

Министерство образования и науки Российской Федерации
ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ СИСТЕМ
УПРАВЛЕНИЯ И РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ (ТУСУР)

А.А. САВИН, А.А. МЕЩЕРЯКОВ, Б.П. ДУДКО

РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ

Томск, 2012

УДК 621.396.98 (075.8)
Д 81

Савин А.А., Мещеряков А.А., Дудко Б.П. Радионавигационные системы. Лабораторный практикум / А.А. Савин. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2012, – 117 с.

Цикл лабораторных работ включает изучение представителей основных классов радионавигационных систем, которые много лет эксплуатируются гражданским воздушным флотом. Изложены подробно теоретические основы и принципы действия, приведены функциональные схемы, технические и эксплуатационные характеристики пяти систем. Представлены описания лабораторных установок, выполненных на базе действующих промышленных образцов систем и штатного контрольно-ремонтного оборудования. Методические указания по проведению работ включают содержание измерений, перечень последовательности действий и требования к отчету.

Пособие предназначено для проведения лабораторных работ по дисциплине «Радионавигационные системы» со студентами специальностей «Радиоэлектронные системы» (210304) и «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования» (160905).

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие.....	4
Лабораторная работа № 1. Системы посадки самолетов.....	5
1. Принципы построения систем посадки метрового диапазона (5). 2. Варианты радиомаячных систем посадки (6). 3. Имитаторы радиомаяков (10). 4. Варианты бортовой аппаратуры посадки (13). 5. Влияние радиопомех на работу бортовых радиоприемников (18). 6. Контрольные вопросы (18). 7. Описание лабораторной установки (19). 8. Проведение лабораторной работы (20). 9. Содержание отчета по лабораторной работе (23). 10. Рекомендуемая литература (24).	
Лабораторная работа № 2. Самолетные автоматические радиоконпасы.....	25
1. Местоопределение с использованием радиоконпасов (25). 2. Режимы работы радиоконпасов (27). 3. Особенности различных типов радиоконпасов (33). 4. Контрольные вопросы (45). 5. Описание лабораторной установки (46). 6. Выполнение лабораторной работы (47). 7. Содержание отчета по работе (48). 8. Рекомендуемая литература (49).	
Лабораторная работа № 3. Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2.....	50
1. Назначение системы (50). 2. Комплект оборудования (50). 3. Основные тактико-технические данные (51). 4. Принцип действия системы (52). 5. Работа бортовой аппаратуры при измерении дальности (53). 6. Работа системы при измерении азимута на борту самолета (57). 7. Работа системы при инструментальной посадке (59). 8. Работа системы при самолетовождении по произвольному азимуту (61). 9. Работа системы при самолетовождении по произвольной орбите (63). 10. Работа системы при самолетовождении по произвольному прямолинейному маршруту (64). 11. Работа системы при указании момента пролета цели (68). 12. Контрольные вопросы (69). 13. Описание лабораторной установки (69). 14. Выполнение лабораторной работы и содержание отчета (70). 15. Рекомендуемая литература (70).	
Лабораторная работа № 4. Самолетный метеонавигационный радиолокатор «Гроза».....	71
1. Назначение локатора (71). 2. Основные технические данные (71). 3. Режимы работы (72). 4. Комплектность аппаратуры и структурная схема (76). 5. Особенности построения отдельных блоков и функциональных узлов (79). 6. Контрольные вопросы (83). 7. Описание лабораторной установки (83). 8. Порядок выполнения лабораторной работы (84). 9. Содержание отчета по работе (86). 10. Рекомендуемая литература (86).	
Лабораторная работа № 5. Доплеровские измерители скорости и угла сноса.....	87
1. Сведения из теории (87). 2. Доплеровский измеритель ДИСС-1 (99). 3. Доплеровский измеритель ДИСС-3 (109). 4. Доплеровский измеритель ДИСС-013 (110). 5. Контрольные вопросы (111). 6. Описание лабораторной установки (112). 7. Порядок выполнения работы (114). 8. Содержание отчета (116). 9. Рекомендуемая литература (116).	

Предисловие

Настоящее учебно-методическое пособие предназначено для подготовки и выполнения лабораторных работ при изучении курсов « Радионавигационные системы» и « Радиотехнические системы» студентами радиотехнических специальностей дневной, вечерней и заочной форм обучения.

Пособие содержит пять работ, которые посвящены изучению основных классов радионавигационных систем. Это следующие системы: системы посадки самолетов, системы ближней навигации самолетов (две работы), самолетный метеонавигационный радиолокатор и самолетная автономная доплеровская навигационная система. В сборнике работ отсутствуют материалы по системам дальней и глобальной навигации, которые сейчас представлены перспективными спутниковыми системами. Эти системы очень сложны, и материал по ним занимает очень большой объем; по этой причине пособие по спутниковым навигационным системам вынесены в отдельное издание.

Представленные в пособии работы выполняются на кафедре радиотехнических систем ТУСУРа уже несколько десятилетий, при этом они постоянно модернизируются. В описательной части добавляются сведения по новым образцам систем, лабораторные установки переводятся на доступные новые системы.

По каждой работе пособие содержит учебную (теоретическо- описательную) часть, посвященную изложению принципа действия системы, тактико-техническим характеристикам, рассмотрению структурных или функциональных схем, вариантам технической реализации основных представителей семейств систем различных поколений, описанию особенностей конструкции и эксплуатации. Учебная часть необходима при подготовке к лабораторной работе; завершают ее основные контрольные вопросы, по которым производится допуск студентов к выполнению работы.

Вторая часть материала содержит описание лабораторной установки, на которой в настоящее время выполняется работа, и методические указания по проведению измерений. Последние определяют перечень измерений, используемые приборы, последовательность действий при измерениях и требования к содержанию отчета. По некоторым работам эта часть частично отсутствует; она представлена отдельными приложениями и выдается студентам перед началом работы. Описания измерительных приборов не входят в пособие и также выдаются перед началом работы.

Пособие, особенно его учебная часть, может быть использована для изучения радионавигационных систем без выполнения лабораторных работ.

Лабораторные установки созданы инженерами учебной лаборатории «Радионавигационные системы» Никитиным С.А. и Седуновым М.Г. и студентами дипломниками разных лет под руководством Дудко Б.П.

Лабораторная работа № 1.

Системы посадки самолетов

Целью лабораторной работы является: изучение принципов построения радиоэлектронных систем посадки самолетов метрового диапазона, изучение особенностей конкретных вариантов систем, измерение основных параметров одного из вариантов бортовых приемоиндикаторов и исследование влияния радиопомех на работу бортовой аппаратуры.

Лабораторная работа выполняется на одном из двух макетов, включающих бортовое оборудование систем посадки СП-50 (СП-48) или навигационно-посадочной системы "Курс-МП-2".

1 ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ПОСАДКИ МЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА

Посадка самолета является наиболее ответственным и сложным этапом полета, требующим очень высокой точности определения его положения относительно взлетно-посадочной полосы.

В развитии всепогодных систем управления заходом на посадку и посадкой самолетов в настоящее время существует два пути:

- 1) полная автоматизация управления с применением трех и четырехкратного резервирования и систем встроенного контроля для повышения надежности;
- 2) автоматизация управления с активным участием пилота и применением наглядных систем отображения навигационной информации для совершения посадки при ручном управлении.

В настоящее время во всех странах эксплуатируются системы посадки, реализующие второй путь.

В общем случае радиоэлектронные системы посадки предназначены для провода самолета в район посадки, организации воздушного движения в районе аэродрома, а также для обеспечения приземления самолета и организации его движения по летному полю. Для управления самолетом при заходе на посадку используются радиомаячные либо радиолокационные системы посадки, которые должны указывать экипажу посадочный курс, угол планирования для движения по глиссаде и расстояние до точки приземления.

Радиомаячная система посадки, называемая также системой инструментальной посадки, представляет собой комплекс радиомаяков: курсового (КРМ), глиссадного (ГРМ), маркерного (МРМ) и бортового оборудования, обеспечивающего на самолете индикацию отклонений от заданной линии курса и глиссады и сигнализацию пролета маркерных маяков.

Поскольку радиомаячная система посадки не может обеспечить вывод самолета в район посадки, она всегда применяется с радионавигационной си-

стемой ближней навигации (типа РСБН) или техническими средствами управления воздушным движением (УВД).

В настоящее время в мировой практике гражданской авиации используются две инструментальные радиомаячные посадочные системы метрового диапазона: отечественная система СП-50 и ее модификации и международная система *ILS (Instrument Landing System)* принципиально мало отличающиеся друг от друга.

Радиомаячная система посадки имеет сравнительно несложное бортовое приемоиндикаторное устройство и достаточно высокую пропускную способность (около 30 самолетов в час).

На отечественных пассажирских самолетах в настоящее время эксплуатируется бортовая навигационно-посадочная аппаратура "Курс-МП-2" (а также новые ее варианты), которая предназначена для обеспечения полетов по радиомаякам системы ближней навигации (типа *VOR*) и выполнения инструментальной посадки по системам СП-50 и *ILS*. Информация с выхода этой аппаратуры подается на указатели курса, глиссады и азимута и на систему автоматического управления полетом самолета.

Радиолокационная система посадки (РЛСП) предназначена для управления полетом самолета в зоне аэродрома, а также для контроля движения самолета по курсу и глиссаде при инструментальной посадке. При отсутствии или отказе системы инструментальной посадки радиолокационная система является основным средством посадки; в этом случае диспетчер по линии связи передает команды пилоту о корректировке полета. В состав РЛСП входят: посадочная РЛС, измеряющая азимут, угол места и дальность до высот 30-40 м; обзорно-диспетчерская РЛС и автоматический УКВ пеленгатор, работающий по бортовому связному передатчику. Пропускная способность системы РЛСП равна 25-30 самолетов в час.

2 ВАРИАНТЫ РАДИОМАЯЧНЫХ СИСТЕМ ПОСАДКИ

2.1 Системы СП-48 и СП-50

Система посадки включает курсовой маяк (КМ), глиссадный маяк (ГМ), дальний маркерный маяк (ДМ) и ближний маркерный маяк (БМ). Расположение радиомаяков относительно взлетно-посадочной полосы (ВПП) показано на рис. 1. Курсовой радиомаяк создает по курсу посадки излучение, имеющее нулевую глубину амплитудной модуляции несущей частоты сигналом 60 Гц; отклонение от линии курса пропорционально глубине модуляции, а сторона отклонения связана с изменением фазы модулирующего сигнала относительно опорного напряжения. Поэтому маяк излучает два модулированных сигнала через антенны с тремя диаграммами направленности. Сигнал переменной фазы представляет собой несущую частоту, промодулированную по амплитуде сигналом частотой 60 Гц, и сигнал опорной фазы, представляющий собой ту же несущую частоту, но промодулированную по амплитуде поднесущей частотой 10000 Гц, которая, в свою очередь, промодулирована

по частоте низкочастотным сигналом ($F_M = 60$ Гц) от общего опорного генератора.

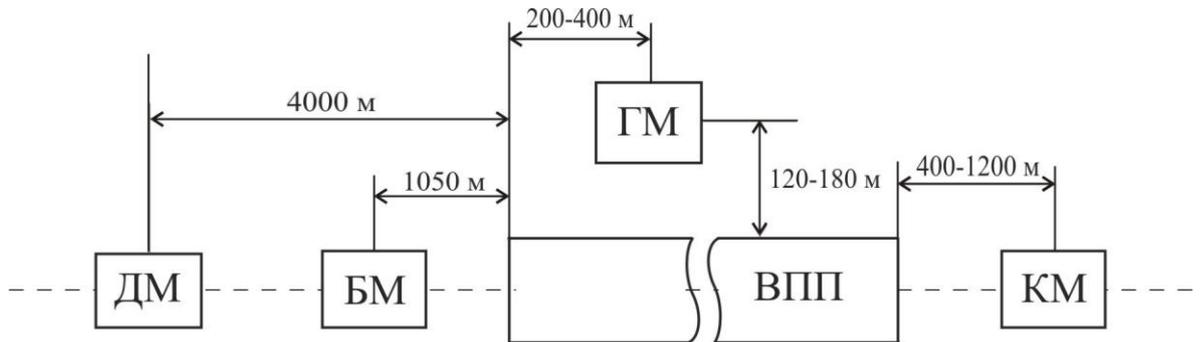


Рисунок 1. Расположение радиомаяков

Введение поднесущей частоты вызвано необходимостью разделения сигналов опорной фазы и переменной фазы на выходе бортового приемного устройства.

Форма диаграмм направленности антенн в горизонтальной плоскости представлена на рис. 2а. Боковые узкие диаграммы направленности создаются антеннами, питаемыми балансно-модулированными колебаниями. При этом диаграммы имеют нулевой уровень излучения боковых частот сигнала по направлению заданного курса (в спектре балансно-модулированного сигнала отсутствует составляющая несущего сигнала). Центральная слабонаправленная антенна излучает дважды модулированный сигнал опорной фазы.

Бортовой приемник после детектирования несущей частоты сигнала разделяет фильтрами сигналы опорной фазы (10000 Гц) и переменной фазы (60 Гц). Затем сигнал поднесущей частоты детектируется частотным детектором и информативный сигнал частотой 60 Гц, вместе с опорным сигналом, поступает на фазовый детектор. Выходной сигнал, изменяющийся по уровню и знаку, подается на стрелочный прибор.

Глиссадный радиомаяк создает по направлению снижения равносигнальное излучение, характеризующееся одинаковым уровнем модулирующих сигналов различных частот. Равносигнальное направление создается двумя антеннами, имеющими пересекающиеся диаграммы направленности; обе антенны излучают сигналы одновременно (см. рис. 2б). Частота модуляции сигнала излучаемого по верхнему лепестку равна 90 Гц, по нижнему 150 Гц.

Бортовой глиссадный приемник после амплитудного детектирования несущего сигнала разделяет фильтрами модулирующие сигналы и после второго детектирования подает их на стрелочный индикатор с центральным нулевым положением стрелки.

Маркерные радиомаяки создают направленное излучение, перпендикулярное земной поверхности. Несущая частота всех маяков равна 75 МГц. Для лучшей помехозащищенности сигналы маяков модулируются по амплитуде низкочастотным сигналом частотой 1300 Гц и 400 Гц. С целью опознавания дальнего и ближнего маяков их сигналы манипулируются с различными пе-

риодами излучения. В качестве антенны используется горизонтальный вибратор, расположенный на высоте около четверти длины волны над металлизированным участком земной поверхности.

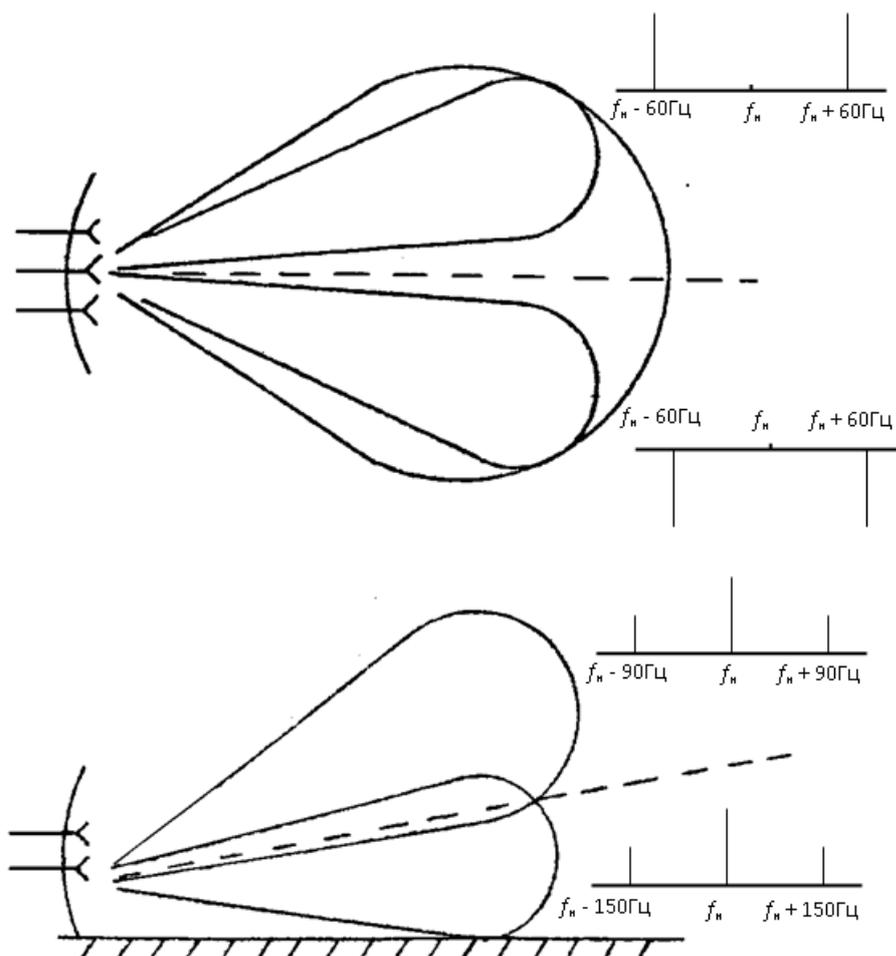


Рисунок 2. Диаграммы излучения радиомаяков

Бортовой маркерный приемник выделяет частоты модуляции, которые через реле управляют включением сигнальных лампочек и поступают на звонок. Звуковая и световая сигнализация отражает кодовые группы манипуляции, характеризующие принадлежность сигнала определенным радиомаякам.

2.2 Система *ILS*

Кроме курсового и глиссадного маяков в системе *ILS* устанавливаются три маркерных радиомаяка: дальний маркерный маяк на расстоянии 7400 м, средний маяк на расстоянии 1050 м и ближний на расстоянии 75 м от начала ВПП.

Курсовой радиомаяк имеет антенное устройство, создающее две пересекающиеся диаграммы направленности, излучение по которым отличается частотой модулирующего сигнала. Равносигнальный уровень совмещается с направлением курса посадки. Частота модулирующего сигнала равна 150 Гц

а)

справа от курса по направлению захода на посадку и 90 Гц слева. Применена амплитудная модуляция несущей.

Глиссадный радиомаяк имеет такой же принцип создания радиозоны, как и курсовой. По верхнему лепестку диаграммы направленности излучается амплитудно-модулированный сигнал с частотой 80 Гц, по нижнему - 150 Гц. Полная диаграмма направленности антенного устройства из-за влияния отражений от земной поверхности имеет многолепестковый характер. Направление глиссады совпадает с равносигнальным направлением по двум нижним лепесткам.

Маркерные радиомаяки работают на несущей частоте 75 МГц. Диаграммы направленности антенн и структурные схемы маяков подобны маякам системы СП-50. Несущие частоты маяков модулируются сигналами звуковых частот в следующем порядке: дальний маяк - 400 Гц, средний - 1300 Гц, ближний - 3000 Гц. Кроме этого сигналы маяков манипулируются следующим образом: дальний маяк - непрерывная последовательность тире, средний - непрерывная последовательность чередующихся точек и тире, ближний - непрерывная последовательность точек (тире передается два раза в секунду, точка - шесть раз).

Приемные устройства курсового и глиссадного канала построены по одинаковым схемам и содержат вибраторную антенну, супергетеродинный приемник с двойным преобразованием частоты, амплитудный детектор, разделительные фильтры на 150 и 90 Гц и схему сравнения с выходом на гальванометр с центральным нулевым положением стрелки. Маркерный радиоприемник также собран по супергетеродинной схеме. После демодуляции сигнал разделяется тремя полосовыми низкочастотными фильтрами и подается на различные сигнальные лампочки, общий звонок и головные телефоны.

2.3 Система "Катет"

Система использует принцип задания направления движения путем формирования двух пересекающихся диаграмм излучения, отличающихся частотами модулирующих сигналов. Излучаемые сигналы модулируются по амплитуде напряжением прямоугольной формы (манипулируются) частотой 1300 и 2100 Гц. Структурные схемы каналов курса и глиссады аналогичны, отличаются только диаграммы направленности антенн и несущие частоты. В отличие от систем посадки СП-50 и *ILS* здесь применено не одновременное излучение двух сигналов, а поочередное излучение через одну и другую антенну с частотой коммутации 12,5 Гц. Несущая частота излучаемых сигналов лежит в диапазоне дециметровых волн.

Система предназначена для работы в составе радиосистемы навигации типа РСБН и содержит только курсовой и глиссадный каналы; дополнительно в состав системы входит ответчик самолетного дальномерного канала системы РСБН.

Курсовой маяк работает на частотах азимутального канала системы РСБН, глиссадный маяк - на частотах дальномерного канала.

