кодирующим устройством, а приемник запросчика — дешифратором для расшифровки информации. В тех случаях, когда для запроса используется специальный запросчик, сигналы запроса также могут быть закодированы.

К аппаратуре опознавания предъявляются некоторые специфические требования. Роль аппаратуры опознавания в общей системе радиолокационного наблюдения заключается в основном в разделении обнаруженных объектов на свои и чужие. Отсюда вытекает требование о соответствии основных технических показателей аппаратуры опознавания тактическим данным радиолокационных станций, совместно с которыми эта аппаратура работает. Выполнение этого требования обеспечивает раздельное опознавание каждого обнаруженного объекта.

Другое требование — требование надежности опознавания — связано с необходимостью исключения ошибок при опознавании. Должна быть обеспечена безотказная работа аппаратуры опознавания в течение определенного времени, ее высокая помехозащищенность и достаточная пропускная способность, обеспечивающая работу ответчика с многими запросчиками.

В зависимости от степени участия РЛС обнаружения в формировании запросного сигнала различают три типа систем опознавания: совмещенные, автономные и смешанные.

В автономных системах запрос производится только запросчиком. Запросчик осуществляет также прием, расшифровку и индикацию ответного сигнала.

В совмещенных системах запросным сигналом является зондирующий сигнал РЛС, т. е. РЛС совмещает функции обнаружения и опознавания. При облучении своего самолета, имеющего ответчик, в приемник РЛС приходят два сигнала: один, отраженный от самолета как от пассивной цели, и второй, являющийся сигналом передатчика ответчика. Эти сигналы совместно наблюдаются на экране индикатора РЛС.

В смешанных системах запросный сигнал состоит из высокочастотных сигналов РЛС и запросчика, излучаемых на разных частотах. В таких системах необходима синхронизация работы запросчика от РЛС; сигнал радиолокатора входит в кодовую комбинацию запросного сигнала как его составная часть. Прием и расшифровка ответных сигналов осуществляется в запросчике, а индикация ответного сигнала — на экране индикатора РЛС.

§ 8.2 ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА САМОЛЕТНОЙ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ ОПОЗНАВАНИЯ

Упрощенная функциональная схема автономной системы опознавания приведена на рис. 8.2. Запросчик запускается импульсами от синхронизатора. Если на самолете имеется РЛС и запросчик работает совместно с РЛС, то запросчик запускается импульсами РЛС.

Кодирующее устройство запросчика, запускаемое от синхронизатора, вырабатывает импульсы кода, которыми запускается передатчик запросчика. Например, может быть использован двухимпульсный код с определенными интервалами между импульсами. Импульсы высокочастотной энергии, вырабатываемые передатчиком, через антенный переключатель поступают в антенну и излучаются в пространство.

Сигналы передатчика запросчика принимаются антенным устройством ответчика, которое в зависимости от выбранных диапазонов волн и конструкции может состоять из одной или нескольких антенн, и подаются на вход приемника. Приемник ответчика усиливает и детектирует сигналы запросчика, и они с выхода приемника поступают в дешифратор. Если принят сигнал с установленным кодом, то на выходе дешифратора образуется импульс, поступающий на кодирующее устройство ответчика. Сигналами кодирующего устройства запускается передатчик ответчика. Ответные сигналы с помощью антенны излучаются в пространство.

В ответчике может применяться запирающее устройство, импульсами которого запирается передатчик сразу же после ответа во избежание повторных ответов из-за отраженных от ближних предметов запросных сигналов, а также для защиты ответчика от перегрузки при поступлении запросных сигналов от большого числа запросчиков.

Ответные сигналы принимаются антенной запросчика и через антенный переключатель поступают в приемник. С выхода приемника они подаются на дешифратор, который пропускает сигналы

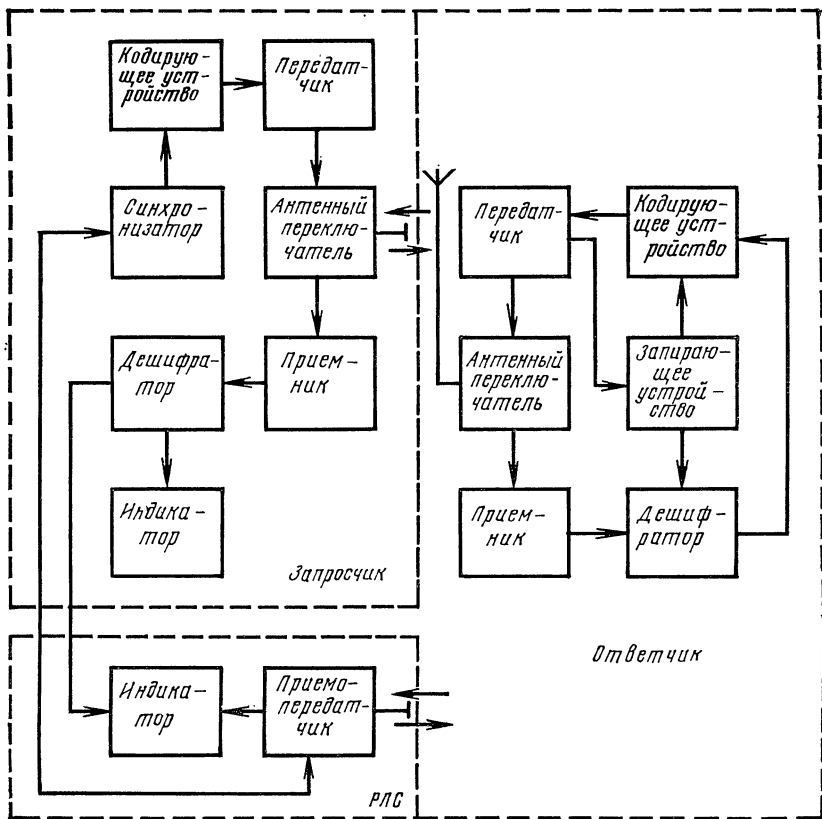


Рис. 8.2. Функциональная схема самолетной системы опознавания

только с заданным кодом. С выхода дешифратора сигналы поступают на индикатор запросчика, а в случае совместной работы с РЛС — на индикатор РЛС, на котором они высвечиваются рядом с отметкой от цели.

§ 8.3. РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ САМОЛЕТА

Самолеты должны быть надежно защищены от уничтожения противником, имеющим в своем распоряжении различные виды оружия. Для защиты самолетов используются различные тактические приемы (специальные виды маневра, большая скорость, большая и, наоборот, малая высота полета и т. д.), создаются радиопомехи системам наведения или самонаведения противника, уничтожаются его атакующие средства.

Радиолокационное оборудование систем защиты применяется для огневой защиты и выполнения различных маневров. Оно

должно решать следующие задачи: а) обнаруживать истребители, которые предполагают атаковать или атакуют защищаемый объект; б) выполнять прицеливание по атакующему истребителю или пущенной им ракете; в) определять момент стрельбы и применять другие средства защиты.

В соответствии с этими задачами в состав оборудования самолета могут входить станция предупреждения экипажа об облучении самолета радиолокационной станцией истребителя или РЛС наведения зенитно-управляемых ракет и радиолокационный прицел кормовой стрелковой установки.

Станция предупреждения представляет собой приемное устройство, работающее в диапазоне волн радиолокационных станций истребителей противника, фиксирующее радиоизлучение этих станций и указывающее направление облучения.

Задачи, стоящие перед станцией предупреждения, могут решаться сравнительно простыми техническими средствами. Так как производится прием мощных прямых сигналов РЛС, облучающих защищаемый самолет, то в станции используют простые детекторные приемники, обеспечивающие прием в широком диапазоне частот и обладающие малыми габаритами и массой. Для определения сектора, в котором находится облучающая РЛС, можно использовать несколько простых антенн направленного действия, разместив их на самолете так, чтобы обеспечивалось создание необходимой зоны обзора. Количество антенн и ширина их диаграмм направленности определяется допустимой ошибкой определения направления на РЛС. Учитывая простоту приемного устройства, можно создать для каждого просматриваемого сектора свой приемный канал. В качестве выходных устройств каналов станции используются сигнальные лампочки и общий сигнальный генератор звуковой частоты. Определение режимов работы РЛС истребителя может производиться теми же индикаторами. В режиме обзора облучение является периодическим, и выходное устройство выдает прерывистые звуковые и световые сигналы. В режиме автосопровождения сигналы выходного устройства непрерывны. Увеличение или уменьшение расстояния до истребителя при работе РЛС в режиме обзора сказывается на длительности прерывистых сигналов (больше при сближении).

Упрощенная функциональная схема одного из приемных каналов станции предупреждения приведена на рис. 8.3. В качестве антенны приемного канала может быть использована широкодиапазонная рупорная антенна с детекторной камерой и полупроводниковым детектором, обеспечивающая прием радиосигналов в выбранном секторе и в заданном диапазоне частот. С детектора сигналы поступают на обычный видеоусилитель, который усиливает эти сигналы. Изменяя величину коэффициента усиления видеоусилителя, можно менять дальность действия станции. Для исключения воздействия на приемник радиосигналов, излучаемых РЛС своего самолета, введена система блокировки, запирающая видеоусилитель на время излучения этих сигналов. С видеоусили-

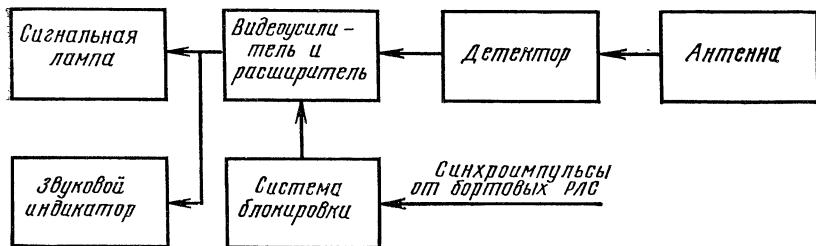


Рис. 8.3. Структурная схема одного канала станции предупреждения

теля сигналы поступают на индикаторы: световой (лампочка накаливания) и звуковой, являющийся звуковым генератором, включенным в сеть самолетного переговорного устройства (СПУ) самолета. При облучении самолета загорается сигнальная лампочка и подается звуковой сигнал, слышимый в шлемофонах экипажа.

Станция предупреждения может сопрягаться со средствами радиопротиводействия, например, со станциями активных помех или с автоматами сброса искусственных отражателей, создающими пассивные помехи.