В качестве приемника сигналов курсового и глиссадного радиомаяков используются приемники азимутального и дальномерного каналов, соответственно, системы ближней навигации РСБН; приемники выдают различную информацию в режимах работы "Посадка", "Азимут" и др. Принцип выделения сигналов рассогласования по курсу и глиссаде аналогичен принципу, заложенному в системе *ILS*.

3 ИМИТАТОРЫ РАДИОМАЯКОВ

3.1 Имитатор маркерного маяка системы СП-50

Имитатор предназначен для проверки маркерного приемника, установленного на самолете. В состав имитатора входят:

- 1) перестраиваемый диапазонный автогенератор $f = 70 \div 80$ МГц;
- 2) кварцевый генератор $f = 75$ МГц;
- 3) модулятор $F = 3000$ Гц;
- 4) манипулятор $F_M = 6$ Гц.

Излучаемый имитатором высокочастотный сигнал модулирован по амплитуде напряжением частоты 3000 Гц.

Антенна имитатора может подключаться к кварцевому генератору или к диапазонному генератору. При работе от диапазонного генератора сигнал может излучаться непрерывно (переключатель рода работ в положении НЕПР.) или прерывисто (переключатель в положении ТЧК).

3.2 Имитатор глиссадного маяка системы СП-50

Имитатор глиссадного радиомаяка предназначен для проверки глиссадного радиоприемника, установленного на самолете. Он излучает высокочастотный сигнал, имитирующий сигнал глиссадного радиомаяка, и состоит из:

- 1) генератора высокой частоты с тремя фиксированными частотами;
- 2) генератора модулирующей частоты 90 Гц;
- 3) генератора модулирующей частоты 150 Гц;
- 4) смесителя модулирующих частот.

Напряжения частот 90 и 150 Гц подаются на сумматор модуляционных частот. Напряжение, снимаемое с выхода сумматора, подается на генератор высокой частоты, модулируя высокую частоту по амплитуде. Проверка самолетной аппаратуры может производиться путем приема сигналов от имитатора, установленного на расстоянии 10 - 15 м от самолета, или путем непосредственного подключения входа приемника соединительным кабелем.

В качестве передающей антенны применен четвертьволновой вертикальный вибратор.

3.3 Имитатор курсового радиомаяка системы СП-50

Имитатор фазового курсового радиомаяка предназначен для проверки курсового приемника, установленного на самолете. Он излучает высокочастотный сигнал, имитирующий сигнал фазового курсового маяка.

Излучаемый высокочастотный сигнал модулирован по амплитуде двумя напряжениями:

- 1) напряжением частоты 60 Гц;
- 2) напряжением частоты 10 кГц, которое в свою очередь модулировано по частоте напряжением 60 Гц с девиацией $\pm 1,2$ кГц.

Фаза напряжения частоты 60 Гц, модулирующего несущую частоту, изменяется на 180° относительно фазы напряжения частоты 60 Гц, модулирующего по частоте поднесущую частоту 10 кГц.

Имитатор работает на шести фиксированных частотах, стабилизированных кварцами: 108.5; 108.7; 109.3; 109.5; 109.9 МГц.

Имитатор обеспечивает при установке его на расстоянии около 15 м от самолета полное отклонение стрелки индикатора приемника, установленного на самолете.

В качестве антенны применен горизонтальный симметричный вибратор общей длиной 600 мм.

Функциональная схема имитатора фазового курсового радиомаяка приведена на рис. 3.

Как видно из схемы, имитатор состоит из:

- 1) генератора несущей частоты с шестью фиксированными частотами;
- 2) генератора поднесущей частоты 10 кГц;
- 3) генератора модулирующей частоты 60 Гц;
- 4) фазовращательного устройства;
- 5) сумматора.

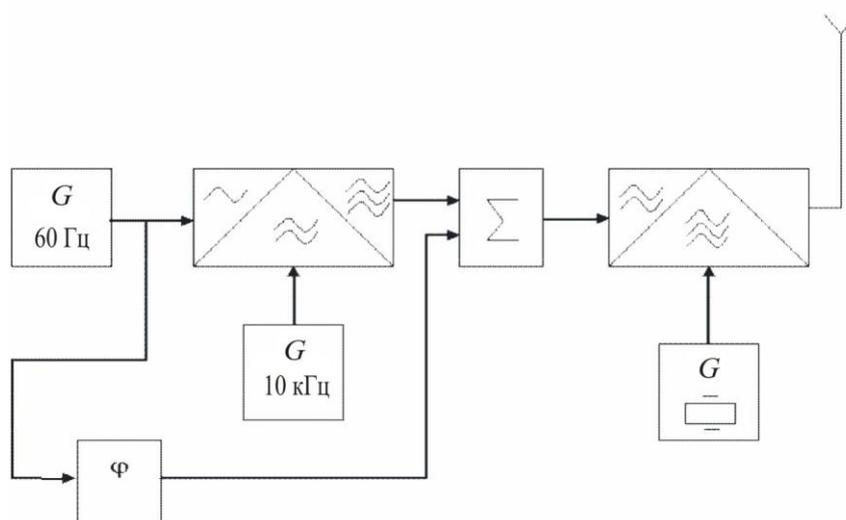


Рисунок 3. Функциональная схема имитатора курсового радиомаяка

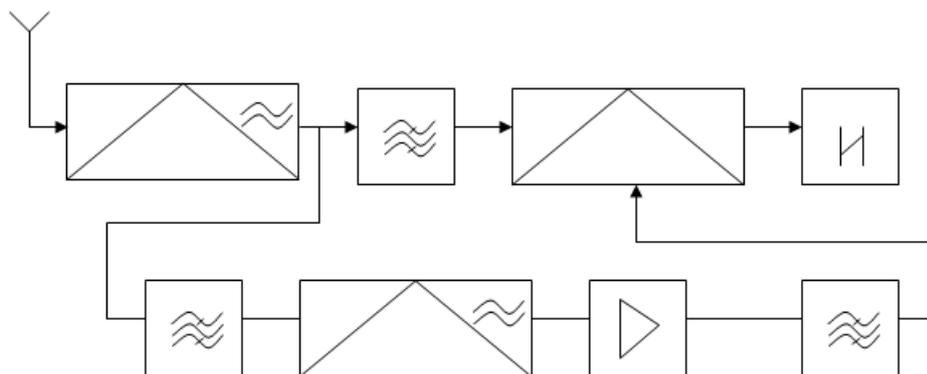


Рисунок 4. Функциональная схема курсового радиоприемника

Опорное напряжение частоты 60 Гц подается на частотный модулятор, где модулирует поднесущую частоту 10 кГц с девиацией $\pm 1,2$ кГц. Так создается опорное напряжение. Частотно-модулированное напряжение подается на сумматор.

Одновременно с этим на сумматор через фазовращательное устройство, выполненное на сельсине, подается напряжение частоты 60 Гц, чем имитируется основной сигнал.

Напряжение основного сигнала частоты 60 Гц, модулирующее несущую частоту, может с помощью фазовращателя изменять фазу на 180° относительно опорного напряжения частоты 60 Гц.

Частотно-модулированное напряжение 10 кГц, содержащее опорное напряжение частоты 60 Гц и основной сигнал частоты 60 Гц с сумматора подается на модулятор, в котором осуществляется амплитудная модуляция колебаний несущей частоты.

При помощи фазовращательного устройства напряжение частоты 60 Гц изменяется по амплитуде и при переходе амплитуды через нуль меняет фазу на 180° . Это осуществляется за счет включения одной обмотки статора сельсина в анодную цепь генератора частоты 60 Гц, в результате чего в сельсине получается магнитное поле, постоянное по направлению. При изменении положения ротора в выходной обмотке последнего возникает э.д.с. с плавно меняющейся амплитудой и фазой, меняющейся на 180° при переходе амплитуды через нуль. Этим достигается имитация изменения курса самолета в зоне действия маяка.

Высокочастотный сигнал имитатора принимается курсовым самолетным приемником, в котором после всех преобразований опорное напряжение 60 Гц и напряжение частоты основного сигнала 60 Гц раздельно подаются на фазовый детектор.

3.4 Имитатор сигналов системы *ILS*

Прибор имитирует работу курсового и глиссидного радиомаяков системы посадки самолета. Имитатор предназначен для проверки работоспособности курсового и глиссидного приемников системы "Курс-МП" на всех

фиксированных частотах рабочего диапазона, а также для проверки угловой чувствительности и электрического баланса приемников на одной фиксированной частоте (109.9 МГц для имитатора курса и 332.6 МГц для имитатора глиссады.).

В состав имитатора входят:

- 1) блок высокой частоты курса;
- 2) блок высокой частоты глиссады;
- 3) модулометр;
- 4) блок низкой частоты и питания.

Несущая частота в блоках высокой частоты, полученная путем умножения частоты кварцевого задающего генератора, модулируется напряжением низкой частоты 90 и 150 Гц. Эти модулирующие напряжения вырабатываются в блоке низкой частоты. Имитация положения самолета по отношению к линии курса и глиссады в зоне действия маяка достигается изменением глубины модуляции несущей. При этом можно имитировать нахождение самолета на линии курса или глиссады при равенстве амплитуд напряжений модуляции 90 и 150 Гц и отклонении самолета влево-вправо от линии курса или вверх-вниз от линии глиссады при превышении амплитуды одной из модулирующих частот под другой. Величина глубины модуляции несущей частоты контролируется специальным измерителем глубины модуляции.

Проверка работоспособности приемника на всех фиксированных частотах рабочего диапазона производится при подключении к оконечному каскаду высокой частоты специального каскада, вырабатывающего напряжение качающейся частоты. При этом излучается спектр частот в диапазоне 108.1 - 111.9 МГц при работе имитатора курса и 329.6 - 385.0 МГц при работе имитатора глиссады.

4 ВАРИАНТЫ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ПОСАДКИ

4.1 Приемники системы СП-50 (СП-48)

Общие характеристики и описание схем приемников сигналов радиомаяков посадки приведены в разделе 3. Функциональная схема курсового приемника представлена на рис.4. Приемник содержит частотный и фазовый детекторы, фильтры на частоты 60 и 10 кГц, усилитель низкой частоты и стрелочный индикатор. Канал опорного напряжения на частоте 10 кГц может использоваться для телефонной связи диспетчера с экипажем самолета.

Функциональная схема глиссадного приемника приведена на рис. 5, маркерного - на рис.6 . Для отображения информации о положении самолета относительно курса и глиссады посадки используется комбинированный прибор, совмещающий два гальванометра с центральным расположением нулевого положения. Стрелка указателя курса перемещается вправо-влево, указатель глиссады - вверх-вниз.

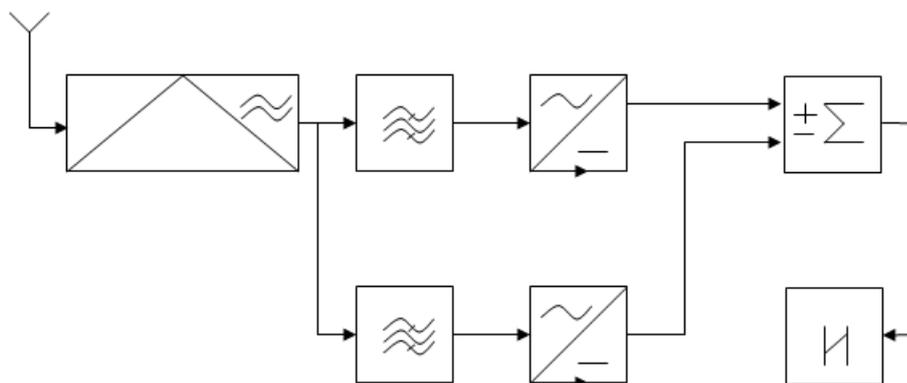


Рисунок 5. Функциональная схема глиссадного приемника

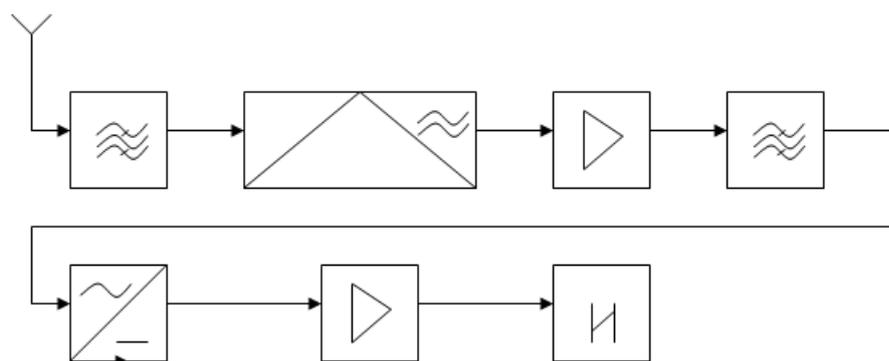


Рисунок 6. Функциональная схема маркерного приемника

4.2 Аппаратура ближней навигации и посадки "Курс-МП-2"

Навигационно-посадочная аппаратура "Курс-МП-2" предназначена для обеспечения полетов самолетов по сигналам всенаправленных радиомаяков международной системы ближней навигации *VOR*, выполнения предпосадочных маневров и инструментальной посадке по международной системе *ILS* и системе СП-50. Аппаратура состоит из двух полуккомплектов по три приемника; один из полуккомплектов находится в состоянии горячего резерва. Кроме этого в ее состав входят устройства связи с системой РСБН, с автоматическим радиоконпасом и автоматизированной бортовой системой управления.

Курсовой приемник работает по горизонтально-поляризованному полю маяков в диапазоне 108 - 112 МГц, глиссадный приемник - по горизонтально-поляризованному полю маяков в диапазоне 329.3 - 335.0 МГц. В указанных диапазонах рабочих частот располагается 200 каналов в курсовом приемнике с интервалом между ними 50 кГц и 20 каналов в глиссадном с интервалом 300 кГц.

Функциональные схемы приемных устройств приведены на рис. 7, 8, 9.

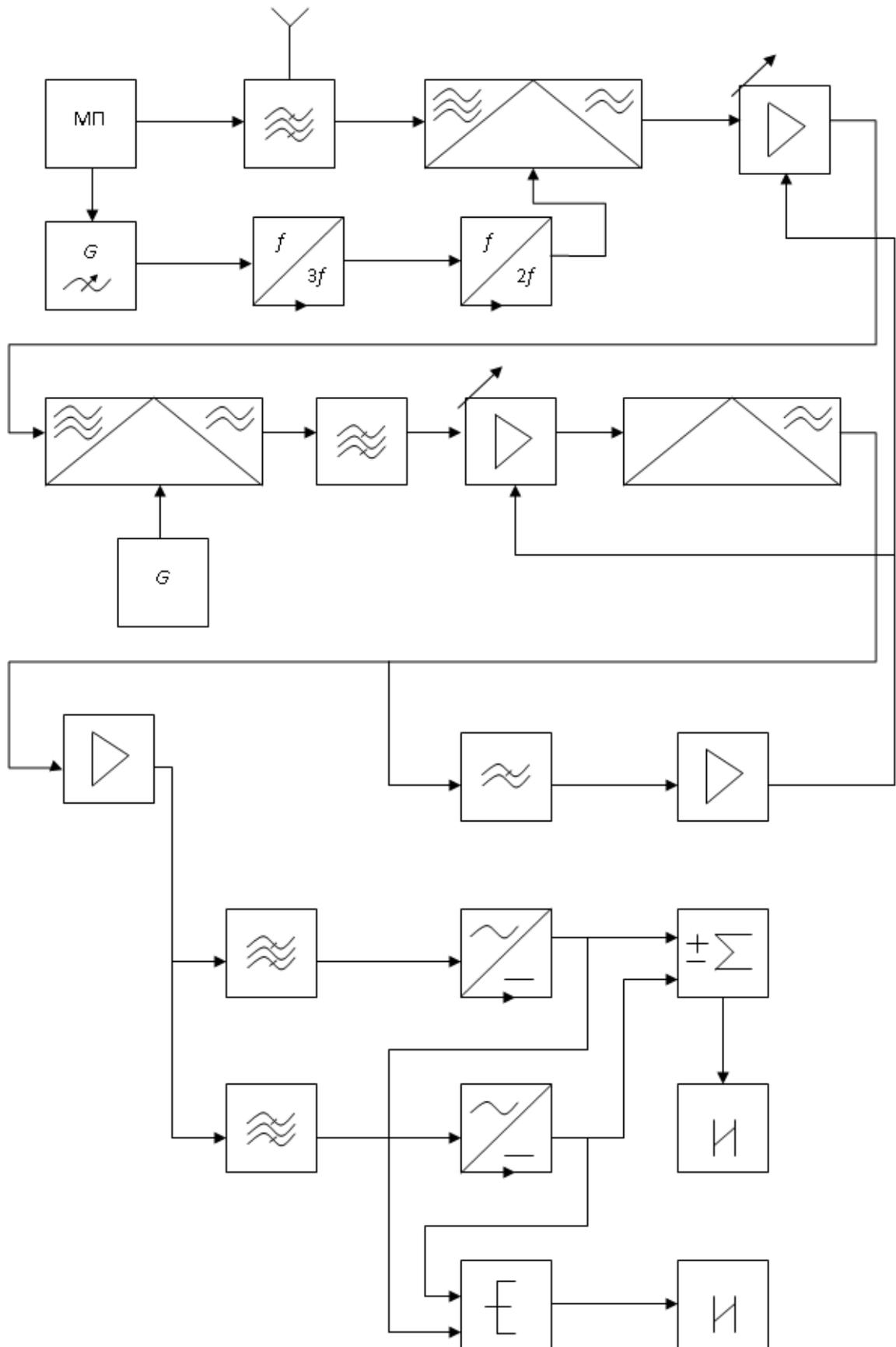


Рисунок 8. Функциональная схема гетеродинного приемника

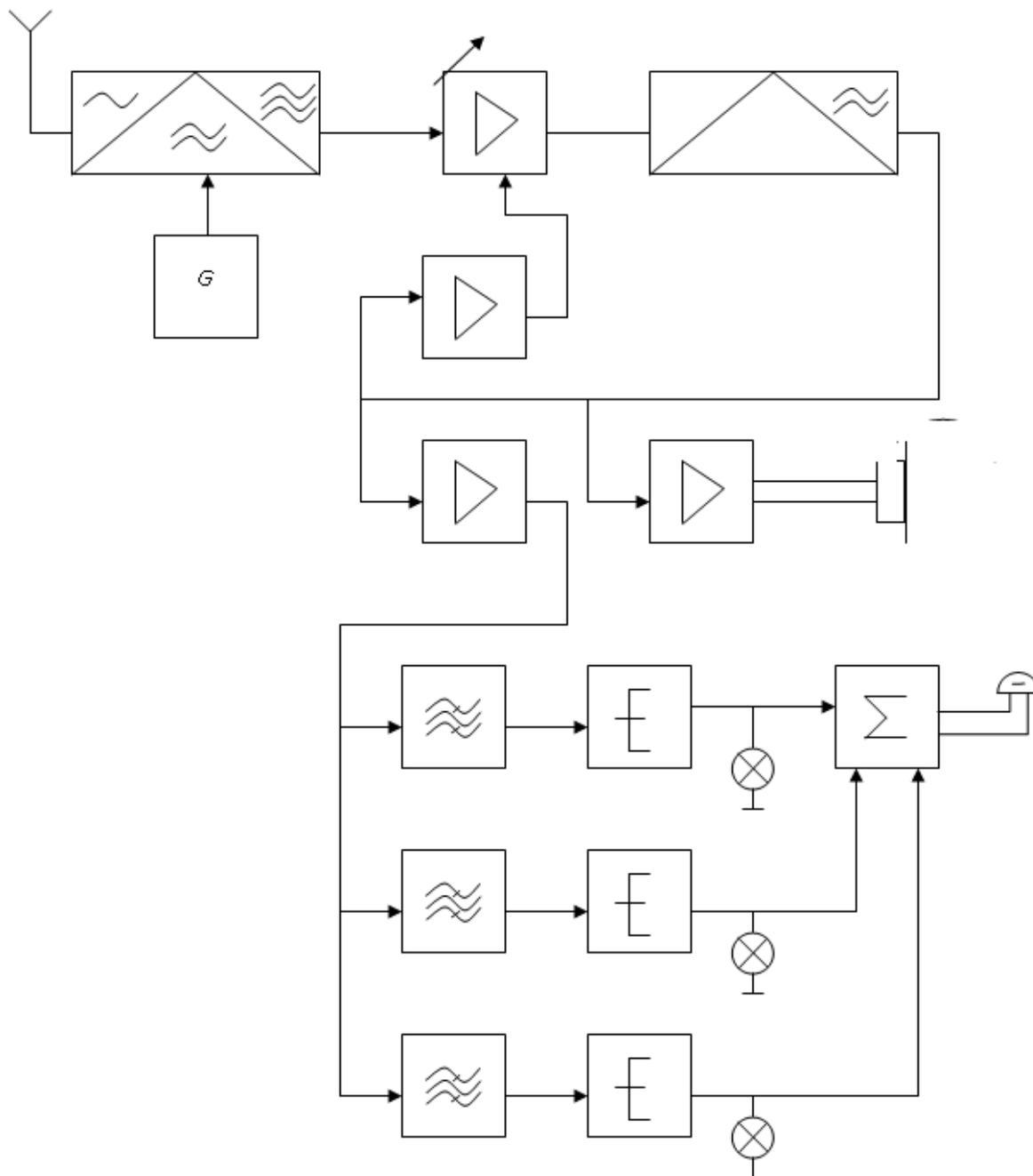


Рисунок 9. Функциональная схема маркерного приемника

4.3 Система ближней навигации РСБН-2(7)

Радиотехнические средства ближней навигации позволяют определять местоположение самолета относительно наземных радиомаяков и навигационных элементов его движения. Кроме этого система обеспечивает инструментальную посадку самолетов. На внутренних трассах используются системы РСБН-2, РСБН-4, РСБН-7. В режиме посадки бортовая аппаратура работает по курсовому и глиссаднему маякам систем (шифр "Катет"). Система работает в диапазоне частот около 1.0 ГГц и имеет дальность действия, опре-

деляемую расстоянием прямой видимости (до 500 км). Бортовой приемник с двойным преобразованием частоты выделяет сигналы от различных наземных радиомаяков, в том числе курсового и глиссадного (пачка импульсов типа "меандр" с частотами модуляции 1300 и 2100 Гц, чередующиеся с частотой 12.5 Гц). В режиме "Посадка" работают параллельно два приемника от одной антенны установленной в передней части самолета.