Кормовой радиолокационный прицел предназначен для обнаружения целей в задней полусфере защищаемого самолета, измерения их координат, определения государственной принадлежности

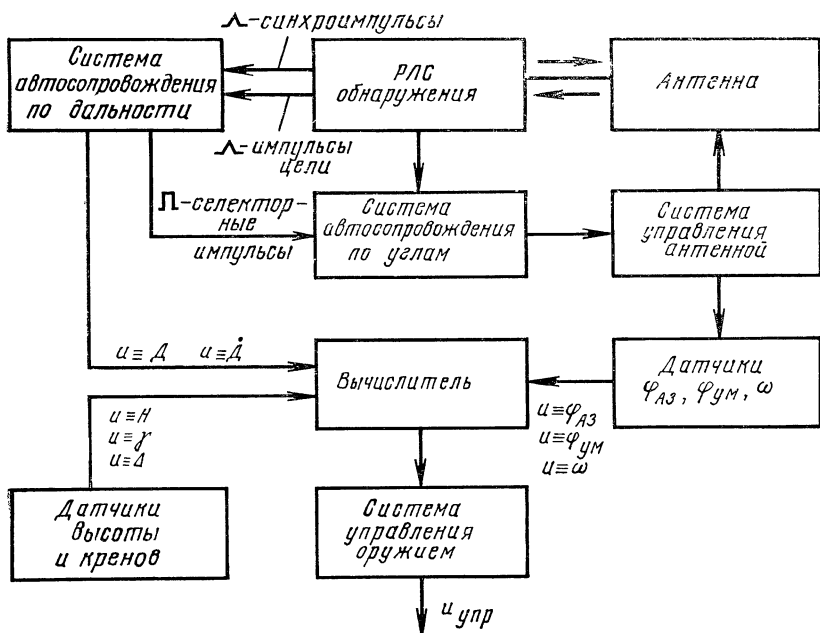


Рис. 8.4. Упрощенная функциональная схема радиолокационного прицела

(совместно с аппаратурой опознавания), прицеливания по выбранной цели и управления огнем средств защиты.

По принципам построения и особенностям работы кормовые прицелы практически мало отличаются от РЛС перехвата. Схема кормового прицела представлена на рис. 8.4.

Под элементом схемы, названным *РЛС обнаружения*, понимается совокупность устройств, входящих в обычную РЛС, которая используется для обнаружения и измерения координат цели, например, часть РЛС перехвата, работающая в режиме обзора.

Переход в режим автосопровождения осуществляется автоматически или вручную, когда необходимо выбрать цель. В последнем случае может быть предусмотрено ручное наведение антенны на выбранную цель. Системы автосопровождения обеспечивают более точное измерение координат и относительной угловой скорости цели, на основании которых вычислитель (аналоговый или цифровой) вырабатывает прицельные данные для наведения оружия. Система управления оружием формирует управляющие напряжения для установки оружия в соответствии с рассчитанными углами прицеливания. Открытие огня может производиться как автоматически, так и вручную при достижении целью заданной дистанции. Вычислитель может также использоваться для выработки данных по применению других средств защиты, например, для управления антенной передатчика помех, устройств сбрасывания искусственных отражателей и т. д.

ГЛАВА 9 НАЗЕМНЫЕ РЛС, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В ИНТЕРЕСАХ АВИАЦИИ

§ 9.1. РЛС ОБЗОРА ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА

Рейсовые полеты самолетов гражданской авиации и боевые действия военных самолетов обеспечиваются различными наземными радиолокационными станциями. К их числу относят:

- станции управления воздушным движением на трассах, в районе аэродрома, РЛС обзора летного поля;
- РЛС дальнего обнаружения воздушных целей и наведения на них истребителей;
- РЛС посадки самолетов;
- метеорологические РЛС.

Станции управления воздушным движением и РЛС дальнего обнаружения предназначены для решения приблизительно одних и тех же задач: обнаружения самолетов и определения их координат. Эти РЛС могут быть названы *станциями обзора воздушного пространства*. Естественно, что в устройстве РЛС обоих типов много общего. Иногда одни и те же радиолокаторы используются для решения как военных, так и гражданских задач. Большие мощности излучаемых сигналов, высокая чувстви-

тельность приемников, большой коэффициент усиления антенн обеспечивают дальность действия таких РЛС до 500—600 км.

В качестве примера РЛС обзора воздушного пространства приведен радиолокатор П-35М, который обеспечивает круговой обзор воздушного пространства, обнаружение и сопровождение самолетов, определение и выдачу на индикаторы двух координат: дальности и азимута. Станция некогерентная, работает в импульсном режиме. При необходимости определения третьей координаты — высоты — П-35М работает совместно с отдельным радиолокационным высотомером ПРВ.

Основные технические данные

П-35М обеспечивает обнаружение и сопровождение отдельных самолетов по углу места до 30° , по высоте — до 25 км, на максимальной дальности от 150 до 250 км в зависимости от высоты полета цели.

Точность определения координат:

по дальности	± 500 м
по азимуту	$\pm 0,5^\circ$

Разрешающая способность:

по дальности	не хуже 500 м
по азимуту	не хуже $1^\circ 30'$

Мощность излучения в импульсе $P_{\text{и}}$

2 МВт

Длительность импульсов $\tau_{\text{и}}$

1,3 мкс

Частота вращения антенны

3 об/м или 6 об/м

Потребляемая мощность

около 38 кВт·А

С точки зрения назначения и принципа действия вся аппаратура разделяется на следующие основные функциональные узлы:

- антенное устройство,
- приемопередающее устройство,
- схема синхронизации,
- сельсинно-следящая передача,
- схема формирования калибрационных меток,
- индикаторное устройство,
- ретрансляционная линия.

Дополнительно в РЛС встроены приемное устройство системы активного ответа и приемопередающее устройство системы опознавания. Упрощенная функциональная схема РЛС П-35 приведена на рис. 9.1.

РЛС содержит шесть отдельных *приемопередающих каналов*. Все шесть передатчиков работают в дециметровом диапазоне волн с небольшим разносом по частоте, обеспечивающим взаимную развязку и помехозащищенность каналов. Каждый передатчик (ПРД) связан волноводом через антенный переключатель (АП) со своим облучателем антенны. При нормальной работе все передатчики работают, но по желанию оператора любой или несколько передатчиков могут быть выключены.

Каждый из шести приемников (ПР) настроен на свою фиксированную частоту. Все приемники супергетеродинного типа. Промежуточная частота 30 МГц.

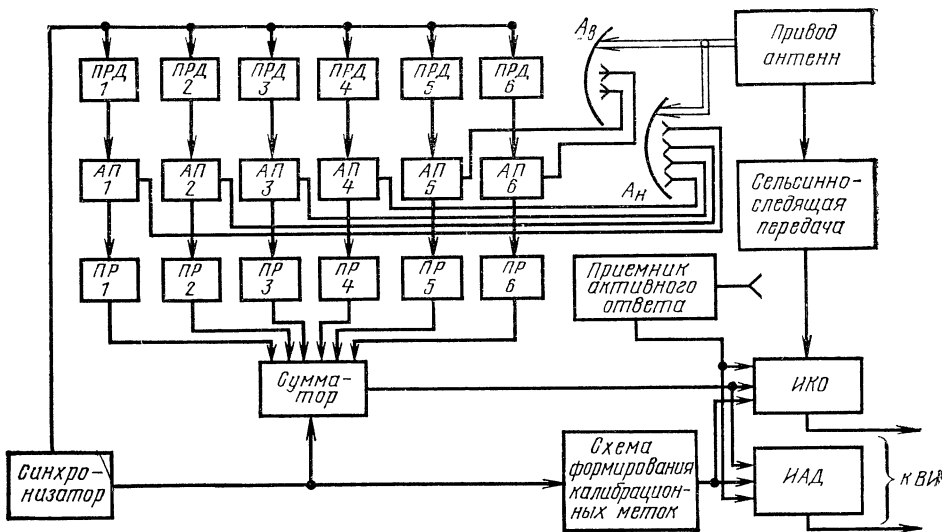


Рис. 9.1. Упрощенная функциональная схема радиолокатора П-35М

Антенное устройство состоит из двух антенн: верхней (A_B) и нижней (A_H). Обе антенны крепятся к кузову автомобильного прицепа, в котором размещена приемопередающая аппаратура. Верхняя антенна крепится к крыше прицепа, а нижняя — к боковой стенке. На нижнюю антенну работают четыре приемопередающих канала, остальные два — на верхнюю. Электрические оси обеих антенн в горизонтальной плоскости совмещены, а в вертикальной плоскости разнесены на некоторый угол. Облучатели каждой антенны расположены в фокальной плоскости, но смещены относительно фокуса и относительно друг друга на некоторое расстояние. Поэтому для каждого канала формируется своя диаграмма направленности, называемая парциальной. Парциальные диаграммы перекрываются в вертикальной плоскости, образуя общую диаграмму направленности косекансного типа (рис. 9.2). В горизонтальной плоскости ширина диаграммы направленности около 1° . Совершая обзор пространства по азимуту, обе антенны вместе с кузовом прицепа вращаются со скоростью 3 или 6 об/мин. Для изменения наклона в вертикальной плоскости каждая антенна имеет автономный привод.

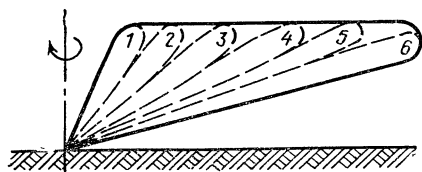


Рис. 9.2. Диаграмма направленности наземной РЛС обзора воздушного пространства

Индикаторное устройство состоит из основной аппаратуры, размещенной непосредственно в радиолокаторе, и выносных индикаторов (ВИ), находящихся на командно-диспетчерском пункте. Имеются индикаторы двух типов: индикатор кругового обзора (ИКО) и индикатор азимута и дальности (ИАД) с прямоугольной системой координат. ИКО создает общую картину воздушной обстановки, и на нем возможны следующие масштабы дальности: 100, 200 и 400 км. ИАД служит для определения координат цели в произвольно выбранном секторе с повышенной точностью. Возможны масштабы по дальности: 30, 50 и 100 км, а по азимуту — 20—60°.

Схема формирования калибрационных меток создает электронные отметки азимута через 1, 5 и 30°, а также отметки дальности в 2, 10, 50 и 100 км.