5 ВЛИЯНИЕ РАДИОПОМЕХ НА РАБОТУ БОРТОВЫХ РАДИОПРИЕМНИКОВ

Радиопомехами для глиссадных приемников систем СП-50 и *ILS* и курсового приемника системы *ILS* могут являться немодулированные и модулированные сигналы с частотами, отличающимися от несущих частот сигналов радиомаяков на 150 или 90 Гц. В этом случае положение стрелки индикатора будет определяться соотношением амплитуд и фаз полезного модулирующего сигнала и помехи с частотой биений несущих сигнала маяка и помехи. Если соотношение фаз этих сигналов будет изменяться во времени, то стрелка индикатора будет совершать колебания относительно правильного положения.

Помехой будет также сигнал, имеющий примерно одинаковую несущую частоту, промодулированную одной из частот 90 или 150 Гц.

Аналогичным образом могут влиять на работу курсового канала системы СП-50 сигналы сторонних источников; отличие частот должно составлять 60 Гц. Кроме этого, помеху создают сигналы, отличающиеся по частоте на 10 кГц; такие сигналы влияют на работу канала опорного напряжения. Подавление слабого сигнала сильной помехой в частотном детекторе опорного канала приведет к искажению формы опорного напряжения и падению его величины на фазовом детекторе. Угловая чувствительность по курсу может резко упасть.

На работу маркерного приемника могут влиять сигналы с частотой около 75 МГц. Однако низкая чувствительность приемника и двойная модуляция сигнала в значительной степени уменьшают вероятность появления помехи в маркерном канале.

6 КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Поясните работу глиссадного радиомаяка. Составьте функциональную схему.
2. Поясните работу курсового маяка. Составьте функциональную схему.
3. Поясните работу маркерного радиомаяка. Составьте функциональную схему.
4. Укажите отличия систем посадки СП-50 и *ILS*.
5. Объясните отличие диаграмм направленности антенн курсовых и глиссадных радиомаяков.

6. Каков характер сигналов на выходе и входе амплитудного детектора курсового приемника?

7. Укажите вида радиопомех, которые будут действовать на глассадный и курсовой радиоприемники.

8. Поясните поведение стрелки указателя глассады в случае, когда на выходе одного из фильтров низкой частоты будет напряжение помехи, точно совпадающее по частоте с сигналом и отличное по фазе (когерентные помехи).

7 ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ

Лабораторная работа выполняется на установке, изготовленной на базе бортовой аппаратуры «Курс-МП».

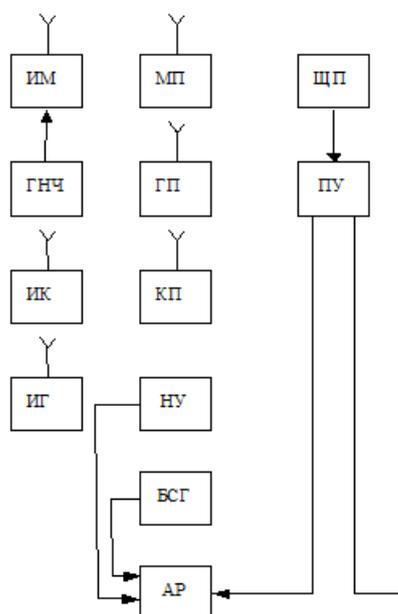


Рисунок 10. Схема лабораторной установки.

В лабораторную установку входят два полуконспекта аппаратуры "Курс-МП", имитаторы сигналов радиомаяков, лабораторный стенд, маркерный радиомаяк с блоком дистанционного управления, осциллограф С1-68, вольтметр В7-20.

Схема лабораторной установки представлена на рис. 10, где введены следующие обозначения:

ГНЧ - генератор низких частот;

ИМ - имитатор маркерного маяка, в качестве которого используется генератор сигналов ГЗ-19А;

НУ - навигационное устройство;

ПУ - пульт управления;

ЩП - щиток питания;

БСГ - блок сигналов готовности;

АР - амортизационная рама с распределительной коробкой;

ИК – имитатор сигналов курсового маяка;

ИГ – имитатор сигналов глиссадного маяка.

В макете предусмотрена замена всех трех имитаторов сигналов маяков комбинированным прибором МИМ-70 (малогабаритный имитатор маяков).

На пульте управления лабораторной установки расположены вольтметры, измеряющие напряжение сетей питания 115 В и 27 В, комбинированные пилотажные приборы КППМ-2, лампочки маркерных радиоприемников, блок баланса и контроля нуля, блоки управления настройкой приемников, селектор систем. Щиток питания имеет тумблеры включения питания 115 В 400 Гц, 220 В 50 Гц и 27 В, индикаторные лампочки и предохранители.

Здесь же размещены гнезда для подключения осциллографа и два галетных переключателя входов осциллографа. Галетные переключатели позволяют подключать осциллограф к различным точкам приемников; при этом положения переключателей соответствуют следующим участкам схем:

- 1 - сигнал с выхода амплитудного детектора курсового приемника;
- 2 - сигнал переменной фазы (со входа фазового детектора);
- 3 - опорный сигнал курсового приёмника (с выхода частотного детектора);
- 4 - сигнал с выхода амплитудного детектора глиссадного приемника;
- 5 - сигнал с выхода амплитудного детектора маркерного приемника.

Имитатор МИМ-70 предназначен для проверки бортового оборудования систем СП-50, *ILS* и *VOR* по эфиру или по кабелю и имеет следующие режимы работы: СПК, СПГ, М400, М130, М3000, *ILSL*, *ILSG*, *VOR*. Каждый из режимов позволяет выбрать необходимый сигнал от различных маяков. Прибор также имеет переключатель, дискретных отклонений самолета от линии курса (глиссады). Имитатор может работать на нескольких фиксированных частотах: курсовой канал - от 108,1 МГц до 111,9 МГц, глиссадный канал - от 331,1 МГц до 334,7 МГц, маркерный - 75 МГц. Имеется возможность задавать затухание выходного сигнала от 0 до 100 дБ.

В состав установки включен действующий образец современного маркерного маяка.

8 ВЫПОЛНЕНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

8.1 Начальные установки прибора МИМ-70

Затухание “20 дБ”.

Переключатель режима работы в положение “СПК”.

Мегагерцы “111,3”.

Отклонение “0 - точно”.

Тумблер питание “27 – ОТКЛ” в положение “ОТКЛ”.

Тумблер “1020 – МАНИПУЛ.” в положение “МАНИПУЛ.”.

8.2 Начальные установки стенда

Частота, МГц - "111,3" (устанавливается двумя переключателями);
 "ILS - СП - 50" в положение "СП - 50";
 "МАРКЕР" в положение "ПОСАДКА";
 "VOR - ILS - СП - 50" в положение "СОВМЕСТНО";
 Переключатель «СИСТЕМЫ» в положение «КОМПЛЕКТ №1»;
 Переключатель «ОСЦИЛЛОГРАММЫ» в положение «1».

8.3 Измерения в режиме «СП - 50»

1. Включить питание стенда шестью тумблерами, а также прибор МИМ - 70 тумблером «27-ОТКЛ» (положение «27»).

2. Снять осциллограммы в контрольных точках.

Переключатель «РЕЖИМ РАБОТЫ» установить в положение «СПК». Зарисовать осциллограммы при 1,2,3 положениях галетного переключателя при трех положениях ручки «ОТКЛОНЕНИЕ» прибора МИМ-70 (равносигнальное направление «О», максимальное отклонение по курсу «вправо» и «влево»).

Переключатель «РЕЖИМ РАБОТЫ» установить в положение «СПГ». Зарисовать осциллограммы при 4 положении переключателя для трех значений параметров глиссады (точно по глиссаде «О», максимальное отклонение от глиссады «выше» и «ниже»).

Зарисовать осциллограммы при 5 положении галетного переключателя при различных режимах работы прибора МИМ-70 («М400», «М1300», «М3000»).

3. Снять характеристику угловой чувствительности по курсу.

В лабораторных условиях под угловой чувствительностью будем понимать зависимость напряжения на выходе фазового детектора приемника от положения ручки «Отклонение» имитатора МИМ - 70.

Переключатель «РЕЖИМ РАБОТЫ» установить в положение «СПК».

Отклонение от курса задавать переключателем «ОТКЛОНЕНИЕ» прибора МИМ-70 «вправо» и «влево». Показания снимать с помощью вольтметра В7-20. Для этого, соединительные провода прибора подсоединить к гнездам «КУРС» первого комплекта, в переключатель «К» поставить в нижнее положение. Выполнить измерения по всем точкам положения переключателя «ОТКЛОНЕНИЕ», при которых происходит отклонение стрелки прибора КППМ.

Переключатель «К» 1 комплекта установить в верхнее положение.

Аналогичные действия проделать для второго комплекта. Результаты представить в таблице 1.

ТАБЛИЦА 1

Положение ручки «Отклонение»	Влево								Вправо								
	7	6	5	4	3	2	1	КР	0	КР	1	2	3	4	5	6	7
Компл.1																	
Компл.2																	

Построить график угловой чувствительности.

4. Снять характеристику угловой чувствительности по глиссаде. Переключатель режимов работы МИМ-70 установить в положение «СПГ». Отклонение от глиссады задавать переключателем «ОТКЛОНЕНИЕ» прибора МИМ-70, сначала вверх, затем вниз. Показания снимать с помощью вольтметра В7-20, для первого и второго комплекта. Для этого соединительные провода прибора подсоединить к гнездам «ГЛИСС» 1 комплекта, а переключатель «Г» поставить в нижнее положение. Снять результаты, переключатель «ГЛИСС» 1 комплекта установить в верхнее положение. То же самое проделать для второго комплекта. Результаты представить в виде таблицы 2.

ТАБЛИЦА 2

	Влево								Вправо								
	7	6	5	4	3	2	1	КР	0	КР	1	2	3	4	5	6	7
Компл.1																	
Компл.2																	

Построить график угловой чувствительности.

5. Замерить чувствительность курсового канала в режиме «ПОСАДКА».

Ручку «РЕЖИМ РАБОТЫ» прибора МИМ-70 установить в положение «СПК». Уровень входного сигнала задавать аттенюатором «ЗАТУХАНИЕ». Контролировать прохождение сигнала по открыванию курсовых бленкеров на панели комбинированных пилотажных приборов стенда. Записать значение чувствительности первого и второго комплектов (см. приложение).

6. Замерить чувствительность глиссадного канала в режиме «ПОСАДКА».

Ручку «РЕЖИМ РАБОТЫ» прибора МИМ - 70 установить в положение «СПГ». Уровень входного сигнала задавать аттенюатором «ЗАТУХАНИЕ». Контролировать прохождение сигнала по открыванию глиссадных бленкеров

на панели комбинированных пилотажных приборов стенда. Записать значение чувствительности первого и второго комплектов (см. приложение).

7. Замерить чувствительность маркерного канала в режиме “МАРШ-РУТ” и “ПОСАДКА”.

Ручку “РЕЖИМ РАБОТЫ” прибора МИМ-70 установить в положение “М400”. Уровень входного сигнала задавать аттенуатором “ЗАТУХАНИЕ”. Контролировать прохождение сигналов по гашению контрольных лампочек на панели комбинированных пилотажных приборов стенда. Записать чувствительность первого и второго комплектов.

8. Пункт 7 проделать для модулирующей частоты 1300 Гц и 3000 Гц. Для этого ручку “РЕЖИМ РАБОТЫ” переводить в положения “И1300” и “М3000”.

8.4 Измерения в режиме «ILS»

1. Переключить аппаратуру в режим «ILS».

Для этого поставить переключатель «ILS-СП-50» в положение «ILS»;

2. Снять осциллограммы в контрольных точках.

Переключатель «РЕЖИМ РАБОТЫ» установить в положение «ILSL». Осциллограммы при 1 положении галетного переключателя зарисовать при трех положениях ручки «ОТКЛОНЕНИЕ» прибора МИМ-70 (равносигнальное направление «О», максимальное отклонение по курсу «вправо» и «влево»).

Переключатель «РЕЖИМ РАБОТЫ» установить в положение «ILSG». Осциллограммы при 4 положении зарисовать для трех значений параметров глиссады (точно по глиссаде «О», максимальное отклонение от глиссады «выше» и «ниже»).

3. Снять характеристику угловой чувствительности по курсу и по глиссаде.

Порядок действий аналогичен описанному в режиме «СП-50», за исключением того, что в режиме «Курс» положение переключателя «РЕЖИМ РАБОТЫ» установить в положение «ILSL», а в режиме глиссады «ILSG».

Построить графики угловой чувствительности курса и глиссады.

4. Выключить макет.

9 СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА ПО ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ

1. Титульный лист.

2. Введение.

Показать состав научной (технической) проблемы, возникающей при построении систем посадки самолетов.

3. Описание лабораторной установки, методики эксперимента.

Приводится функциональная схема лабораторной установки, метод измерения, используемый в данной работе.

4. Результаты работы и их анализ.

Последовательно излагается содержание выполняемой работы, результаты работы и их анализ.

Представляются следующие результаты экспериментов: осциллограммы напряжений в контрольных точках, снятые в режиме «СП-50»; характеристики угловой чувствительности по курсу для двух комплектов (таблицы 1 и графики, построенные по таблицам 1 (для двух комплектов на одном рисунке)); характеристика угловой чувствительности по глиссаде для двух комплектов (таблицы 2 и графики, построенные по таблицам 2 (для двух комплектов на одном рисунке)); чувствительность курсового канала в режиме «ПОСАДКА» для двух комплектов; чувствительность глиссадного канала в режиме «ПОСАДКА» для двух комплектов; чувствительность маркерного канала в режимах «МАРШРУТ» и «ПОСАДКА» для двух комплектов на трех модулирующих частотах; осциллограммы напряжений в контрольных точках, снятые в режиме «ILS»; чувствительность по курсу и по глиссаде в режиме «ILS».

5. Выводы

Выводы содержат анализ ценности полученных результатов, трактовку полученных результатов, сравнение с теоретическими значениями, определение возможных причин расхождения теоретических и практических результатов.

ПРИМЕЧАНИЕ

Чувствительность приемников из относительных единиц (дБ) пересчитать в мкВ, учитывая, что калиброванный уровень выходного сигнала имитатора (0 дБ) на сопротивлении 50 Ом составляет:

- а) для курсового канала - 3,5 мВт;
- б) для глиссадного канала - 3 мВт;
- в) для маркерного канала - 25 мВт.

10 РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Белавин О.В. Основы радионавигации. - М.: Сов. радио, 1977. - 291 с.
2. Дудко Б.П. Радионавигация: Учебное пособие. – Томск: ТУСУР, 2003. – 159 с.
3. Бондарчук И.Е. Летная эксплуатация радионавигационного оборудования самолетов. - Иркутск: Транспорт, 1978. - 272 с.
4. Софронов Н.А. Радиооборудование самолетов. - М: Машиностроение, 1978. - 216 с.
5. Сосновский А.А. Хаймович И.А. Авиационная радионавигация. Справочник. – М.: Транспорт, 1980. 225 с.

Лабораторная работа № 2.

Самолетные автоматические радиоконпасы

Целью настоящей лабораторной работе является изучение принципов построения автоматических самолетных радиоконпасов (радиопеленгаторов), служащих для позиционного метода местоопределения в ближней навигации.

В пособии дано описание (на уровне структурных схем и ТТХ) нескольких образцов радиоконпасов. Обращено внимание на особенности конкретных схем и конструкций, указано на другие особенности проектирования систем.

Работа выполняется на испытательном стенде, оборудованном серийными радиоконпасами АРК 5, АРК-II в АРК-15, которые работают в штатных режимах.

1 МЕСТООПРЕДЕЛЕНИЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАДИОКОМПАСОВ

Автоматический радиоконпас является радиопеленгационным устройством, служащим для определения направления на излучающую радиостанцию. Это направление характеризуется углом между линией, принятой за начало отсчета, и линией, соединяющей радиопеленгатор с радиостанцией.

При пеленговании в горизонтальной плоскости за начало отсчета обычно принимается истинное направление на север, т.е. направление географического меридиана. Тогда пеленг, отсчитанный по часовой стрелки в пределах 0 - 360 градусов, будет называться истинным пеленгом радиостанции (ИПР). На борту самолета пеленг отсчитывается относительно продольной оси самолета, т.е. от линии курса, и называется курсовым углом радиостанции (КУР). Направление продольной оси самолета относительно направления на север называется истинным курсом (ИК) и измеряется магнитным, гироманитным или индукционным компасом. Введенные названия углов представлены на рис. 1, откуда, в частности, следует связь между углами:

$$\text{ИПР} = \text{КУР} + \text{ИК}.$$

Перечисленные углы могут изменяться с погрешностями. Угол КУР имеет погрешность ΔK , обусловленную влиянием переотраженных частями самолета сигналов (радиодевиация); угол ИК может иметь погрешность из-за магнитного склонения ΔM . Указанные углы также отмечены на рис. 1.

Изменение курсового угла одной радиостанции позволяет найти одну линию положения самолета при местоопределении. Линией положения будет являться прямая, направленная из точки с известным местоположением (от радиостанции) на самолет, место которого не известно. Эта линия при отсчете угла от направления на север определяет истинный пеленг самолета (ИПС), который рассчитывается следующим образом:

$$\text{ИПС} = \text{ИПР} + 180^\circ + \delta,$$

где δ - поправка на схождение меридианов в пространственно разнесенных точках.

Место самолета определяется перенесением двух линий положения ИПС1 и ИПС2, рассчитанных для двух радиостанций (рис.2).

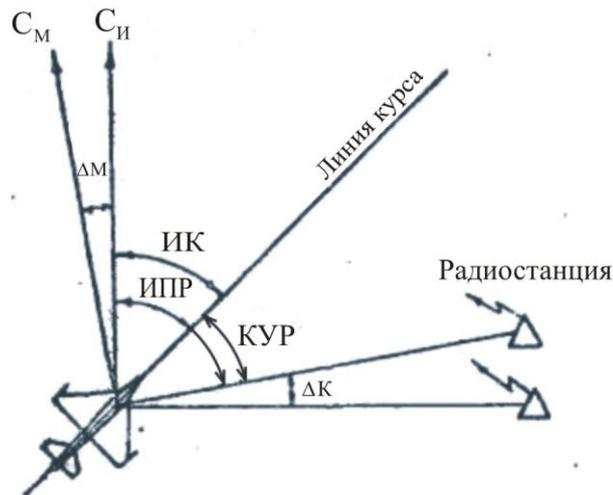


Рисунок 1. Схема углов, характеризующих положение самолета

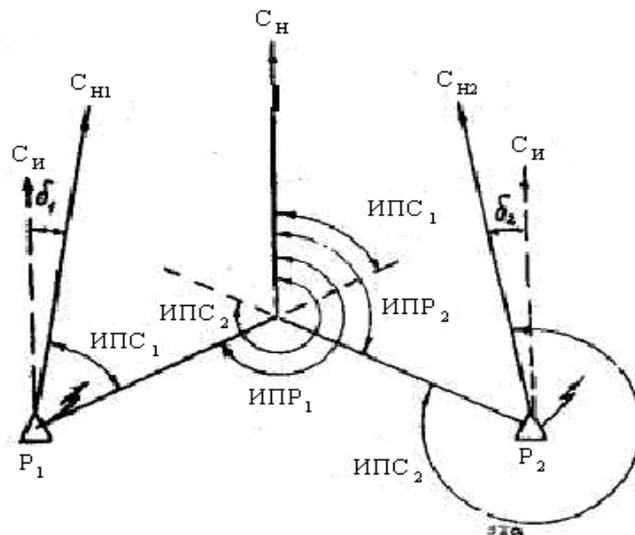


Рисунок 2. Схема определения места самолета

2 РЕЖИМЫ РАБОТЫ РАДИОКОМПАСОВ

2.1 Общие сведения

На основе определения курсового угла радиостанции автоматический радиокompас (совместно с другими навигационными средствами общего назначения) обеспечивает выполнение кроме основной задачи – местоопределения, еще ряда других задач самолетовождения, таких как: полет от радиостанции в заданном направлении или в направлении на радиостанцию; определение момента пролета над радиостанцией или ее траверза; выполнение пробивания облачности и заход на посадку; прием информации, передаваемой по частотным каналам приводных радиостанций и др. Выполнение перечисленных задач производится при работе радиокompасов в различных режимах.

Автоматические радиокompасы всех типов по назначению, устройству и принципу работы аналогичны друг другу и различаются только технической реализацией.

Радиокompас представляет собой радиоприемное устройство с направленной и ненаправленной антеннами, системой автоматического управления направленной антенной и системой передачи азимутального положения этой антенны на указатели курсового угла.

Любой радиокompас может работать в следующих режимах:

- 1) режим «АНТЕННА»,
- 2) режим «РАМКА»,
- 3) режим «КОМПАС».

2.2 Режим работы «АНТЕННА»

В режиме «АНТЕННА» радиокompас работает как обычный радиоприемник амплитудно-модулированных сигналов. Режим предназначен для настройки компаса на частоту нужной станции.

Радиоприемник выполняется по супергетеродинной схеме с одним или двумя преобразованиями частоты. Если приемник предназначен для приема на слух телеграфных тонально немодулированных сигналов, то в нем предусматривается еще один гетеродин. Этот гетеродин создает колебания, отличающиеся по частоте от колебаний промежуточной частоты на величину около 1 кГц. Этот тон звуковой частоты прослушивается, естественно, только в моменты присутствия передаваемого сигнала в виде знаков азбуки Морзе.

Обязательным элементом приемника является схема автоматической регулировки усиления, стабилизирующая уровень выходного сигнала.

2.3 Режим работы «РАМКА»

Режим «РАМКА» предназначен для обеспечения неавтоматического пеленгования радиостанций по минимуму приема их сигналов. Этот режим используется при отказе автоматической части компаса и при работе в условиях сильных помех радиоприему. Радиокompас работает как радиоприемник с направленной рамочной антенной, управляемой вручную. Система передача положения рамки на индикаторы положения не выключаются.

В качестве направленной рамочной антенны используется магнитная антенна, представляющая собой ферромагнитный сердечник прямоугольного сечения с намотанными на нем витками провода. Каждый виток провода является рамкой, все витки соединены последовательно.

Рассмотрим процесс приема радиоволн одним витком прямоугольной рамки, предполагая, что на вертикально расположенную рамку действует вертикально поляризованная электромагнитная волна (рис. 3). В вертикальных проводниках рамки наводятся электродвижущие силы \vec{e}_1 и \vec{e}_2 , выходной сигнал рамки определяется их разностью:

$$\vec{e} = \vec{e}_2 - \vec{e}_1.$$

Векторная диаграмма сигналов также представлена на рис.3. Модули сигналов \vec{e}_1 и \vec{e}_2 практически равны, т.к. размеры рамки много меньше расстояния до источника сигналов, а фазы будут определяться расстояниями от источника до вертикальных проводников рамки. Разность фаз φ определяется разностью указанных расстояний. В результате сигнал на выходе рамки определяется величиной φ , т.е. углом прихода сигналов относительно плоскости рамки или относительно нормали к ней (α). Заметим, что фаза выходного сигнала меняется скачком на 180° при отклонениях влево и вправо относительно направления нулевого значения разности фаз φ . При этом \vec{e}_1 и \vec{e}_2 на векторной диаграмме меняются местами, т.е. то \vec{e}_1 , то \vec{e}_2 оказываются ближе к источнику сигналов. На диаграмме направленности $e(\alpha)$ этот эффект отражен знаками $+$ и $-$. Диаграмма направленности рамочной антенны как функция модуля выходной ЭДС от угла прихода в полярных координатах представляется в виде $e(\alpha) = e_0 \cdot \sin \alpha$.

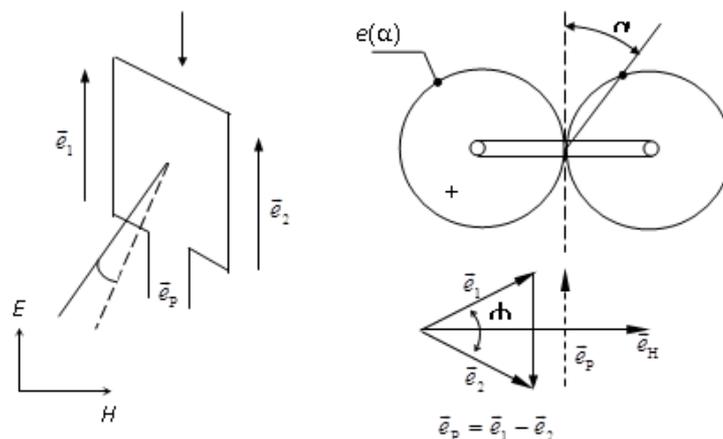


Рисунок 3. Рамочная антенна и ее диаграмма направленности

В режиме «РАМКА» в радиокompасе работают следующие элементы: направленная антенна, приемник, схема ручного дистанционного управления (вращения) рамки, схема передачи углового положения рамки на индикаторы.

Пеленгование радиостанции производится путем определения направления приема нулевого сигнала по показаниям индикатора угла и индикатора уровня сигнала (или телефона). Двухзначность полученного направления может быть исключена путем использования априорной информации или дополнительной информации. Эта информация может быть получена путем повторного пеленгования той же станции через некоторый интервал времени после совместной обработке результатов двух пеленгований.

2.4 Режим работы «КОМПАС»

В режиме «КОМПАС» радиокompас работает как автоматический пеленгатор радиостанций. Пеленгование радиостанций путем приема их сигналов на рамочную направленную антенну приводит к двухзначности определения КУР. Для получения однозначности в режиме «КОМПАС» осуществляются одновременный прием на рамку и на ненаправленную антенну. Выходной сигнал ненаправленной антенны остается неизменным по амплитуде и по фазе при любых углах прихода радиоволны в горизонтальной плоскости, что позволяет использовать такую антенну в качестве источника опорного сигнала. Путем сравнения фазы сигнала рамки с фазой опорного сигнала удастся определить направление, в котором нужно вращать рамку, чтобы привести ее в положение нулевого приема.

Векторная диаграмма сигналов с рамочной и ненаправленной антенны приведена на рис. 3. Видно, что эти сигналы сдвинуты по фазе на 90° . Аналитически выражения для сигналов имеют вид:

$$e_p(t) = E_{0p} \cdot \sin \alpha \cdot \sin(\omega t + 90^\circ)$$

$$e_n(t) = E_{0n} \cdot \sin \omega t$$

Сигнал $e_p(t)$ сдвигается по фазе на 90° и складывается с $e_n(t)$. При выравнивании амплитуд $E_{0p} = E_{0n} = E_0$ суммарный сигнал принимает вид:

$$e_\Sigma(t) = E_0 \cdot (1 + \sin \alpha) \cdot \sin \omega t$$

Диаграмма направленности такой комбинированной антенны имеет форму кардиоиды (см. рис. 4а).

Очевидно, что при изменении фазы сигнала одной из антенн на противоположную, ориентация кардиоиды в пространстве изменяется на 180° (см. рис. 4б).

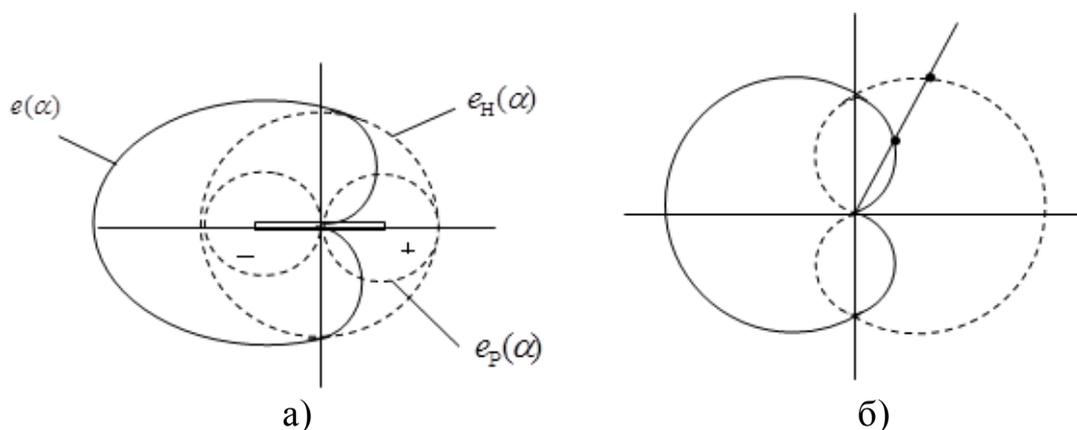


Рисунок 4. Образование диаграммы направленности в виде кардиоиды

Структурная схема радиокомпаса приведена на рис. 5, а временные диаграммы напряжений в указанных точках структурной схемы изображены на рис. 6. Рисунок представляет формы напряжений для трех угловых положений источника сигнала относительно направления, перпендикулярного плоскости рамки: слева, на перпендикуляре, справа.

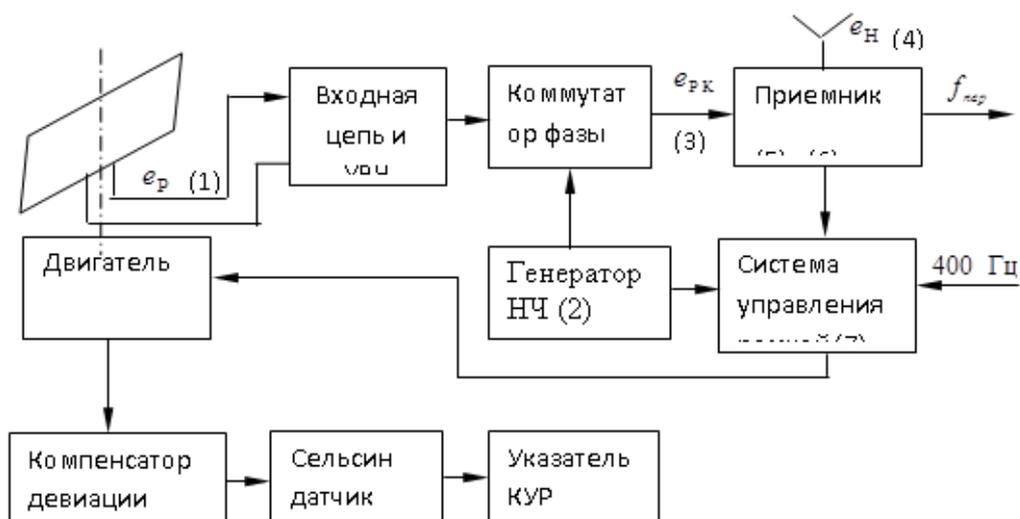


Рисунок 5. Структурная схема типового автоматического радиокompаса

Напряжение с выхода рамки e_p , у которого фаза зависит от направления отклонения нормали к рамке от направления на радиостанцию, после выделения из множества входных сигналов и усиления поступает на коммутатор фазы сигнала рамки. Коммутатор управляется сигналом частотой $30 \div 135$ Гц от генератора и изменяет фазу сигнала на противоположную (сдвиг на 180°) на половине периода низкочастотного сигнала, составляя фазу неизменной на другой половине периода низкочастотного сигнала (см. диаграммы рис. 6). Коммутированное напряжение рамки e_{pk} и напряжение ненаправленной антенны e_n складываются на входе приемника, в результате чего получается напряжение той же частоты, но амплитудно-манипулируемое с частотой коммутирующего сигнала. При этом фаза огибающей, в зависимости от фазы напряжения рамки, совпада-

ет или противоположна фазе напряжения генератора низкой частоты. Следовательно, фазовые соотношения высокочастотных сигналов, несущие информацию о стороне отклонения рамки, оказалась перенесенными на низкочастотный сигнал.

Манипулированный сигнал проходит через приемник обычным образом, а затем из него выделяется огибающая и передается в систему автоматического управления рамкой. Здесь на фазовый детектор подается опорный низкочастотный сигнал и огибающая. Положительное или отрицательное напряжение с выхода детектора приводит к вращению двигателя рамки в соответствующую сторону до равносигнального направления, когда при переключении направления кардиоиды в пространстве изменения уровня сигнала (манипуляции сигнала) не будет. При этом фазовые соотношения на входе детектора и, соответственно, полярность постоянного напряжения для двигателя выполняются для правой и левой полуплоскостей (или секторов углов $0 \div 180^\circ$ и $180 \div 360^\circ$). Тем самым устраняется двузначность равносигнального направления; автомат сам выбирает одно из двух направлений при любом угле α .

Угловое положение рамочной антенны, точнее, угловое положение направления нулевого приема, передается на индикатор угла следящей системой, в качестве которой используются обычно сельсинная передача. В состав сельсинной передачи входят два сельсина, один из которых называется датчиком, другой приемником. Построение сельсинов одинаковое, каждый из них является трехфазной электрической машиной, имеющей ротор и статор. Трехфазные статорные обмотки сельсинов соединены между собой по схеме "звезда без нулевого привода". Однофазные роторные обмотки соединены параллельно и запитываются от внешнего источника.

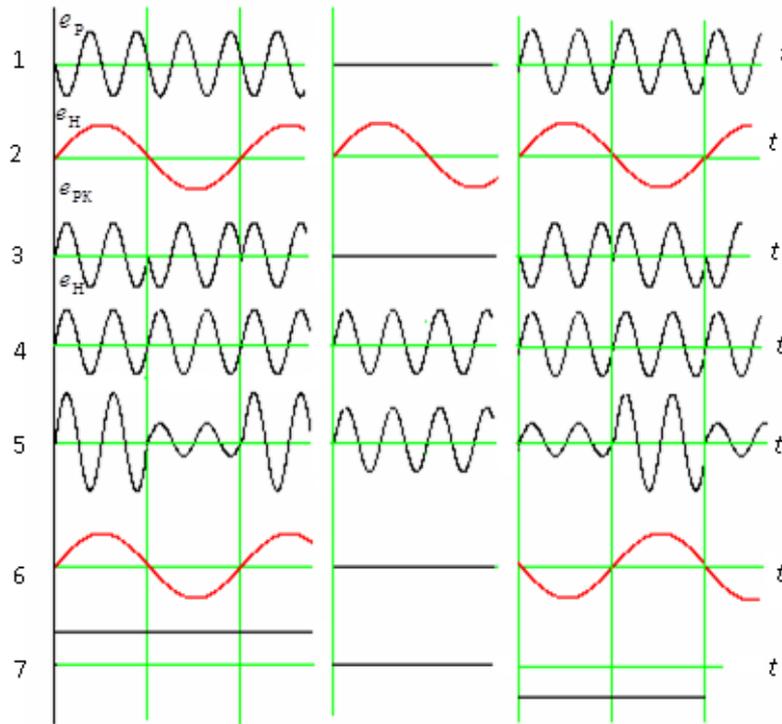


Рисунок 6. Временные диаграммы напряжений в основных цепях схемы

Система работает таким образом, что она находится в устойчивом состоянии только при одинаковых угловых положениях обоих роторов относительно статоров.

Любой поворот ротора одного из сельсинов отрабатывается вторым. Схема включения сельсинов приведена на рис. 7.

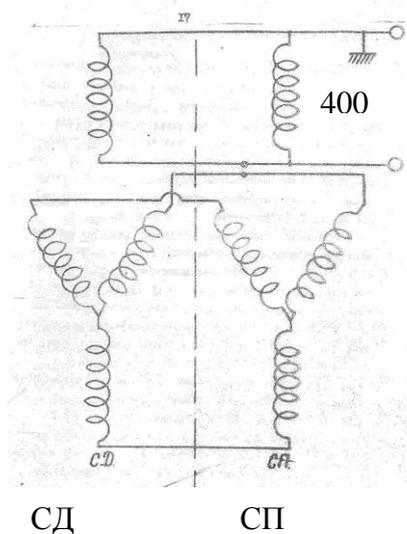


Рисунок 7. Схема сельсинной индикаторной системы.

2.5 Погрешности радиоконпасов

Ошибки пеленгования вызываются инструментальной погрешностью и особенностями распространения радиоволн. Последние имеют обычно большую величину и вызываются непрямолинейным распространением и наличием переотраженных сигналов. Непрямолинейное распространение появляется из-за пространственных изменений коэффициента преломления атмосферы (горизонтальная рефракция) и пространственных изменений скорости распространения радиоволн (эффект «береговой рефракции»). Эти ошибки могут доходить до единиц градусов.

Наличие переотраженных (вторичных) сигналов приводит к появлению больших ошибок. Вторичные сигналы могут образовываться за счет отражения от неровностей земной поверхности при небольших высотах полета (горный эффект) и за счет отражений от ионосферы при работе радиостанции в диапазоне средних и коротких волн. Однако наибольшую ошибку создают вторичные сигналы, отраженные от конструкций самолета. Эта ошибка называется ошибкой радиодевииации.

Из-за симметричности конструкции самолета ошибка радиодевииации при изменении направления прихода радиоволны в пределах от 0 до 360 градусов периодически увеличивается и уменьшается, при этом четырежды становится равной нулю. Угловое и временное положение ошибок девиации практически не изменяется, что позволяет измерять их и использовать в качестве поправок к измеренным значениям пеленга. В некоторых радиоконпасах внесение поправок или компенсация ошибок предусматривается в схеме и конструкции устройства.

3 ОСОБЕННОСТИ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ РАДИОКОМПАСОВ

3.1 Радиоконпас АРК-5

Автоматический радиоконпас АРК-5 по назначению и принципу работы полностью аналогичен рассмотренному выше типовому варианту.

Основные характеристики конпаса следующие.

1. Дальность действия при пеленговании источника мощности 500 Вт на высоте 5000 м - до 200 км.
2. Погрешность пеленгования не более $\pm 3^\circ$.
3. Диапазон рабочих частот - 150÷1300 кГц.
4. Чувствительность приемника не хуже 10÷12 мкВ.
5. Потребляемая электроэнергия: 27В, 1А (3.5А); 115 В, 400 Гц, 1,4 А.
6. Вес - 32 кг.

В комплект радиоконпаса входят блок рамочной антенны, приемник, щиток управления и один или два сельсинных указателякурсовых углов.

Дистанционная настройка приемника производится со щитка управления гибким валом, переключение диапазонов производится электромеханической системой.

Структурная схема автоматического радиоконпаса АРК-5 приведена на рис. 8.

В состав блока рамочной антенны входят: антенна, электродвигатель с редуктором, сельсин-датчик системы дистанционной передачи угла поворота рамки и компенсатор радиодевиации. Компенсатор девиации автоматически учитывает величины ошибок пеленгования в показаниях сельсин датчика. Обеспечивается это механической системой, которая позволяет в некоторых пределах изменять коэффициент передачи между положением рамки и положением ротора сельсин-датчика. Система допускает подстройку под конкретный экземпляр самолета.

Блок приемника состоит из супергетеродинного приемника, компасной части и выпрямителя. Коммутатор фазы представляет собой два управляемых усилителя, работающих в противофазе на общую нагрузку. Сигнал с антенны подается на эти усилители в фазе, управляющий сигнал в противофазе. В каждый момент времени работает только один усилитель (другой в это время заперт отрицательным значением управляющего напряжения); тем самым фаза выходного сигнала определяется фазой (знаком) управляющего напряжения. Канал высокой частоты содержит селективные цепи и двухкаскадный усилитель. Остальные элементы приемника особенностей не имеют. Второй гетеродин служит для прослушивания тонально не модулированных сигналов.