Сельсинно-следающая передача обеспечивает передачу углового положения антенны в индикаторную аппаратуру для формирования круговой развертки.

Ретрансляционная линия предназначена для трансляции радиолокационного изображения от РЛС на выносные индикаторы командно-диспетчерского пункта (до 15 км).

В РЛС П-35М имеется встроенная аппаратура для приема сигналов активного ответа от своих самолетов, оборудованных специальными ответчиками. Использование активного ответа увеличивает дальность обнаружения и повышает надежность получаемой информации.

§ 9.2. РЛС СИСТЕМЫ ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ

Радиолокационная система посадки (РСП) предназначена для посадки как одиночных, так и групп самолетов, не имеющих на борту специального посадочного оборудования или при выходе из строя этого оборудования.

Положение самолета относительно линии планирования и ВПП определяется с помощью посадочного радиолокатора (ПРЛ), установленного на аэродроме. Посадка осуществляется по командам с земли, которые передаются экипажу по каналу командной радиосвязи. В состав РСП входят посадочный радиолокатор ПРЛ, диспетчерский радиолокатор ДРЛ, автоматический радиопеленгатор (АРП) и средства УКВ радиосвязи. Все оборудование радиолокационной системы посадки выполнено в подвижном варианте и размещается на специальных автомашинах.

Диспетчерский радиолокатор ДРЛ предназначен для контроля за местоположением самолетов в радиусе до 150 км, их опознавания и вывода в зону действия посадочного радиолокатора. С его помощью диспетчер определяет очередность посадки самолетов, получает информацию о необходимых маневрах самолета для вывода в плоскость посадочного курса.

Диспетчерский радиолокатор (ДРЛ) представляет собой импульсную РЛС кругового обзора, работающую в дециметровом

диапазоне волн. В качестве индикатора используется ЭЛТ с радиально-круговой разверткой и яркостной индикацией цели. ДРЛ имеет три режима работы: 1) радиолокация с пассивным ответом, 2) селекция движущихся целей (СДЦ), 3) радиолокация с активным ответом.

В режиме с пассивным ответом ДРЛ работает одиночными зондирующими импульсами длительностью 2 мкс и частотой повторения 550 Гц.

В режиме СДЦ в приемном канале дополнительно подключается аппаратура селекции движущихся целей, которая подавляет пассивные помехи, образующиеся вследствие отражения зондирующих импульсов от местных предметов и атмосферных образований.

В режиме с активным ответом передатчик ДРЛ генерирует кодированный запросный сигнал, состоящий из двух высокочастотных импульсов, длительностью 1 мкс каждый. На самолетах запросные сигналы принимаются приемником ответчика СО (СОМ); после их преобразования запускается передатчик ответчика. Передатчик излучает парные импульсы на несущей частоте, отличающейся от несущей частоты РЛС, и с другими кодовыми интервалами. Ответные сигналы принимаются отдельным приемником, усиливаются, преобразуются и поступают на индикатор.

Антенно-фидерная система ДРЛ имеет основную антенну и антенну подавления по ответу. Основная антенна представляет собой параболический отражатель, возбуждаемый волноводным облучателем. У нее диаграммы направленности кроме главного имеются еще боковые лепестки (рис. 9.3), из-за которых в режиме активной радиолокации самолетный ответчик отвечает не только тогда, когда самолет облучается главным лепестком, но и при облучении боковыми лепестками. В результате даже при двух боковых лепестках на экране индикатора РЛС вместо одной отметки самолета появляются три отметки (основная и две ложные), что затрудняет правильное определение азимута.

Для устранения ложных отметок используется антенна подавления, укрепленная на основной антенне. При облучении самолета основным лепестком амплитуда импульсов, принятых антенной по-

давления, значительно меньше амплитуды импульсов, принятых основной антенной. При облучении самолета боковыми лепестками основной антенны импульсы, принятые антенной подавления, имеют амплитуду большую, чем импульсы, принятые боковыми лепестками.

В ДРЛ импульсы с

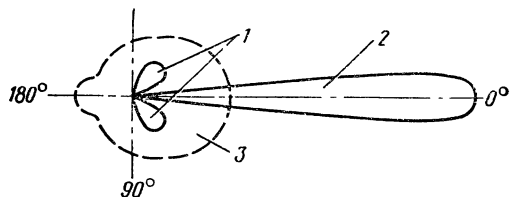


Рис. 9.3. Диаграммы направленности антенн ДРЛ в горизонтальной плоскости:

1 — боковые лепестки диаграммы направленности основной антенны; 2 — главный лепесток диаграммы направленности основной антенны; 3 — диаграмма направленности антенны подавления по ответу

выхода приемника поступают на схему вычитания. Видеоимпульсы на выходе последней появляются только тогда, когда амплитуда импульсов, принятых основной антенной, больше амплитуды импульсов от антенны подавления. Поэтому на индикатор не проходят сигналы ответчика, принятые боковыми лепестками основной антенны.

Индикатор ДРЛ имеет три масштаба дальности: 49, 90 и 150 км. ДРЛ измеряет дальность с точностью 5 % от используемого масштаба. Точность по азимуту 1° .