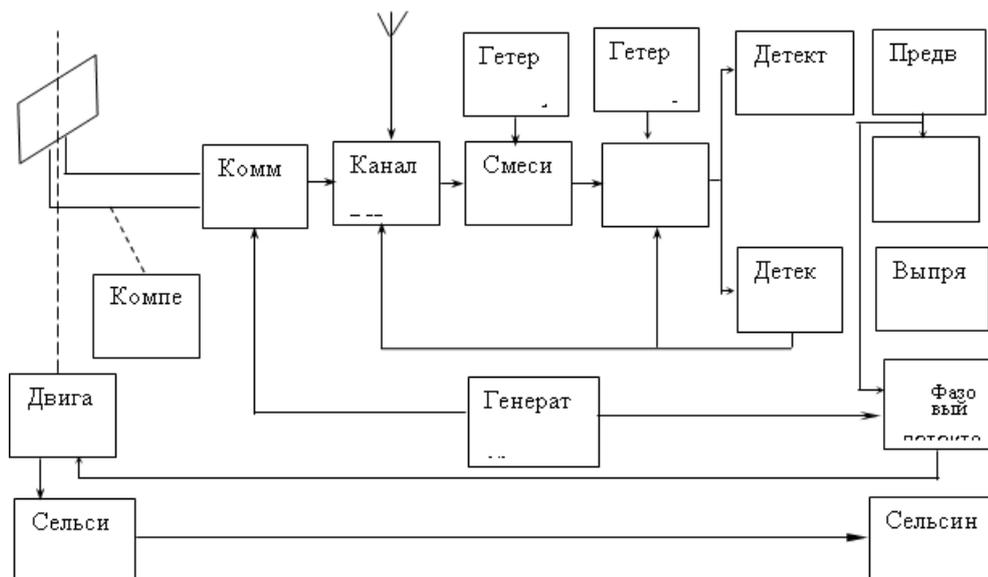


Рисунок 8. Структурная схема АРК-5

На щитке управления расположены органы управления и контроля, среди которых ручка настройки на частоту радиостанции, переключатель диапазонов, шкала настройки, регулятор громкости звучания телефонов,

переключатель режимов работы, тумблер включения вращения рамки влево-вправо, стрелочный индикатор настройки, показывающий величину выходного сигнала приемника, и выключатель второго гетеродина.

3.2 Радиокompас АРК-9

Компас АРК-9 предназначен для использования на легких транспортных самолетах в вертолетах. Он обеспечивает решение всех навигационных задач, которые могут решаться с помощью типовых радиокompасов. В радиокompасе АРК-9 используется незначительное число (всего 7) радиоламп, и широко применены полупроводниковые диоды и триоды.

Основные характеристики компаса:

- 1) дальность действия при пеленговании источника мощностью 500 Вт на высоте 1000 м - 150÷180 км;
- 2) диапазон рабочих частот - 150÷1300 кГц;
- 3) потребляемая электроэнергия: 27 В, 2 А и 115 В, 400 Гц, 1 А.

В комплект радиокompаса входят: приемник, блок рамочной антенны, блок питания, пульт управления, ненастроенный антенный блок, ненаправленная антенна, до трех указателей курсовых углов и дистанционный переключатель волн. Структурная схема радиокompаса приведена на рис. 9.

Приемник радиокompаса состоит из собственно приемника с телефонным и компасным выходами, а также включает в себя компасную часть. Ненастроенный антенный блок предоставляет собой однокаскадный ламповый УВЧ и предназначен для предварительного усиления сигналов с ненаправленной антенны. В качестве сигнала второго гетеродина при приеме тонально не модулированных телеграфных сигналов используется сигналов от источника питания частотой 800 Гц (вторая гармоника напряжения бортовой сети). Блок рамочной антенны включает в себя рамочную антенну, двигатель вращения рамки, сельсин-датчик, компенсатор радиодевиации, и тахогенератор системы демпфирования (гашения) колебаний ротора электродвигателя.

Блок питания состоит из трансформаторов и выпрямителей, выдающих переменные и постоянные токи различных напряжений.

Пульт управления обеспечивает дистанционное управление радиокompасом в процессе его настройки и в режиме основной работы. Среди органов управления следующие: переключатель режимов, тумблер включения вращения рамки влево-вправо, регулятор громкости, выключатель режимов работы «ТЕЛЕФОН» - «ТЕЛЕГРАФ», элементы настройки и переключения диапазонов и стрелочный индикатор выходного сигнала.

Радиокompас АРК-9 можно предварительно настроить на любые две частоты (канала) его рабочего диапазона, после чего каждая из настроенных частот включаются установкой в соответствующее положение дистанционного переключателя волн. Для настройки каждого канала (канал Б и канал Д) имеются две ручки декадной настройки и ручка точ-

ной настройки. С помощью одной ручки переключаются частотные поддиапазоны, а также устанавливаются сотни килогерц частоты. Другая ручка декадной настройки предназначена для установки десятков и единиц герц частоты. Переключение диапазонов и настройка производится электромеханической системой.

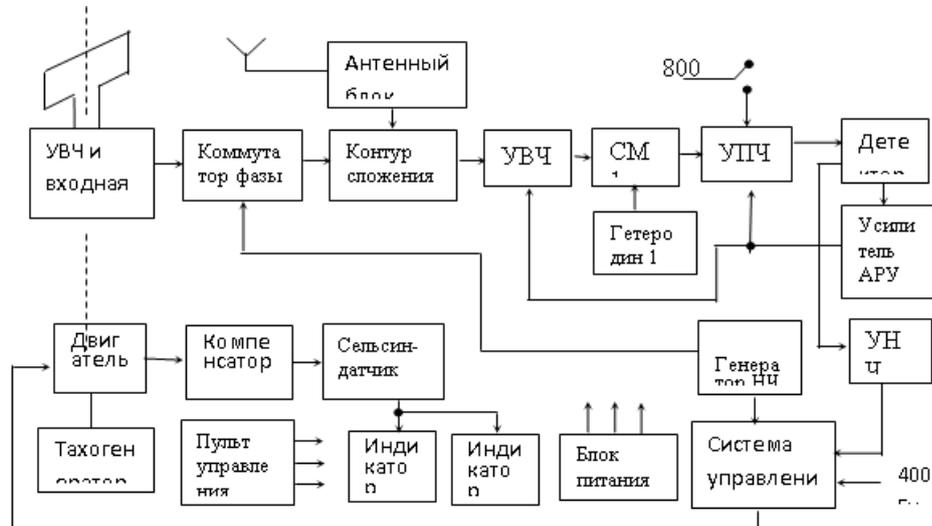


Рисунок 9. Структурная схема радиокompаса АРК-9

3.3 Радиокompас АРК-10

Радиокompас АРК-10 предназначен для решения всех типовых задач, решаемых другими радиокompасами. Кроме этого он обеспечивает непрерывное определение расстояния до пеленгуемого радиопередатчика. В радиокompасе используются незначительное число радиоламп и широко применены полупроводниковые диоды и триоды.

Основные характеристики компаса:

- 1) дальность действия при пеленговании передатчика мощности 500 Вт на высоте 5000 м - около 220 км;
- 2) диапазон рабочих частот 120 - 1340 кГц;
- 3) количество предварительно настроенных частот – 9;
- 4) чувствительность приемника не хуже 10 - 12 мкВ;
- 5) потребляемая электроэнергия: 27 В, 1,5 А и 115 В, 400 Гц, 1 А;
- 6) вес 28 кг.

В комплект радиокompаса входят:

- 1) блок направленной антенны (рамки);
- 2) усилитель сигнала рамки;
- 3) коммутатор фазы (балансный модулятор);
- 4) ненаправленная антенна;
- 5) контур сложения;
- 6) приемник;
- 7) управляющая схема;
- 8) звуковой генератор;
- 9) двигатель вращения рамки;

промежуток пропорционально пройденному самолетом расстоянию в направлении на радиостанцию или от нее.

Принцип работы системы измерения дальности поясняется рис. 11. Пеленгуемая радиостанция располагается в точке O , самолет в начальный момент счисления - в точке A , начальное расстояние OA должно быть известно. При перемещении самолета в точку B происходит увеличение дальности на величину CB (предполагается, что $OA=OC$). Отрезок CB рассчитывается как произведение $CB = AB \cdot \cos \varphi = AB \cdot \cos(\text{КУР})$, в косинусном трансформаторе. Система позволяет измерять дальность при полете по любому криволинейному маршруту, однако приемлемая точность (около 5%) обеспечивается

только в областях значений курсовых углов, отличающихся от 0 или 180° не более чем на $\pm 30^\circ$.

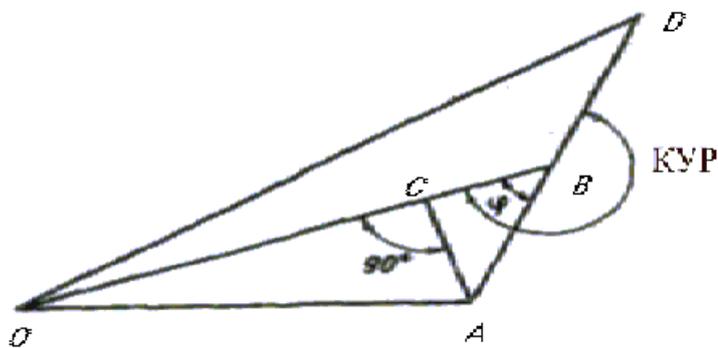


Рисунок 11. Принцип определения дальности

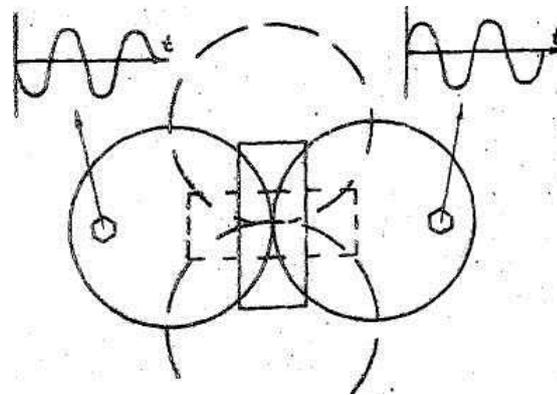


Рисунок 12. Диаграмма направленности антенны

3.4 Радиокompас АРК-11

Радиокompас АРК-11 предназначен для решения всех типовых задач, решаемых другими радиокompасами. Как и компас АРК-11, он обеспечивает:

1) возможность предварительной настройки на любые девять частот его рабочего диапазона с их фиксацией, после чего каждая из этих частот может быть включена нажатием кнопки с соответствующим номером на пульте управления;

2) настройку на любую частоту его диапазона без фиксации этой частоты и без нарушения предварительной настройки;

3) высокую точность установки частоты настройки и ее стабильность, что исключает необходимость периодических подстроек радиоконписа во время работы в полете.

Радиоконпис имеет особенности:

1) в схеме предусмотрены эффективные меры защиты от помех, среди которых узкая полоса пропускания приемника и возможность использования режима «КОМПАС II»;

2) в схеме используется ограниченное число радиоламп, и широко применены полупроводниковые диоды и триоды, что обеспечивает его сравнительно высокую надежность;

3) прибор имеет электродистанционную систему управления работой и настройкой.

Основные характеристики конписа:

1) дальность действия при пеленговании передатчика мощности 500 Вт на высоте 5000 м - 220 км;

2) диапазон рабочих частот 120÷1340 кГц;

3) количество предварительно настроенных частот 9;

4) чувствительность приемника не хуже 10÷12 мкВ;

5) потребляемая электроэнергия: 27 В, 1,5 А и 115 В, 400 Гц, 1 А ;

6) вес - 28 кг.

В комплект радиоконписа входят:

1) блок направленных антенн (2 рамки);

2) усилители сигналов рамок;

3) коммутаторы фазы (балансные модуляторы);

4) контуры сложения;

5) приемник;

6) управляющая схема;

7) звуковой генератор;

8) двигатель вращения рамок;

9) система дистанционной передачи угла поворота рамок;

10) ненаправленная антенна.

Структурная схема радиоконписа АРК-11 аналогична схеме конписа АРК-10 (рис. 10), за исключением блока измерения дальности и индикаторов дальности. Кроме этого в конписе АРК-11 предусмотрен режим работы «КОМПАС II», для реализации которого в схему введена еще одна направленная антенна (рамка). Эта вторая рамка аналогична основной и конструктивно объединена с ней. Расположена вторая рамка перпендикулярно основной, в результате блок направленных антенн имеет диаграмму направленности, изображенную на рис. 12.

Конпис имеет режим работы «АНТЕННА», «КОМПАС I», «КОМПАС II» и «РАМКА». Дополнительный режим КОМПАС II предназначен для улучшения помехозащищенности радиоконписа. В этом режиме осуществляется автоматическое пеленгование радиостанций, однако взамен ненаправленной антенны подключается вторая рамочная антенна. Помехоустойчивость при этом увеличивается за счет того, что направленная ан-

тенна в среднем имеет меньший выходной сигнал от помех, приходящих со всех направлений, чем ненаправленная, кроме этого рамочная магнитная антенна практически не принимает электрическую составляющую поля. При этом электростатические помехи, возникающие за счет стекания статического заряда с обшивки самолета в окружающее пространство, не попадают на вход приемника.

С другой стороны, отсутствие ненаправленной антенны в режиме КОМПАС II приводит к появлению двузначного пеленгования радиостанций, поскольку фаза опорного сигнала теперь также изменяется при отклонении угла прихода радиоволны вправо-влево от направления нулевого приема. Отличие пеленгов одной и той же станции составляет 180° , оба положения антенн при автоматическом пеленговании оказываются устойчивыми. Устранение двузначности пеленгования достигается переключением компаса в режим «КОМПАС I».

В других режимах никаких особенностей работы радиокompаса АРК-11 нет.

Приемник радиокompаса выполнен по схеме с двойным преобразованием частоты, имеет АРУ с задержкой, а также третий гетеродин, предназначенный для приема на слух тонально не модулированных сигналов. Предусмотрена работа с широкой и узкой полосой пропускания частот, для чего часть каскадов УПЧ имеет широкую, а часть узкую полосу. При включении широкой полосы каскады с узкой полосой от схемы отключаются.

Частота коммутации фазы составляет 30 Гц. Для обеспечения стабильности частоты настройки приемника приняты меры по стабильности частоты первого и второго гетеродинов. В частности, элементы первого гетеродина помещены в термостат, питаемый от бортовой сети самолета, а частота второго гетеродина стабилизирована кварцем.

Система управления радиокompасом представляет собой систему дистанционного управления и настройки с органами управления, расположенными на пульте радиокompаса.

Ручка переключателя ДИАПАЗОН предназначена для переключения частотных поддиапазонов и имеет восемь фиксированных положений, каждое из которых помечено начальной частотой данного поддиапозона в килгерцах. Дистанционное управление переключателем обеспечивает электромеханическая система. Поворотная шкала частот имеет деление от 0 до 160 кГц и используется в каждом из поддиапазонов. Частота настройки радиокompаса устанавливается как сумма показаний шкалы ручка ДИАПАЗОН и шкалы частот. Предварительная настройка на выбранные частоты производится также электромеханической системой; включение запомненных частот производится кнопками. Кроме этого на пульте установлена ручка регулировки громкости, ручка включения телеграфного режима, переключатель полосы частот, ручка включения вращения рамки влево-вправо и некоторые другие органы управления.

3.5 Радиокompас АРК - 15

АРК-15 решает все типовые задачи, но отличается от компасов других типов тем, что он выполнен на уровне современных технических возможностей и требований практики.

Положительные отличия радиокompаса АРК-15 заключается в следующем:

1) компас имеет повышенную надежность за счет отсутствия электронных ламп и отсутствия в системе дистанционного управления компасом электромеханических элементов типа электродвигателей;

2) настройка компаса по частоте, в том числе и предварительная, производятся с помощью переключателей без подстройки по индикатору, что значительно увеличивает оперативность;

3) безотказность компаса повышена тем, что в нем применена неподвижная рамочная антенна, чем исключены механические элементы подвижного типа.

Радиокompас АРК-15 рассчитан на установку на самолетах и вертолетах различных типов, в связи с чем предусмотрен ряд вариантов его комплектации.

Основные характеристики компаса:

1) дальность действия при пеленговании передатчика мощностью 500 Вт на высоте полета 1000 м и 10000 м равна 180 км и 340 км, соответственно;

2) диапазон рабочих частот 150÷1799,5 кГц;

3) количество фиксированных рабочих частот 3300; интервал между соседними рабочими частотами 0,5 кГц;

4) время переключения частот системой настройки 4 с;

5) точность индикации курсового угла при полете к радиостанции не хуже $\pm 2^\circ$;

6) потребляемая электроэнергия: 27 В, 2 А, и 36 В, 400Гц, 1 А.

В комплект радиокompаса входят:

1) приемный блок, включающий в себя собственно приемник с одним преобразованием частоты и системой дистанционного управления и компасную часть, в том числе гониометр;

2) пульт управления, выпускаемый в двух вариантах. Основной пульт обеспечивает одновременную настройку компаса на любые его две рабочие частоты, каждая из которых может быть включена с помощью переключателя на два положения. Упрощенный пульт управления используется вместе с пультом предварительной настройки и обеспечивает включение одной из четырех частот, настроенных с пульта;

3) рамочная антенна, представлявшая собой плоский ферромагнитный прямоугольный сердечник, на котором имеются две обмотки. Плоскости витков этих обмоток взаимно-перпендикулярны, что создает две восьмерочные диаграммы в горизонтальной плоскости, сдвинутые на угол 90° .

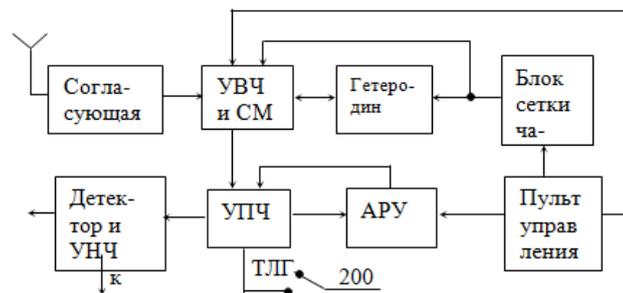
Свойство такой антенны определять угол прихода радиоволны проявляется только при соединении их с гониометром, расположенным в блоке приемника;

- 4) антенное согласующее устройство, предназначенное для согласования ненаправленной антенны с кабелем входа приемника;
- 5) указатели курсовых углов (сельсинного или синус-косинусного типа).

Структурная схема радиоконпаса АРК-15 приведена на рис. 13: а) - режим «АНТЕННА», б) - режим «КОМПАС».

В режиме «АНТЕННА» компас работает как супергетеродинный приемник амплитудно-модулированных сигналов с одним преобразованием частоты. Особенностью схемы является применение в УПЧ электромеханических фильтров, а в УВЧ фильтра сосредоточенной селекции, что улучшает избирательность приемника. Другой особенностью является отсутствие в системе настройки частоты электромеханических элементов. Для обеспечения настройки применяются варикапы, управляемые напряжением.

Блок сетки частот обеспечивает получение постоянного управляющего напряжения, величину которого можно изменять ступенями и тем самым изменять ступенями емкости варикапов и перестраивать колебательные контуры высокочастотного тракта приемника.



а) Структурная схема компаса в режиме АНТЕННА



б) Структурная схема компаса в режиме «КОМПАС»

Рисунок 13. Структурная схема АРК-15

Высокочастотный тракт имеет пять поддиапазонов, каждому из которых соответствует отдельный модуль. Конкретный модуль включается путем подачи на него питающего напряжения.

Для обеспечения стабильности настройки частота гетеродина стабилизируется одним кварцем. Для получения колебаний 3300 стабилизированных частот вместе с кварцем.

Для приема тонально не модулированных сигналов используется сигнал от выпрямителя частотой 800 Гц.

В режиме «КОМПАС» схема имеет следующую особенность. В качестве направленной антенны используется неповоротная антенна в виде двух обмоток (двух рамочных антенн), расположенных взаимно перпендикулярно, в сочетании с гониометром. Схема такой антенной системы показана на рис. 14. Гониометр состоит из трех катушек, две из которых неподвижны, расположены своими осями симметрии взаимно перпендикулярно в горизонтальной плоскости, а третья катушка расположена внутри их и может вращаться в этой же плоскости электродвигателем, питающимся с компасного выхода приемника. Каждая неподвижная катушка подключена к одной из рамочных антенн. Принцип работы такой системы состоит в следующем. Напряженность магнитного поля в каждой неподвижной катушке гониометра определяется напряжением с выхода соответствующей части витков рамочной антенны и оказывается пропорциональной синусу угла прихода радиоволны относительно нормали к плоскости витков. Из-за сдвига двух частей рамка по углу на 90° магнитные поля пропорциональны $\sin\alpha$ и $\sin(90^\circ+\alpha)$.