Посадочный радиолокатор ПРЛ является основным объектом радиолокационной системы посадки и представляет собой трехкоординатную РЛС сантиметрового диапазона волн, позволяющую с высокой точностью определять азимут, угол места и дальность самолета, идущего на посадку. Он предназначен для контроля с земли за выдерживанием линии посадочного курса и глиссады планирования самолетом на последней прямой и для руководства посадкой. Кроме того, ПРЛ может использоваться для контроля за движением самолетов в районе аэродрома.

Упрощенная функциональная схема ПРЛ представлена на рис. 9.4. Можно видеть, что ПРЛ объединяет две двухкоординатные РЛС — курсовую и глиссадную. Обе станции имеют общую приемопередающую аппаратуру, но отдельные антенны и индикаторы. Курсовая станция определяет отклонение самолета от плоскости посадочного курса и измеряет дальность до самолета.

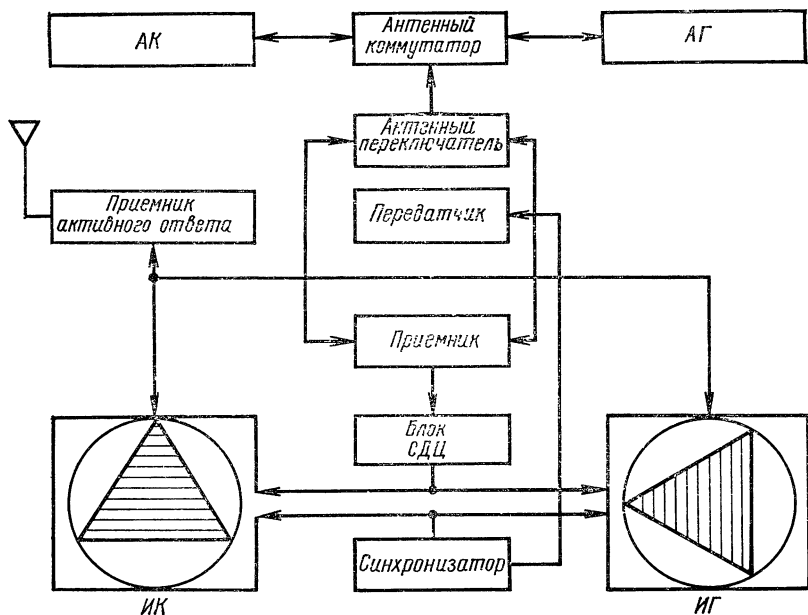


Рис. 9.4. Упрощенная функциональная схема ПРЛ:

АК — антенны подавления по курсу; АГ — антенны подавления по глиссаде; ИК — индикатор курса; ИГ — индикатор глиссады

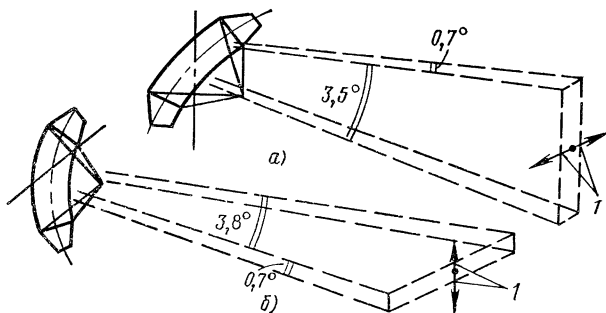


Рис. 9.5. Антенны ПРЛ и их диаграммы направленности:

а — антенна курса; *б* — антенна глиссады; *1* — направления качания диаграмм направленности

Глиссадная станция определяет отклонение самолета от плоскости глиссады и измеряет дальность.

ПРЛ имеет три режима работы: кругового обзора, измерения высоты и посадки.

Дальность действия ПРЛ 20—60 км. Разрешающая способность: по дальности 150 м, по азимуту — 1° , по углу места — $0,5^\circ$. Мощность излучения в импульсе 70 кВт, длительность импульсов 0,4—0,6 мкс, чувствительность приемника 10^{-12} Вт.

В режиме кругового обзора ПРЛ управляет самолетами в ближней зоне аэродрома на дальности до 60 км и на высоте до 4000 м. В режиме измерения высоты контролируется снижение самолетов при пробивании облачности. Режим посадки является основным.

Антенна глиссады имеет узкую диаграмму направленности в вертикальной плоскости ($0,7^\circ$) и сравнительно широкую ($3,8^\circ$) — в горизонтальной. У антенны курса, наоборот, диаграмма направленности узкая в горизонтальной плоскости ($0,7^\circ$) и широкая ($3,5^\circ$) — в вертикальной плоскости (рис. 9.5).

Антенна глиссады электрическим приводом качается по углу места в пределах от -1 до $+8^\circ$, а антенна курса — по азимуту в секторе 30° . Частота качания составляет 25—30 качаний в минуту.

Как и ДРЛ, ПРЛ работает с пассивным ответом, в режиме СДЦ и с активным ответом. Так же производится подавление приема по боковым лепесткам обеих антенн.

ПРЛ имеет два индикатора: курса или кругового обзора и индикатор глиссады. Внешний вид экранов индикаторов с радиально-секторной разверткой показан на рис. 9.6. Отметка самолета имеет вид светового пятна. На развертках электронной схемой создаются линия курса посадки, линия глиссады планирования и масштабные метки дальности, а также линия индикации положения антенны глиссады (на индикаторе курса) и линия индикации положения антенны курса (на индикаторе глиссады). Оператор ПРЛ

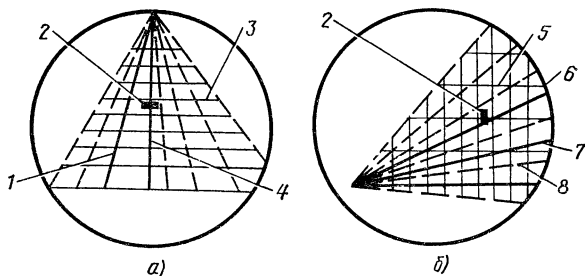


Рис. 9.6. Индикаторы ПРЛ с секторной разверткой:

а — индикатор курса; *б* — индикатор глиссады, 1 — линия индикации положения глиссадной антенны; 2 — отметка цели; 3 — масштабные метки; 4 — линия курса посадки; 5 — калибровочные метки высоты; 6 — линия индикации положения курсовой антенны; 7 — глиссада планирования; 8 — калибровочные метки дальности

определяет по индикаторам отклонения самолета от линий курса и глиссады и передает летчику команды на довороты в соответствующую сторону по каналу УКВ связи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бамбуркин А. П., Кузнецов В. А. Наземные радиосветотехнические средства обеспечения полетов. М.: Транспорт, 1973. 244 с.
2. Белоцерковский Г. В. Основы радиолокации и радиолокационные устройства. М.: Сов. радио, 1975. 336 с.
3. Васин В. В., Степанов Б. М. Справочник-задачник по радиолокации. М.: Сов. радио, 1977. 316 с.
4. Волкостов А. П., Паленый Э. Г. Оборудование самолетов. М.: Машиностроение, 1979. 306 с.
5. Власов О. В., Смокин И. В. Радиооборудование летательных аппаратов. М.: Воениздат, 1971. 316 с.
6. Паленый Э. Г., Волкостов А. П. Вооружение самолетов. М.: Машиностроение, 1979. 160 с.
7. Патрик Б. А., Согнибеда А. А. Основы авиационной радиоэлектроники. М.: Воениздат, 1973. 428 с.
8. Радиолокационные системы летательных аппаратов/Под ред. П. С. Давыдова. М.: Транспорт, 1977. 350 с.
9. Радиолокационные устройства/Под ред. В. В. Григорина-Рябова. М.: Сов. радио, 1970. 680 с.
10. Сафронов Н. А. Радиооборудование самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 216 с.
11. Финкильштейн М. И. Основы радиолокации. М.: Сов. радио, 1973. 496 с.

А

Антенна:
— вибраторная 86
— глissады 148
— диспетчерского радиолокатора 146
— доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса 113, 114
— зеркальная 82, 83
— курса 148
— панорамного радиолокатора 115
— РЛС обзора воздушного пространства 144
— рупорная 84
— щелевая 84—86
Антенные решетки фазированные 86—89

В

Выделение сигнала из шумов 46

Д

Дальномер самолетный 89—94
Дальность действия:
— радиолокационных станций
максимальная 17
— — — минимальная 21—22
— обнаружения предельная 20—21
Длительность импульса 23
Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса 104—114

З

Зона обзора 21

И

Индикатор:
— азимут — угол места 32
— дальности 26—28
— дальность — азимут 31—32
— кругового обзора (ИКО) 28—30
— РЛС бокового обзора 116
— РЛС перехвата 129

К

Код Грея 51

М

Метод:
— измерения дальности 11—13
— — скорости полета 15—17
— — угловых координат 13—15
— конического обзора 24
— кругового обзора 24
— максимума 13
— минимума 14
— спирального обзора 24
— сравнения 14
— строчный 25
— управления по радиолучу 131—134
— фазовый 15
Мощность передатчика РЛС 23

Н

Надежность РЛС 22

О

Обнаружение сигналов и помех 8—10

П

Помеха
— естественная 55—56
— искусственная 56—57
Помехозащищенность 22
Принцип преобразования радиолокационной информации в двоичный код 48—51

Р

Радиовысотомер:
— больших высот 100—104
— малых высот 95—100
Радиолокационная система посадки самолетов:
— диспетчерский радиолокатор 145—147
— посадочный радиолокатор 147—149

Радиолокационная станция (РЛС):
— бортовая 3—4
— бокового обзора 116—117
— импульсно-доплеровская 65—68
— импульсная некогерентная 58—60
— когерентно-импульсная 60—65
— многофункциональная 86—89
— наземная 4
— обзора воздушного пространства 142—145
— обзорная 114—116
— перехвата и прицеливания 124—131
— самолетный ответчик 149—151
— системы посадки самолетов 145
— со сжатием импульсов 68—71
— с селекцией движущихся целей (СДЦ) 60—65
— управляемых ракет 131—134

Радиолокация:
— активная 7—8
— пассивная 7—8
— полуактивная 7—8
— с активным ответом 7—8, 19—21
Разрешающая способность РЛС:
— по азимуту 22
— по дальности 21—22
— по скорости 22
— по углу места 22

С

Система:
— автоматического сопровождения по дальности 33—35
— — — по направлению 35—40
— — — по скорости 44
— защиты самолета радиолокационная 139—142