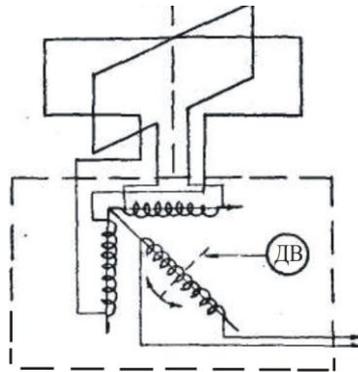


Рисунок 14. Принцип работы рамочных антенн с гониометром

Суммарное магнитное поле в гониометре определяется соотношением указанных составляющих, и его направления, поэтому определяется углом прихода радиоволны. Вращающаяся катушка дает максимальное выходное напряжение при расположении ее вдоль результирующего поля. Следовательно, вращая только подвижную катушку гониометра можно определять угол прихода радиоволны в рассматриваемой системе с неподвижной рамочной антенной.

Еще одной особенностью схемы является то, что электродвигатель гониометра, теперь исполняющий роль двигателя вращения рамочной антенны, питается непосредственно током генератора низкой частоты (135 Гц).

В режиме «РАМКА» компас особенностей не имеет. Следует иметь в виду только то, что производится ручное вращение катушки гониометра, а не рамочной антенны.

3.6 Автоматический УКВ радиокompас АРК-У2

Самолетный автоматический УКВ радиокompас АРК-У2 предназначен для пеленгования УКВ радиостанций, расположенных на земле или на летательных аппаратах. Он используется для обеспечения встречи самолетов в воздухе, для привода самолетов или вертолетов на аварийные УКВ радиомаяки, а также может применяться в качестве резервного средства с целью привода самолетов на аэродром посадки.

По устройству и принципу работы радиокompас аналогичен средневолновым автоматическим радиокompасам за исключением того, что в нем в качестве радиоприемника используется приемник штатной УКВ радиостанции летательного аппарата, в котором предусмотрена возможность подключения к нему УКВ радиокompаса. Возможно также использования специального УКВ приемника.

Основные характеристики компаса:

- 1) дальность действия при пеленговании наземной радиостанции на высоте полета 5000 м – 120 км;
- 2) диапазон рабочих частот 100÷150 МГц;
- 3) потребляемая электроэнергия: 27 В, 1,2 А и 115 В, 400 Гц, 1 А. .

Точность пеленгования с помощью УКВ радиокompаса в значительной степени зависит от типа летательного аппарата и места расположения антенного блока на нем, от частоты радиосигнала и курсового угла радиостанции. В результате радиодевиация имеет слабо выраженный систематический характер, и принцип автоматической компенсации девиации, как это имело место в средневолновых компасах, является не эффективным. Поэтому точность пеленгования УКВ радиокompаса оказывается недостаточной для решения основной навигационной задачи.

В комплект радиокompаса входят следующие блоки (рис. 15):

- 1) антенный блок;
- 2) антенный усилитель;
- 3) коммутационная коробка,
- 4) блок управляющей системы;
- 5) пульт управления.

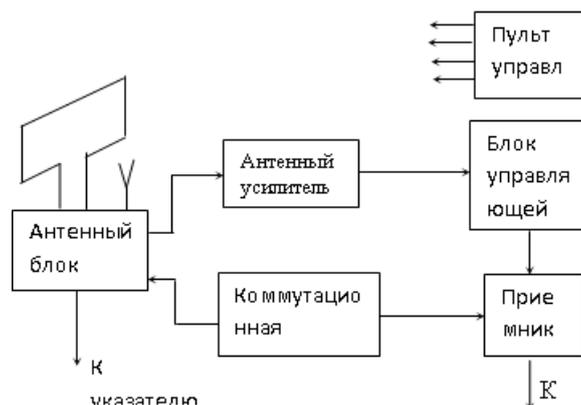


Рисунок 15. Структурная схема АРК-У-2

В состав антенного блока входят рамочная антенна, ненаправленная антенна, коммутатор фазы, электродвигатель вращения рамки и тахогенератор, компенсатор радиодeviации, сельсин-датчик и некоторые другие элементы.

Особенностью антенного блока является то, что в нем помещен коммутатор фазы сигнала рамочной антенны. Напряжение коммутации подводится от генератора, имеющего частоту 30 Гц и расположенного в блоке управляющей системы. Ненаправленная антенна выполнена конструктивно в виде полосок фольги, наклеенных на сердечник рамочной антенны.

Антенный усилитель выполнен на полупроводниковых приборах и усиливает коммутированный сигнал, сложенный с сигналом от ненаправленной антенны.

Коммутационная коробка служит для соединения частей компаса со штатным приемником. Блок управляющей системы предназначен для создания коммутирующего напряжения, а также для преобразования выходного сигнала приемника на частоте коммутации, несущего информацию о курсовом угле, в напряжении частотой 400 Гц, подаваемое на двигатель рамки.

На пульте управления кроме тумблера включения компаса расположен нажимной тумблер ручного вращения рамки влево-вправо и тумблер переключения величины чувствительности системы автоматического вращения рамки. Отдельного переключателя режимов работы радиокомпасов нет. Основной режим работы соответствует режиму «КОМПАС». Нажимной тумблер обеспечивает кратковременный перевод компаса в режим «РАМКА». Самостоятельного режима «АНТЕННА» нет, ему соответствует самостоятельная работа штатного приемника.

4 КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назначение прибора.
2. Как определить координаты самолета с помощью АРК.
3. По каким источникам сигналов и в каком диапазоне волн работает радиокомпас.
4. Пояснить принцип образования диаграмм направленности рамочной антенны.

5. Пояснить принцип формирования диаграмм направленности комбинированной антенной, применяемой в радиокompасе.

6. Назвать методы пеленгования при использовании направленной антенны, выделить метод, применяемый в АРК и пояснить особенности реализации его.

7. Пояснить принцип автоматического пеленгования, реализуемый в АРК.

8. Пояснить принцип ликвидации двузначности при пеленговании, который реализован в АРК.

9. В каких режимах работает АРК и что обеспечивает он в каждом режиме.

10. Пояснить принцип пеленгования с помощью неподвижной комбинированной антенны, которая используется в перспективных образцах АРК.

5 ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ

Лабораторная установка выполнена в двух вариантах: на базе компаса АРК-5 и на базе компасов АРК-11 и АРК-15. Первый вариант расположен на инженерном столе, второй – на штатном испытательном стенде, используемом ремонтными службами аэропортов. В состав установки кроме радиокompасов с устройствами индикации, управления и питания входят генераторы сигналов, имитирующие работу радиовещательных станций и приводных радиомаяков и осциллограф. На рис. 16 представлена структурная схема установки на базе прибора АРК-5.

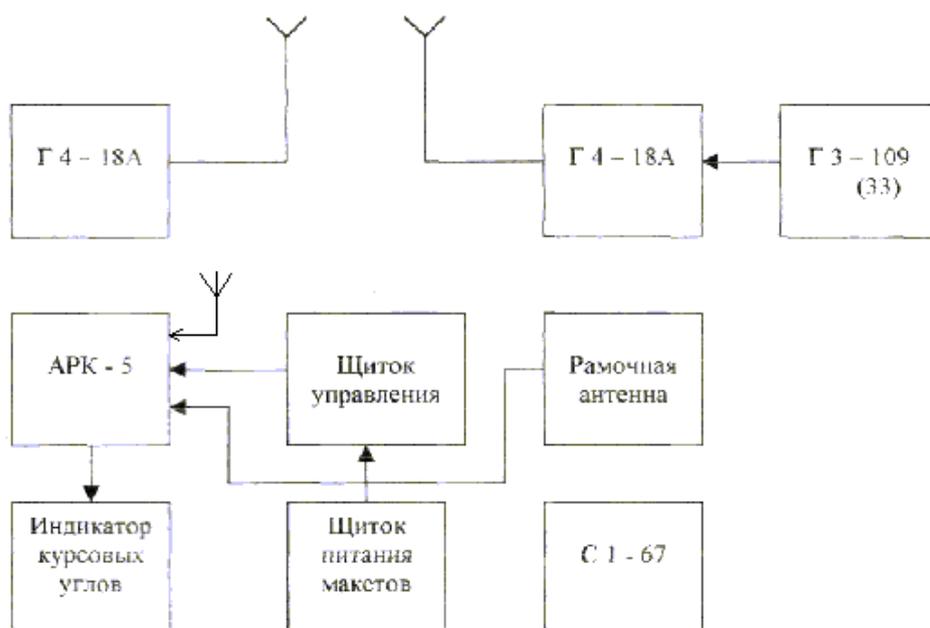


Рисунок 16. Схема лабораторной установки

Включение АРК-5 производится переключателям «РОД РАБОТЫ», имеющим следующие положения: ВЫКЛЮЧЕНО, КОМПАС, АНТЕННА, РАМКА.

Настройка АРК-5 на частоту источника сигнала осуществляется: грубо - переключателем диапазонов «150-310» - «310-640» - «640-1300», плавно - ручкой НАСТРОЙКА.

ВНИМАНИЕ! ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ДИАПАЗОНА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ «150-310» - «310-640» - «640-1300» ВЫПОЛНЯТЬ НЕ БОЛЕЕ ОДНОГО РАЗА В ТРИ МИНУТЫ

Громкость звучания регулируется ручкой ГРОМКОСТЬ.

В режиме «РАМКА» можно осуществить принудительное вращение рамочной антенны. Для этого нужно нажать на переключатель РАМКА и повернуть его влево (Л) или вправо (П).

Настройка на источник сигнала производится на слух, либо по индикатору настройки.

6 ВЫПОЛНЕНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

1. Включить питание установки тремя тумблерами: «220», «115», «25» на правом щитке лабораторного макета.

2. Включить АРК-5, установив переключатель рода работ на щитке управления в положение КОМПАС.

3. Настроиться на радиовещательную станцию на любом из поддиапазонов, измерить её пеленг и ошибку пеленгования.

3.1. В положении КОМПАС измерить пеленг радиостанции.

3.2 Переключатель рода работ установить в положение РАМКА.

3.3. Переключателем РАМКА отвести рамку влево или вправо на 90-120 градусов.

3.4. Установить переключатель рода работ в положение КОМПАС, измерить пеленг радиостанции.

3.5. Повторить пункты 3.1.- 3.4. десять раз и записать результаты пеленгования

3.6. Рассчитать среднее значение и дисперсию ошибки измерения пеленга по формулам:

$$\alpha_{\text{ср}} = \left(\frac{1}{10}\right) \cdot \sum_{i=1}^{10} \alpha_{\text{ср}} \quad (\Delta\alpha)^2 = \left(\frac{1}{10}\right) \cdot \sum_{i=1}^{10} (\alpha_i - \alpha_{\text{ср}})^2$$

4. Определить зависимость ошибки пеленгования от отношения сигнал / помеха.

4.1. Включить генераторы Г4-18 и настроить их на частоту 600 кГц.

4.2. Установить ручками «Выход» уровень выходного сигнала 300 мВ.

4.3. Установить в генераторах внутреннюю АМ с уровнем 75%.

4.4. Настроить АРК на частоту 600 кГц.

4.5. Путем подстройки несущей частоты генераторов Г4-18 добиться слышимости на АРК модулирующих частот 400 или 1000 Гц.

Операция выполняется последовательно для обоих генераторов с выключением одного из них тумблером «Ген. ВЧ».

4.6. Изменением уровня выходных сигналов генераторов Г4-18 установить одинаковые сигналы на выходе АРК. Операция выполняется последовательно, контроль уровня сигнала ведется по осциллографу.

4.7. Выключить генераторы тумблерами «Ген. ВЧ».

4.8. Считать правый генератор Г4-18 источником сигнала, а левый генератор Г4-18 - источником помехи.

4.9. Включить генератор сигнала тумблером «Ген. ВЧ» и определить пеленг источника сигнала. Генератор сигнала выключить тумблером «Ген. ВЧ».

4.10. Включить генератор помехи, определить пеленг источника помех. Выключить генератор.

4.11. Включив оба генератора и изменяя уровень сигнала генератора помехи ступенями переключателя ВЫХОД, снять зависимость отношения сигнал / помехи на точность пеленгования, заполнив таблицу 1.

Таблица 1.

$U_1 = \text{const}$							
U_2 (мВ)							
α , град.							
U_1/U_2 дБ							
$\Delta\alpha$, град.							

5. Определить зависимость ошибки пеленгования от отношения сигнал/помеха при расстроенной помехе.

5.1. Включив генератор сигнала и помехи в положение ВНЕШ. МОДУЛЯЦИЯ расстроить генератор помехи на небольшую величину. Грубо величину расстройки определяют по высоте сигнала биений, слышимых через динамик АРК-5, точно - по осциллографу.

5.2. Снять зависимость ошибки пеленгования от отношения сигнал/помеха при расстройке помехи на 1 кГц, 3 кГц, заполнив таблицы 2 и 3 по форме таблицы 1..

5.3. Выключить АРК-5 и генераторы Г4-18..

6. Выключить питание лабораторной установки тумблерами «220», «115», «25» на щитке питания.

7 СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

1. Титульный лист.

2. Введение.

Показать состояние технической проблемы при разработке и эксплуатации АРК.

3. Описание лабораторной установки и методики эксперимента.

Привести функциональную схему лабораторной установки, метод измерения, используемый в данной работе.

4. Основные расчетные формулы.

Привести только те расчетные формулы, которые будут использованы при обработке экспериментальных данных.

5. Результаты эксперимента и их анализ.

Изложить последовательно содержание выполняемой работы, предварительные расчеты, результаты экспериментов и их анализ. Раздел завершить сопоставлением полученных данных с теоретическими.

Представить следующие результаты эксперимента: точность пеленгования (пункт 3.6); таблицы №№ 1, 2, 3; графики, построенные по таблицам №№ 1, 2, 3 на одном рисунке.

Здесь же привести примерный ход теоретической ошибки пеленгования от отношения сигнал/помеха при одинаковых частотах сигнала и помехи

6. Выводы.

Выводы могут состоять из следующих пунктов: объяснение характера полученных зависимостей на основе физических представлений о явлении (пункт 5.3), анализ ценности полученных результатов, возможные причины расхождения теоретических и практических результатов (пункт 5.3).

8 РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Белавин О.В. Основы радионавигации. - М.: Сов. радио, 1977. - 291 с.
2. Дудко Б.П. Радионавигация: Учебное пособие. – Томск: ТУСУР, 2003. – 159 с.
3. Бондарчук И.Е. Летняя эксплуатация навигационного оборудования самолетов. -М.: Транспорт. 1978. – 270 с.
4. Авиационный автоматический радиокompас типа АРК-5. Краткое описание и инструкция по эксплуатации.
5. Техническое описание средневолновых автоматических радиокompасов типа АРК-10 и АРК-11.
6. Автоматический радиокompас АРК-15. Техническое описание и инструкция по эксплуатации.

Лабораторная работа № 3.

Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2

Целью настоящей работы является ознакомление с назначением и принципом действия радиотехнической системы ближней навигации РСБН-2, а также знакомство с работой системы и ее основных блоков в различных режимах.

1 НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМЫ

Радиотехническая система РСБН-2 является универсальной системой ближней аэронавигации и посадки. Система РСБН-2 предназначена для обеспечения с высокой степенью точности в сложных метеоусловиях:

- а) непрерывного указания летчику местоположения самолета относительно наземного радиомаяка РСБН-2;
- б) привода самолета в любую заданную точку с указанием момента подхода к точке и момента её пролета;
- в) указания летчику курса посадки, глиссады планирования, а также траектории пробивания облачности;
- г) наземного наблюдения, определения координат и опознавания самолетов, а также обеспечения УКВ радиосвязи с ними.

Система РСБН-2 позволяет производить, с использованием нуля-индикатора, следующие маневры в зоне ее действия:

- а) полет по любому прямолинейному маршруту;
- б) полет по любой орбите;
- в) плавный вывод самолета на линию заданного пути;
- г) снижение при пробивании облачности по заданной для данного типа самолета траектории;
- д) заход на посадку и вывод самолета на ВПП по курсу посадки и глиссаде планирования.

2 КОМПЛЕКТ ОБОРУДОВАНИЯ

Система РСБН-2 состоит из наземного и самолетного оборудования.

Наземное оборудование (рис. 1) включает следующие устройства.

1. Передатчик азимутальных сигналов (П-200м), который работает в режиме непрерывной генерации на антенну направленного действия, используется при работе РСБН-2 для определения азимута самолета на самолете и на земле. Антенна стабильно вращается по азимуту со скоростью 100 об/мин и создает двухлепестковую диаграмму направленности, узкую в горизонтальной и широкую в вертикальной плоскостях. На валу антенны жестко укреплены четыре диска с электромагнитными вставками, которые при вращении

антенны создают первичные импульсы, необходимые для управления режимами работы РСБН-2.

2. Передатчик опорных азимутальных сигналов "35" и "36" (П-20А) работает в импульсном режиме на антенну ненаправленного действия и предназначен для определения азимута самолета на самолете.

3. Передатчик-ретранслятор дальности (П-20Д) работает в импульсном режиме на антенну ненаправленного действия, служит для передачи ответных и запросных сигналов и используется для определения дальности самолета на самолете и координат самолета на земле на индикаторе кругового обзора.

4. Наземное приёмное устройство (НПУ) предназначено для усиления, преобразования и декодирования принимаемых сигналов от самолетного запросчика дальности (СЗД). Запросные сигналы от СЗД после преобразования подаются на запуск передатчика П-20Д, ответные сигналы поступают на индикатор кругового обзора для определения координат самолета.

5. Индикатор кругового обзора (ИКО) предназначен для получения радиолокационного изображения воздушного пространства в зоне действия системы, определения координат самолетов и индивидуального опознавания.

6. Радиостанция связи.

7. Контрольно-измерительная аппаратура.

Самолетное оборудование (рис. 2) включает следующие устройства.

1. Самолетный приемник азимута и дальности (СПАД-2).

2. Самолетный запросчик дальности (СЗД).

3. Блок дальности (БД).

4. Блок измерения азимута (БИА).

5. Прямопоказывающие приборы дальности и азимута ППДАШ (штурмана) в ППДАП (пилота).

6. Комбинированный пилотажный прибор (КПП).

7. Щиток управления штурмана (ЩУ).

8. Щиток управления пилота (ЩП).

9. Блок управления счетно-решающим прибором (БУ СРП).

10. Счетно-решающий прибор (СРП).

3 ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО - ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

1. Самолетный передатчик и НПУ работают в диапазоне $772 \div 808$ МГц и имеют 20 фиксированных частот. Самолетный приемник и наземные передатчики работают в диапазоне $905 \div 966,9$ МГц и имеют 10 фиксированных частот. Каждая рабочая частота может быть закодирована 4 кодами. Следовательно, система РСБН-2 имеет 40 каналов.

2. Система работает на дальностях: при высоте полета 5000 м - до 250 км, при высоте полета 12000 м - до 390 км.

3. Точность определения координат на самолете:

по дальности ± 200 м,

по азимуту $\pm 0,25^\circ$.

4. Точность определения координат самолетов на наземном индикаторе: по дальности ± 2 км, по азимуту $\pm 1^\circ$.

5. Пропускная способность системы 100 самолетов.

4 ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ

В системе РСБН-2 используется полярная система координат. Положение самолета определяется двумя координатами: дальностью до известной точки на земле, где располагаются радиомаяки системы, и азимутом относительно северного меридиана, проходящего через точку расположения радиомаяков РСБН-2.

4.1 Измерение дальности на самолете

Дальность определяется измерением суммарного времени распространения запросного сигнала с самолета на землю и ответного с земли на самолет.

Принцип работы системы РСБН-2 (рис. 3) в режиме измерения дальности заключается в следующем. Бортовая измерительная схема блока дальности формирует сигнал для запуска самолетного запросчика дальности (СЗД). СЗД вырабатывает запросный сигнал в виде 2-х радиоимпульсов с заданным кодовым расстоянием между ними и излучает их с помощью ненаправленной антенны. Наземное приемное устройство эти сигналы принимает, усиливает, детектирует и декодирует. Полученные на выходе НПУ видеоимпульсы поступают на запуск передатчика П-20Д, который вырабатывает ответные кодовые радиоимпульсы и излучает их ненаправленной антенной.

Самолетный приемник СПАД-2 принимает ответные сигналы, усиливает, декодирует и вырабатывает видеоимпульс, который подается в блок дальности.