— моноимпульсная 40—43
— опознавания:
— — автономная 137
— — смешанная 138
— — совмещенная 138
— перехвата воздушных целей 123—124
— сферическая 10
— цилиндрическая 11

Схема:

— автономной системы опознавания 139
— импульсного модулятора 72
— канала станции предупреждения 141
— наведения по радиолучу 133
— преселектора дискретного действия 47
— приемника РЛС 76
— радиоборудования полуактивной системы самонаведения ракеты 135
— самолетного ответчика 150
— самолетной РЛС перехвата 126—127
— сопряжения РЛС с БЦВМ 46
— трехтонового усилителя 80
— усилителя промежуточной частоты 79

Э

Электромагнитная совместимость 55—56

Эффективная отражающая площадь 6

Введение	3
Раздел первый. Основы радиолокации	
Глава 1. Общие сведения о радиолокации	6
§ 1.1. Физические основы радиолокации	6
§ 1.2. Методы радиолокации	7
§ 1.3. Обнаружение радиолокационных сигналов	8
§ 1.4. Системы координат, используемые в радиолокации	10
§ 1.5. Методы измерения дальности	11
§ 1.6. Методы измерения угловых координат	13
§ 1.7. Метод измерения скорости полета	15
§ 1.8. Дальность действия радиолокационных станций	17
§ 1.9. Тактические показатели РЛС	21
§ 1.10. Основные технические показатели РЛС	23
Глава 2. Выходные устройства радиолокационных станций	25
§ 2.1. Общие сведения о выходных устройствах РЛС	25
§ 2.2. Индикаторные устройства РЛС. Индикатор дальности	26
§ 2.3. Индикаторы кругового обзора (ИКО)	28
§ 2.4. Индикаторы дальности и азимута (ДАЗ)	31
§ 2.5. Индикатор азимут—угол места (АЗУМ)	32
§ 2.6. Выходные устройства РЛС для непрерывного слежения за целью. Принцип автоматического сопровождения по дальности	33
§ 2.7. Принцип автоматического сопровождения цели по направлению (одноканальная система)	35
§ 2.8. Моноимпульсные системы АСН	40
§ 2.9. Автоматическое сопровождение по скорости	44
§ 2.10. Выходные устройства для сопряжения с цифровыми вычислительными машинами	45
§ 2.11. Выделение сигнала из шумов	46
§ 2.12. Принципы преобразования радиолокационной информации в двоичный код	48
Раздел второй. Самолетные радиолокационные устройства	
Глава 3. Самолетные радиолокационные станции	52
§ 3.1. Общие сведения	52
§ 3.2. Эксплуатационные требования к конструкции, размещению, компоновке радиолокационного оборудования самолетов	53
§ 3.3. Естественные и искусственные помехи работе РЛС	55
Глава 4. Общие принципы построения самолетных РЛС	58
§ 4.1. Импульсные некогерентные РЛС	58
§ 4.2. Когерентно-импульсные РЛС с большой скважностью. Селекция движущихся целей	60
§ 4.3. Импульсно-доплеровские РЛС с малой скважностью	65
§ 4.4. Радиолокационные станции со сжатием импульсов	68
§ 4.5. Особенности построения передающих трактов самолетных РЛС	71
§ 4.6. Особенности построения приемных устройств РЛС	75
§ 4.7. Усилитель промежуточной частоты с логарифмической амплитудной характеристикой	77

§ 4.8. Трехтоновый видеоусилитель	80
§ 4.9. Особенности антенн самолетных РЛС	81
§ 4.10. Типы антенн самолетных РЛС	82
§ 4.11. Многофункциональные РЛС и фазированные антенные решетки	86
Глава 5. Самолетные РЛС для решения навигационных задач	89
§ 5.1. Самолетный дальномер СД-67	89
§ 5.2. Общие сведения о радиовысотомерах	94
§ 5.3. Радиовысотомер малых высот РВ-5	95
§ 5.4. Элементы принципиальной схемы радиовысотомера РВ-5	97
§ 5.5. Радиовысотомер больших высот РВ-18	100
§ 5.6. Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса	104
Глава 6. Обзорные и панорамные РЛС	114
§ 6.1. Самолетные РЛС обзора земли	114
§ 6.2. РЛС бокового обзора	116
§ 6.3. Комбинированная метеонавигационная РЛС «Гроза»	118
§ 6.4. Функциональная схема РЛС «Гроза»	120
Глава 7. Системы перехвата воздушных целей	123
§ 7.1. Общие сведения о радиолокационных системах перехвата воздушных целей	123
§ 7.2. Радиолокационная станция перехвата и прицеливания	124
§ 7.3. Функциональная схема самолетной РЛС перехвата	125
§ 7.4. Бортовые РЛС управляемых ракет. Управление по радиолучу	131
§ 7.5. Радиолокационное оборудование систем самонаведения ракет	135
Глава 8. Самолетные РЛС специального назначения	136
§ 8.1. Радиолокационные системы опознавания	136
§ 8.2. Функциональная схема самолетной автономной системы опознавания	138
§ 8.3. Радиолокационные системы защиты самолета	139
Глава 9. Наземные РЛС, применяемые в интересах авиации	142
§ 9.1. РЛС обзора воздушного пространства	142
§ 9.2. РЛС системы посадки самолетов	145
Список литературы	149
Предметный указатель	150