В блоке дальности автоматически измеряется промежуток времени между моментом посылки запросного импульса и моментом приема ответного. Измеренное время преобразуется в показания прибора радиодальномера ППДА (непосредственно в километрах), что соответствует расстоянию самолета до наземного радиомаяка РСБН-2.

4.2 Измерение азимута самолета на самолете

Азимут самолета на самолете определяется путем измерения временного интервала между начальным временем отсчета, одинаковым для всех самолетов, находящихся в зоне действия радиомаяка РСБН-2, и моментом приёма азимутального сигнала на каждом из самолетов.

Для задания начала отсчета (рис. 4) на валу антенны направленного действия передатчика П-200м жестко укреплены диски, которые вращаются вместе с антенной со скоростью 100 об/мин. На одном диске размещено 35

электромагнитных вставок, на втором - 36. С помощью вставок формируются первичные импульсы, условно названные опорными импульсами "35" и "36", причем диски устанавливаются так, что когда антенна направлена на север, опорные импульсы "35" и "36" совпадают во времени. Это совпадение называется северным и служит началом отсчета. Опорные импульсы "35" и "36", снимаемые с дисков, поступают в передатчик П-20А, который излучает их с помощью всенаправленной антенны. Излученные импульсы "35" и "36" принимаются приемником СПАД-2, усиливаются и подаются в блок измерения азимута, где из них выделяется импульс северного совпадения.

Вращающаяся направленная антенна передатчика П-200м имеет узкую двухлепестковую диаграмму в горизонтальной плоскости и широкую в вертикальной (рис. 11). Когда эта антенна вращается и облучает самолет, в самолетном приемнике появляется сигнал двойной колокольной формы, называемый азимутальным сигналом. Из азимутального сигнала формируется азимутальный импульс, который, как и опорные импульсы "35" и "36", поступает в блок измерения азимута (БИА). В БИА измеряется временной интервал между импульсом северного совпадения и азимутальным импульсом, который пропорционален азимуту самолета относительно северного направления истинного меридиана, проходящего через место установки радиомаяка РСБН-2.

Азимут в градусах отсчитывается по шкале прибора ППДА.

4.3 Определение дальности и азимута в наземной аппаратуре

Координаты самолетов на наземном индикаторном устройстве определяются по методу радиолокации с активным ответом. Сущность его заключается в следующем (рис. 1). Передатчик П-20Д излучает запросный сигнал в виде трех импульсных посылок. Одновременно на ИКО запускается развертка, вращающаяся синхронно с антенной передатчика П-200м. Запросные сигналы принимаются приемниками всех самолетов, находящихся в зоне действия наземного радиомаяка, но ответ будет только тогда, когда в приёмнике СПАД-2 самолета сформируется азимутальный импульс, т.е. тогда, когда на данный самолет направлены антенны передатчика П-200М.

Принятый наземным приемным устройством ответный сигнал (в виде трех импульсных посылок) усиливается, преобразуется, декодируется и подается на ИКО, где просматривается в виде яркостной отметки. Расстояние отметки до центра экрана дает дальность, а угловое положение - азимут самолета.

5 РАБОТА БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ПРИ ИЗМЕРЕНИИ ДАЛЬНОСТИ

В качестве измерителя дальности используется импульсный автоматический радиодальномер (рис. 5).

Автоматический дальномер, кроме приемо-передающей части содержит схему слежения и схему поиска и захвата, которые обеспечивают работу в двух режимах: режиме поиска и режиме сопровождения. Основными элементами автодальномера являются временной различитель и схема переменной задержки поискового импульса.

Измерению дальности предшествует режим поиска. В этом режиме на управляющую обмотку мотора управления схемой переменной задержки подается напряжение с постоянной амплитудой и фазой. Мотор вращает ось потенциометра схемы переменной задержки, что приводит к изменению задержки поискового импульса от нулевой дальности до максимальной. Как только поисковый импульс совпадет во времени с ответным, реле захвата переключает схему в режим слежения. От управляющей обмотки мотора отключается напряжение постоянной амплитуды, и подключается напряжение с выхода временного различителя. Амплитуда этого напряжения пропорциональна величине рассогласования импульсов, фаза (0 или 180°) соответствует направлению рассогласования. Временной различитель обеспечивает точное совмещение центра ответного импульса с центром стробов. Дальность будет определяться угловым положением оси потенциометра схемы переменной задержки.

Структурная схема блока дальности приведена на рис. 6.

Для обеспечения измерения больших дальностей с высокой точностью схема переменной задержки имеет два канала: грубый и точный. В грубом канале задержка осуществляется фантастрономом, а в точном - фазовращателем. Совмещение каналов происходит в первом каскаде совпадения.

Угловые положения оси потенциометра и ротора фазовращателя, которые соответствуют величине дальности, передаются на счетчик прямопоказывающего прибора дальности и азимута (ППДА) с помощью синхронно-следящего контура, имеющего грубый и точный каналы.

Основным элементом, обеспечивающим высокую точность измерения дальности, является опорный генератор синусоидальных колебаний (ЗГ) с частотой 15 кГц, стабилизированный кварцем. Колебания ЗГ подаются на вход 1-го формирующего каскада, где происходит формирование импульсов длительностью около 2 мкс (рис. 7, диагр. 1, 2). Последние поступают на вход делителя частоты с нестабильным коэффициентом деления (около 1:500 в режиме слежения и 1:150 в режиме поиска). Следовательно, частота следования выходных импульсов составляет около 100 Гц в режиме поиска и 30 Гц в режиме слежения. Нестабильный коэффициент деления необходим для исключения влияния на схему ответных сигналов других самолетов. При нестабильном коэффициенте деления частота запросных импульсов будет во времени хаотически изменяться по-разному на каждом самолете, что исключит возможность слежения за ответными импульсами чужого самолета.

Сформулированные прямоугольные импульсы длительностью 1 мкс (рис. 7, диагр. 3) подаются в передатчик для излучения на землю, а также на запуск фантастроного генератора. Импульсы фантастроного генератора (рис. 7, диагр. 4) дифференцируются, усиливаются и запускают генератор се-

лекторного импульса, который выдает строб в 60 мкс (рис. 7, диагр. 5). Этот строб подается на первый каскад совпадения, куда одновременно со второго формирующего каскада поступают импульсы остроугольной формы, сформированные из сдвинутого во времени (сдвиг осуществляется фазовращателем точного канала) синусоидального опорного напряжения. На выходе первого каскада совпадения получается импульс отрицательной полярности, который запускает генератор поискового импульса.

В режиме поиска на управляющую обмотку мотора М1 подается напряжение постоянной амплитуды и фазы, который через редукторы вращает ось потенциометра фантастрона и ротор фазовращателя. По точному каналу за один оборот оси фазовращателя задержка осуществляется в пределах 0 - 66 мкс, а фантастрон грубого канала обеспечивает задержку от 140 мкс до 3 мс. За один оборот оси потенциометра грубого канала ротор фазовращателя совершит 45 оборотов. Благодаря изменению задержки по точному и грубому каналам поисковый импульс плавно перемещается по всему диапазону дальности.

Генератор поискового импульса вырабатывает строб положительной полярности длительностью 30 мкс. Этот строб подается на второй каскад совпадения, куда одновременно приходит задержанный во времени относительно запросного импульса ответный сигнал о самолетного приёмника. При их совпадении на выходе каскада совпадения образуется двухполярный импульс, положительная часть которого используется в счетнозапоминающем каскаде, а отрицательная подается на вход фазоимпульсного детектора, для временного сравнения с фазой опорного напряжения. Фаза опорного напряжения, в свою очередь, определяется угловым положением оси фазовращателя.

При несовпадении действительного расстояния с измеренным на выходе фазоимпульсного детектора будет образовываться два полуимпульса разной амплитуды. Разность этих амплитуд представляет собой сигнал рассогласования (ошибки).

Накопительные каскады, куда поступают сигналы ошибки, служат для преобразования импульсных сигналов в постоянное напряжение сигнала ошибки того или иного знака. Это напряжение поступает на преобразовательный каскад и преобразуется в напряжение переменного тока с частотой 400 Гц. Фаза этого напряжения меняется на 180° в зависимости от знака ошибки. Для обеспечения достаточного запаса по мощности это напряжение поступает на выходной усилитель и затем на двухфазовый мотор типа ДИД-0,5. Ось мотора посредством редукторного механизма механически связана с осью фазовращателя и осью потенциометра, управляющего задержкой фантастрона.

Таким образом, мотор вращается в ту или другую сторону, изменяя, соответственно, как задержку фантастрона, так и сдвиг фазы опорного синусоидального напряжения до тех пор, пока разность амплитуд выходных импульсов с фазоимпульсного детектора не будет сведена к нулю.

При совпадении во времени импульса ответа и поискового импульса, как уже говорилось выше, вырабатывается сигнальный импульс, положительная часть которого поступает на счетнозапоминающий каскад. При последовательном совпадении, импульса ответа с поисковым импульсом не менее 10 - 12 раз срабатывают реле Р2 и цепь следящей системы замыкается. При этом от мотора отключается неизменное напряжение 400 Гц, на накопительный каскад поступают сигналы ошибки с выхода фазоимпульсного детектора, и схема измерения работает в режиме слежения.

Реле Р2 управляет электромагнитом ЭМ, который переключает коэффициент редукции от мотора до точной оси, т.е. до оси фазовращателя. Коэффициент редукции редуктора - переменный и в режиме поиска равен 100:1, а в режиме слежения - 1200:1. Уменьшение коэффициента редукции в режиме поиска необходимо для сокращения времени поиска по диапазону дальности, которое составляет 17 - 20 с на один диапазон. Кроме того, группой реле производится переключение коэффициента деления делителя, обеспечивающего частоту повторения в режиме поиска около 100 Гц, а в режиме слежения - около 30 Гц.

Повышение частоты повторения импульсов в режиме поиска необходимо для обеспечения заданной скорости поиска, так как при более низкой частоте повторения импульсов, поисковым импульсом не будет "захвачено" 10 - 12 ответных сигналов и счетнозапоминающий каскад не сможет обеспечить переход схемы измерения в режим слежения. При работе схемы в режиме слежения нет необходимости иметь высокую частоту повторения, и она снижается до 30 Гц, тем самым уменьшается нагрузка передатчиков и создается меньшее количество помех от других самолетов, работающих одновременно с данным наземным маяком.

Указание дальности в ППДАШ и ППДАП производится счетчиками барабанного типа, управляемыми синхронно-следящим (сельсинным) приводом. В целях повышения точности синхронно-следящая система имеет грубый и точный каналы с передаточным отношением между ними равными 1:25.

Сельсины-датчики БС (бесконтактные сельсины) грубого и точного канала дальномерной схемы связаны с соответствующими сельсинами-приёмниками в приборах ППДАШ и ППДАП, которые работают в трансформаторном режиме. Снимаемые сигналы рассогласования поступают на усилитель ППДА и после соответствующего усиления и преобразования подаются на управляющую обмотку двигателя. Последний, отработывая, вращает барабаны счетчика и оси сельсинов до тех пор, пока выходное напряжение рассогласования не будет равно нулю. В этом случае роторы сельсинов приемников займут положения, одинаковые с роторами сельсинов-датчиков, а показания счетчика будут соответствовать измеренной дальности. Отработка начинается при переходе схемы измерения дальности в режим слежения.

6 РАБОТА СИСТЕМЫ ПРИ ИЗМЕРЕНИИ АЗИМУТА НА БОРТУ САМОЛЁТА

Измерение азимута на самолете сводится к определению временного интервала между принятым на борту импульсом северного совпадения и азимутальным импульсом (см. п. 4.2). Измеритель временного интервала в данной системе настроен по компенсационному принципу. Упрощенная структурная схема измерителя приведена на рис.8. Импульс северного совпадения (рис. 8) с помощью временного модулятора задерживается на время $t_{\text{фв}}$, равное времени отставания азимутального импульса t_y - тем самым компенсируется отставание азимутального импульса $U_{\text{аз}}$. Временной модулятор представляет собой сочетание фазовращателя с каскадом формирования импульсов. На фазовращатель подается синусоидальное напряжение, получаемое выделением первой гармоники спектра импульсов северного совпадения $U_{\text{сс}}$. При изменении фазы (повороте ротора фазовращателя) характерные точки синусоидального напряжения (например, точки перехода синусоиды через нуль) смещаются по оси времени, причем смещение пропорционально углу поворота ротора фазовращателя. Смещенные импульсы северного совпадения $U_{\text{сс}}$ подаются на временной дискриминатор, определяющий степень их совпадения с принимаемым азимутальным импульсом $U_{\text{аз}}$. Временной дискриминатор состоит из генератора линейно нарастающего напряжения, который запускается первым из этих импульсов, а останавливается вторым. Пиковый детектор выделяет напряжение $U_{\text{пд}}$, равное величине линейно нарастающего напряжения в момент остановки генератора. В схеме вычитания напряжение пикового детектора $U_{\text{пд}}$ сравнивается с постоянным напряжением U_0 . Такое сравнение позволяет получить сигнал $\Delta U_{\text{пд}}$, полярность которого зависит от соотношения напряжения пикового детектора и опорного U_0 . Таким образом, временной дискриминатор вырабатывает напряжение пропорциональное разности времени прихода задержанных импульсов северного совпадения и азимутальных. Напряжение временного дискриминатора управляет электродвигателем привода ротора фазовращателя. Замкнутая система измерения времени приходит в состояние равновесия при $U_{\text{пд}} = U_0$, т.е. при $t_{\text{фв}} = t_y + t_{\text{ост}}$ или $U_{\text{фв}} = \varphi_y + \varphi_{\text{ост}}$, где $t_{\text{ост}}$ - фиксированное рассогласование, обусловленное наличием U_0 . Постоянное остаточное рассогласование по фазе $\varphi_{\text{ост}}$ учитывается при калибровке измерителя. В данной схеме угол поворота ротора фазовращателя пропорционален азимуту.

Функциональная схема измерителя азимута приведена на рис. 9. Схема усложнилась из-за наличия двух режимов: режима поиска (грубого определения азимута с точностью до десятиградусного интервала) и режима сопровождения (точное определение азимута). Работу схемы поясняют эпюры, представленные на рис. 10. Из азимутального сигнала (рис. 9, точка 1 и рис. 12) во входном преобразователе формируется азимутальный импульс, перед-

ний фронт которого соответствует моменту прохождения минимума двойного колоколообразного импульса (рис. 9, точка 2). Опорные импульсы "36" преобразуются в синусоидальное напряжение с частотой 60 Гц (рис. 9, точка 4) и подается на фазовращатели грубого и точного каналов.

Сигнал начала отсчета на борту самолета получится с помощью фазового детектора, на вход которого подаются сигналы "35" и "36" (рис.9, точки 2,3), а на выходе образуется разностная частота $F_{вр} = F_{36} - F_{35}$, равная частоте вращения наземной азимутальной антенны 1,66 Гц (рис. 9, точка 5). Синусоидальное напряжение $F_{вр} = 1,66$ Гц усиливается, ограничивается и запускает генератор узкого строба. Так как сигнал "36" поступает на фазовый детектор после фазовращателя, где получается фазовый сдвиг $\varphi_{ост}$, то этот фазовый сдвиг окажется перенесенным и на выходной сигнал детектора на частоте $F_{вр}$:

$$\begin{aligned} U_{фд} &= k \cdot \frac{U_1 \cdot U_2}{2} \cdot \cos(\Omega_{36} \cdot t + \varphi_{\Gamma} - \Omega_{35} \cdot t) = \\ &= k \cdot \frac{U_1 \cdot U_2}{2} \cdot \cos(\Omega_{вр} \cdot t + \varphi_{\Gamma}) \end{aligned}$$

Таким образом, сигнал на выходе фазового детектора сдвинут во времени на величину, пропорциональную углу поворота ротора фазовращателя, а скорость изменения величины задержки связана со скоростью вращения оси фазовращателя следующим образом:

$$V_{\Gamma} = \frac{\Omega_{фвг}}{\Omega_{вр}}$$

где $\Omega_{фвг}$ - частота вращения ротора фазовращателя грубого канала.

Генератор узкого строба прекращает работу по поступлении импульса с формирователя (рис. 9, точка 6), напряжение на который подается с точного фазовращателя. Ротор последнего вращается в 36 раз быстрее, чем фазовращатель грубого канала, поэтому импульсы формирующего каскада смещаются по оси времени с той же скоростью, что и синусоидальное напряжение на выходе интегратора (рис. 9, точка 5):

$$V_{\Gamma} = \frac{\Omega_{фвг}}{\Omega_{36}}$$

где $\Omega_{фвг}$ - частота вращения ротора фазовращателя точного канала.

Поскольку $\Omega_{36} = 36 \cdot \Omega_{вр}$ и $\Omega_{фвг} = 36 \cdot \Omega_{фвг}$, то

$$V_{\Gamma} = \frac{36 \cdot \Omega_{фвг}}{36 \cdot \Omega_{вр}} = \frac{\Omega_{фвг}}{\Omega_{вр}}$$

Ввиду равенства скоростей V_{Γ} и V_{Γ} срыв колебаний генератора узкого строба обеспечивается всегда одним и тем же импульсом (рис. 9, точка 6), поэтому узкий строб имеет постоянную длительность, соответствующую $3,5^{\circ}$. При работе электродвигателя, вращающего фазовращатель, узкий строб перемещается по временной оси и осуществляет поиск азимутального им-

пульса. Импульс узкого строба (рис. 9, точка 7) поступает на каскад совпадения, куда подается также импульс со старт-стопного генератора (рис. 9, точка 9). Последний в режиме слежения запускается азимутальным импульсом (рис. 9, точка 2) и срывается импульсом "36" (рис. 9, точка 6), а в режиме "поиск" формирует импульс максимальной длительности 7,5 мс ($4,5^\circ$), для которого напряжение на выходе пикового детектора равно $2U_0$. Узкий строб (рис. 9, точка 7) запускает генератор широкого строб-импульса (рис. 9, точка 8). Последний предназначен для ускорения поиска за счет поиска по кратчайшему расстоянию. Если азимутальный импульс не совпадает с широким стробом (ситуация *a*, рис. 10), то при поступлении азимутального импульса срабатывает старт-стопный генератор (ССГ), который формирует импульс постоянной длительности, соответствующий $4,5^\circ$. С помощью этого импульса получается сигнал ошибки, равный $U_{\text{ош}} = U_{\text{нд}} - U_0 = U_0$, ($U_{\text{нд}} = 2U_0$). Двигатель, на который подается напряжение с частотой 400 Гц определенной фазы, вращает роторы фазовращателей, вызывая смещение импульсов по временной оси в направлении, указанном стрелкой (рис. 10). Измеритель переходит в режим сопровождения при совпадении импульса ССГ (а, следовательно, и азимутального импульса) с узким стробом в момент, когда каскад совпадения вырабатывает напряжение, от которого срабатывает реле переключения режимов. Если азимутальный импульс совпадает с широким стробом (ситуация *б*, рис. 10), то так как последний запирает ССГ, $U_{\text{нд}} = 0$, сигнал ошибки равен $U_{\text{ош}} = -U_0$. Фаза напряжения с частотой 400 Гц изменится на противоположную, и узкий строб-импульс смещается в направлении, обратном показанному на рис. 10. Поиск прекращается, когда широкий строб выйдет за пределы действия азимутального импульса. В этот момент срабатывает генератор ССГ и реле переключения режимов.

В режиме сопровождения длительность импульса ССГ зависит от временного рассогласования азимутального импульса и ближайшего к нему импульса последовательности "36", поступающего с формирующего каскада; поэтому напряжение пикового детектора будет меньше $2U_0$. В установившемся режиме при неизменном азимуте сопровождение прекращается, когда это напряжение равно U_0 . Очевидно, что при этом имеется остаточное рассогласование, равное $2,25^\circ$, которое учитывается при градуировке измерителя. Для повышения точности сопровождения в режиме слежения уменьшают частоту вращения роторов фазовращателей. Информация на прибор, показывающий дальность и азимут ППДА, выдается в аналоговой форме с помощью сельсинной передачи.

7 РАБОТА СИСТЕМЫ ПРИ ИНСТРУМЕНТАЛЬНОЙ ПОСАДКЕ

Инструментальная посадка самолета, оборудованного аппаратурой системы РСЕН-2, производится с помощью наземных курсового и глиссидного радиомаяков. Маневр посадки разбивается на два этапа и, соответственно, на два режима работы самолетной аппаратуры.

Первый этап - снижение самолета с больших высот (пробивание облачности) по заданной программе.

Второй этап - вывод самолета в начало взлетно-посадочной полосы. Индикация линии снижения обеспечивается указанием глиссады снижения и курса выхода самолета в район аэродрома. Для осуществления снижения с переменным углом наклона траектории на различных участках полета напряжение с функционального потенциометра, задающего программу снижения, и напряжение, снимаемое с барометрического датчика высоты, подаются противоположно на глиссадную систему нульприбора типа КПП. Ось движка потенциометра жестко связана с 250-километровой осью редукционного механизма блока измерения дальности. Следовательно, угол поворота оси потенциометра пропорционален дальности самолета до наземного ретранслятора. Функция потенциометра, т.е. зависимость снимаемого с него напряжения от угла поворота оси, выбрана таким образом, что при равенстве этого напряжения напряжению, снимаемому с барометрического датчика высоты, самолет находится на заданной глиссаде снижения.

Необходимый курс при пробивании облачности может быть задан либо с использованием азимутальной части системы, либо по специальным курсовым сигналам наземных средств посадки.

Второй этап заключается в указании курса посадки и глиссады планирования самолета. Переключение аппаратуры в режим, соответствующий этому этапу посадки, происходит автоматически на расстоянии 15 км от начала взлетно-посадочной полосы.

Диаграмма направленности в горизонтальной плоскости для курсового маяка представляет собой два переключающихся лепестка, излучаемых поочередно с частотой коммутации 10 Гц и имеющих частоты модуляции 1300 и 2100 Гц. Равносигнальная зона, образованная в результате пересечения лепестков, является заданной линией пути.

Принцип работы самолетной аппаратуры при этом заключается в сравнении величин сигналов от лепестков и получении в результате этого сравнения разности сигналов, соответствующей превышению величины напряженности поля одного лепестка над таковой второго лепестка в данной точке плоскости сечения диаграммы направленности маяка, т.е. в точке нахождения самолета. Величина разности определяет степень уклонения самолета от заданной линии пути, полярность разности указывает направление доворота (вправо или влево).

Рассмотрим прохождение сигнала курсового маяка (рис. 13). Принятые приемной антенной радиоимпульсы типа "меандр" с частотой следования 1300 и 2100 Гц через фидерную систему поступают на смеситель приемного устройства СПАД-2, преобразуются, усиливаются в УПЧ азимута и затем детектируются. Видеоимпульсы с детектора подаются на двухкаскадный усилитель низкой частоты, находящейся в блоке ФАИ и используемый при измерении азимута для усиления азимутального сигнала. Далее усиленный сигнал через катодный повторитель подается на систему из двух LC - фильтров, где происходит разделение частот модуляции 1300 и 2100 Гц, соответ-

ствующих частотам лепестков диаграммы направленности маяка. После разделения сигналы поступают на два выпрямителя, где они превращаются в постоянные напряжения, пропорциональные амплитудам входных сигналов. Разностный ток поступает на питание отклоняющей системы курсовой части индикатора КПП. Отклонение стрелки указывает направление доворота самолета для выхода на заданный курс. Суммарный ток обеих частот модуляции питает аварийный бленкер. Последний срабатывает как от суммы токов, так и от тока каждой из частот модуляции в отдельности.

При указании глиссады планирования используется излучение глиссадного наземного маяка, работающего на частоте дальномерного канала. Диаграмма направленности его, также как и курсового маяка, представляет собой два пересекающихся лепестка, однако в вертикальной плоскости. Излучение лепестков коммутируется с частотой 10 Гц. Частоты модуляции их 1300 и 2100 Гц.

Глиссадный радиосигнал, принятый антенной через общую фидерную систему и смеситель приемного устройства СПАД-2, поступает на вход УПЧД, усиливается, детектируется и подается на блок П. Последний представляет собой двухкаскадный усилитель низкой частоты с эффективно действующей системой АРУ и катодным повторителем на его выходе. Усиленный по напряжению и мощности глиссадный видеосигнал поступает на систему LC-фильтров, выпрямители, балансную схему и глиссадную отклоняющую систему индикатора КПП. Указанные выходные цепи глиссадного канала идентичны таковым курсового канала.

8 РАБОТА СИСТЕМЫ ПРИ САМОЛЕТОВОЖДЕНИИ ПО ПРОИЗВОЛЬНОМУ АЗИМУТУ

При вождении самолета по произвольному азимуту применяется нуль-вождение по нуль-индикатору. На нуль-индикатор (КПП) подается сигнал рассогласования, полученный сравнением заданного параметра с текущим (рис. 14).

Работа схемы самолетовождения по нуль-индикатору может быть пояснена следующим образом (рис. 15).

На осях редукционного механизма блока измерения азимута укреплены сельсины-датчики, питаемые переменным напряжением 400 Гц. Соединённые с ними сельсины-трансформаторы могут быть повернуты на любой угол в пределах $0+360^\circ$ с помощью приводной рукоятки. При этом амплитуды и фазы выходных напряжений сельсинов-трансформаторов зависят от угловых положений их осей относительно таковых сельсинов датчиков, т.е. углов рассогласования.

Напряжение с выходов сельсинов-трансформаторов, через реле переключения каналов, поступает на балансный детектор, на выходе которого возникает напряжение, пропорциональное величине угла рассогласования. Полярность же его определяется фазой выходных напряжений сельсинов-трансформаторов.

Таким образом, при согласованном положении осей редукционных механизмов блока измерения азимута и селектора азимута через нуль-прибор не протекает ток, и его курсовая стрелка находится в состоянии покоя в центре шкалы. Каждому значению измеренного азимута соответствует свое определенное значение положения осей сельсинов-трансформаторов, а следовательно, и положение рукоятки селектора, при котором через нуль-прибор не протекает ток. Верно в обратное: каждому положению рукоятки селектора соответствует значение азимута, при котором отклоняющая система курсовой части индикатора находится в покое.

Изменение текущего азимута самолета вызовет протекание тока через курсовую систему нуль-прибора таким образом, что величина отклонения стрелки от центра будет пропорциональна уклонению самолета от азимута, установленного на селекторе, а сторона отклонения стрелки определит фактическое положение выбранного азимута (заданной линии пути – ЗЛП) относительно самолета.

Схема нуль-вождения действует следующим образом (рис. 15). Пусть фактический азимут самолета отличается от установленного на селекторе на значительную величину, и направление полета обеспечивает приближение самолета к линии заданного пути (выбранному азимуту).

В этом случае рассогласование между положениями осей сельсинов-датчиков измерительной схемы азимута и положениями осей сельсинов-трансформаторов селектора азимута определяют амплитуды напряжений на входах схем ограничения. Последние обеспечивают уменьшение угловой чувствительности схемы с увеличением угла рассогласования сельсинов, что необходимо для осуществления плавного ввода самолета на заданный азимут.

Ограниченный сигнал рассогласования грубого канала через реле переключения каналов подается на усилитель мощности и далее на балансный детектор. Балансный детектор осуществляет преобразование переменного напряжения сигнала рассогласования частоты 400 Гц в сигнал постоянного напряжения с полярностью, изменяющейся на обратную при изменении фазы входного сигнала на 180° . К выходу балансного детектора подключается курсовая система КПП.

При уменьшении угла рассогласования осей сельсинов грубого канала до $7,5 - 10$ градусов происходит автоматическое переключение цепи усилителя балансного детектора на точный канал с помощью специального реле переключения каналов. Управление указанным реле происходит сигналом рассогласования сельсина трансформатора грубого канала.

С целью сохранения линейной чувствительности рассматриваемой схемы на разных расстояниях от радиомаяка в системе предусмотрена автоматическая регулировка угловой чувствительности отклоняющей системы КПП. Это обеспечивается введением в токовую цепь нуль-прибора функционального потенциометра, ось которого механически связана с 500-километровой осью измерения дальности. Закон изменения сопротивления

его от угла поворота оси подобран таким образом, что линейная чувствительность схемы практически не зависит от дальности.

Включение режима нуль-вождения по азимуту осуществляется дистанционно переключателем рода работы на щитке управления.

Правильность показаний курсовой стрелки нуль-прибора при полете по ЗЛП в направлении на радиомаяк или от него, определяется установкой переключателя рода работы на щитке управления соответственно в положение "Азимут - на" или "Азимут - от", при этом происходит изменение полярности включения цепей нуль-прибора.

9 РАБОТА СИСТЕМЫ ПРИ САМОЛЕТОВОЖДЕНИИ ПО ПРОИЗВОЛЬНОЙ ОРБИТЕ

Принцип работы схемы нуль-вождения по орбите аналогичен принципу действия схемы нуль-вождения по азимуту, подробно описанному в разделе 9. Ось сельсина-датчика точного канала измерения дальности в этом случае механически связана с точной осью редукционного механизма блока измерения дальности (рис. 16). Сельсин-трансформатор точного канала, расположенный в селекторе щитка управления, связан электрически с сельсин-датчиком. Угол рассогласования осей сельсинов определяет амплитуду и фазу сигнала на их выходе. В тракте грубого канала применена электрическая связь потенциометра грубого измерения дальности с потенциометром селектора орбиты, расположенного на щитке управления. При этом величина сигнала рассогласования определяется взаимным расположением движков потенциометра датчика и селектора-приемника.

Для изменения угловой чувствительности при больших значениях сигнала разбаланса в схеме точного канала применен ограничитель, что обеспечивает возможность плавного вывода самолета на заданную орбиту.

При больших углах разбаланса, т.е. при значительных расстояниях самолета от заданной орбиты, напряжение разбаланса грубого канала поступает на усилитель и балансный детектор, используемый в схеме нуль-вождения по азимуту. При приближении самолета к заданной орбите на расстоянии 9 - 16 км схема автоматически переключается таким образом, что на усилитель и балансный детектор подается сигнал с ограничителя сигнала разбаланса точного канала.

Переключение каналов осуществляется с помощью реле сигналом разбаланса грубого канала аналогично переключению в схеме нуль-вождения по азимуту. Согласование стороны отклонения курсовой стрелки КПП с направлением полета (маяк слева или справа по курсу) производится выбором соответствующей полярности включения цепей нуль-прибора. Переключение необходимой полярности осуществляется со щитка переключателем рода работы ("Орбита правая" или "Орбита левая").

10 РАБОТА СИСТЕМЫ ПРИ САМОЛЕТОВОЖДЕНИИ ПО ПРОИЗВОЛЬНОМУ ПРЯМОЛИНЕЙНОМУ МАРШРУТУ

Самолетовождение по произвольному прямолинейному маршруту с помощью нуля-прибора типа КПП обеспечивается счетно-решающим прибором (СРП). Работа последнего основана на использовании текущих значений азимута и дальности самолета, получаемых от соответствующих измерительных схем, и сравнения их с величинами, характеризующими выбранный маршрут в той же системе координат.

В результате преобразования и сравнения этих величин в счетно-решающем приборе вырабатывается сигнал, который характеризует величину и сторону отклонения самолета от заданной линии пути. Этот сигнал, поступая на индикаторный пилотажный прибор типа КПП, показывает пилоту положение самолета относительно заданной линии полета.

Таким образом, при полете по нуля-прибору с использованием счетно-решающего устройства, пилоту не требуется сопоставлять значения текущего положения самолета с заданными значениями для полета по маршруту, а достаточно следовать указаниям одной стрелки нуля-прибора "право-лево", удерживая ее на нуле.

В основу решения задачи самолетовождения по любому прямолинейному маршруту с помощью СРП положены следующие принципы.

Пусть самолет должен совершать полет по линии $P\theta$. Приняв направление полета от точки A к точке B (рис. 17) обозначим:

α - угол между линией Севера и направлением на конечную точку маршрута (цель), в дальнейшем - угол цели;

$r_{ц}$ - горизонтальное расстояние от радиомаяка до цели (расстояние до цели);

Ψ - заданный путевой угол (ЗПУ) относительно Севера;

φ - текущий азимут самолета;

r_t - текущее значение дальности от самолета до радиомаяка;

r_k - кратчайшее расстояние от радиомаяка до ЗЛП.

Вспомогательный угол β , определяемый из треугольника $OСВ$:

$$\beta = \Psi - \alpha.$$

Из треугольника OBA угол $\gamma = \pi - [(\Psi - \alpha) + 2\pi - (\varphi - \alpha)]$ или $\gamma = -\pi + (\varphi - \Psi) = \varphi - (\pi + \Psi)$.

В треугольнике OAB , образованном отрезками OA , AB , BO из точки O опустим перпендикуляр на сторону AB . Полученный отрезок OC является кратчайшим расстоянием r_k от точки O до прямой $P\theta$, причем полученные два прямоугольных треугольника OAC и OBC имеют общую сторону $OC = r_k$.

Определим из треугольника OBC величину

$$r_k = OB \cdot \sin \beta = r_{ц} \cdot \sin(\Psi - \beta)$$

$$r'_k = OB \cdot \sin \gamma = r_t \cdot \sin[\varphi - (\pi + \Psi)].$$

С другой стороны из треугольника OAC и, следовательно, при полете по линии PO схема СРП должна решать уравнение

$$r_k - r'_k = 0$$

или $r_{\text{ц}} \cdot \sin(\Psi - \alpha) - r_{\text{т}} \cdot \sin[\varphi - (\pi - \Psi)] = 0$.

В этом уравнении значения расстояния до цели, угла цели и путевого угла - величины, постоянные для заданного маршрута и в полете не изменяются, а текущее расстояние и текущий азимут изменяются так, что при полете по заданной линии пути сохраняется соотношение

$$r_k - r'_k = 0.$$

В случае же бокового отклонения самолета от заданной линии пути это равенство будет нарушено, т.е.

$$r_k - r'_k = \Delta r_k = Z,$$

где Z характеризует величину и сторону отклонения.

При решении вышеприведенной задачи было принято, что наклонная дальность от радиомаяка до самолета равна горизонтальной дальности.

Рассмотрим упрощенную схему счетно-решающего прибора (рис. 18), предназначенного для решения вышеприведенного уравнения. В нее входят синусно-косинусные вращающиеся трансформаторы ВТ-1 и ВТ-2, потенциометры Π_1 и Π_2 , дифференциалы \mathcal{D}_1 и \mathcal{D}_2 , элементы ввода величин, с которыми производятся математические операции.

Перед рассмотрением работы счетно-решающего прибора необходимо кратко пояснить назначение и принцип работы некоторых элементов, входящих в счетно-решающий прибор.

Дифференциал представляет собой механизм, с помощью которого можно производить алгебраическое суммирование двух величин.

Синусно-косинусный вращающийся трансформатор (СКВТ) представляет собой электрическую машину, питаемую напряжением частоты 400 Гц. Выходное напряжение двух роторных обмоток СКВТ пропорционально величине синуса и косинуса угла поворота ротора ВТ. Таким образом

$$U_{\text{вых1}} = U_{\text{вх}} \cdot \sin \varphi,$$

$$U_{\text{вых2}} = U_{\text{вх}} \cdot \cos \varphi.$$

Рассмотрим работу счетно-решающего прибора. Вращающийся трансформатор ВТ-1 питается напряжением частотой 400 Гц, величина которого в выбранном масштабе характеризует максимальное значение текущей дальности.

С помощью следящей системы значение текущего азимута вводится через дифференциал \mathcal{D}_1 на вращающийся трансформатор ВТ-1, с другой стороны через тот же дифференциал, вручную с помощью приводной рукоятки в него вводится заданный путевой угол. Таким образом, с помощью дифференциала \mathcal{D}_1 ротор вращающегося трансформатора всегда поворачивается на разностный угол $\varphi - \Psi$ (величина $\pi = 180^\circ$ учитывается фазой выходного напряжения).

В результате поворота ротора вращающегося трансформатора на его синусной обмотке возникает напряжение пропорциональное синусу разностного угла.

$$U' = U \cdot \sin(\varphi - \Psi - \pi).$$

Это напряжение используется для питания высокоомного линейного потенциала Π , движок которого поворачивается следящим приводом на угол, пропорциональный значению текущей дальности r_t .

В результате действия обрабатывающей части схемы СРП на выходе потенциометра Π_1 возникает напряжение, пропорциональное величине

$$U'' = U \cdot \sin(\varphi - \Psi - \pi) \cdot r_t.$$

Аналогичным образом работает задающая часть схемы СРП. Вращающийся трансформатор ВТ-2 питается тем же напряжением частоты 400 Гц и с помощью рукояток Ψ , α и дифференциала D_2 , ротор его поворачивается на разностный угол $\Psi - \alpha$.

Напряжение синусной обмотки ВТ-2 используется для питания высокоомного линейного потенциометра Π_2 . С помощью рукоятки $r_{ц}$ движок потенциометра поворачивается на угол пропорциональный расстоянию до цели так, что выходное напряжение оказывается равным

$$U_2'' = U \cdot \sin(\varphi - \alpha) \cdot r_{ц}.$$

Разностное напряжение $U_1 - U_2$ подается через усилитель на курсовую систему нуль-прибора. При полете самолета по заданной линии пути напряжения U_1 и U_2 равны, и курсовая стрелка нуль-прибора находится в центре, свидетельствуя о правильном местоположении самолета.

При отклонении самолета в сторону от заданной ланий пути отклонение курсовой стрелки нуль-прибора указывает летчику на необходимость маневра, обеспечивающего возврат самолета на заданную линию.

Рассмотрев упрощенную схему СРП, перейдем к подробному рассмотрению функциональной схемы СРП (рис. 19).

Счетно-решающий прибор в целом состоит из двух электрически связанных блоков: управления и отработки.

В блок управления СРП вводятся значения путевого угла Ψ , угла цели α и расстояния до цели $r_{ц}$, характеризующие заданную линию пути. В нем расположены вращающиеся трансформаторы ВТ-1 и ВТ-2, дифференциалы D_1 и D_2 , обрабатывающая часть синхронно-следящей системы азимута (бесконтактные сельсины $БС_1$ и $БС_2$ и двигатель M_1), а также шкальные устройства $ШК_{\Psi}$, $ШК_{\alpha}$ и $ШК_{r_{ц}}$, служащие для отсчета вводимых значений: угла цели, путевого угла и расстояния до цели.

Блок отработки СРП содержит: усилитель ($У$) следящей системы отработки азимута, следящую систему отработки дальности в СРП (бесконтактные сельсины $БС-3$ и $БС-4$, усилитель $У_2$, обрабатывающий двигатель M_2 и линейный потенциометр Π_1), выходной усилитель СРП ($У_3$) балансным детектором $БД$ и источники питания вращающихся трансформаторов, обрабатывающих двигателей и усилителей.

Рассмотрим работу обрабатывающей части СРП (ВТ-1 и Π_1). При рассмотрении работы СРП указывалось, что текущие значения азимута и дальности обрабатываются в счетно-решающий прибор с помощью синхронно-

следящих систем. Рассмотрим подробно работу одной синхронно-следящей системы - следящей системы обработки азимута.

Назначением следящей системы обработки азимута является поворот ротора вращающегося трансформатора ВТ-1 на разностный угол $\varphi - \Psi$. При этом собственно следящая система обеспечивает поворот на угол, равный текущему значению азимута; ввод же необходимого значения заданного путевого угла осуществляется ручной установкой по шкале ШК в блоке управления СРП.

Для ввода текущего значения азимутального угла применена двухскоростная следящая система, в которой в качестве датчика используются бесконтактные сельсины типа БС-13, расположенные на осях грубого и точного каналов блока измерения азимута. В качестве сельсинов-трансформаторов применены бесконтактные сельсины типа СБМТ-2 (на рис. 19 БС-1 и БС-2).

Если задающие и обрабатываемые оси находятся в одинаковых положениях (синхронных положениях), то напряжение на выходной обмотке сельсина-трансформатора равно нулю.

При отклонении валов от синхронного положения на выходе возникает переменное напряжение, величина которого зависит от величины отклонения, а фаза - от стороны отклонения.

В случае, если сельсин-датчик и сельсин-трансформатор связаны только с грубыми осями, то точность передачи углового положения задающей оси на может превзойти точности синхронной связи (точности сельсинов). Для повышения точности следящей системы применяется так называемый точный канал.

Датчики рассогласования точного канала соединяются с задающими и обрабатываемыми валами через редуктор, имеющий передаточное отношение $i = 21$. Тогда угол рассогласования между роторами сельсина-датчика и приемника точного канала будет в i раз больше, чем угол рассогласования между задающими и приемными валами. При этом возрастает чувствительность в i раз, а ошибка следящей системы будет в i раз меньше, и может быть обеспечена высокая точность слежения.

Совместная работа точного и грубого каналов происходит таким образом, что при малых рассогласованиях управление ведется по точному каналу, обеспечивая высокую точность сложения, а при больших начальных рассогласованиях (превышающих некоторую величину, называемую углом переключения $\Theta_{пер}$) управление ведется по грубому каналу, что исключает многозначность точного канала.

Напряжение рассогласования с грубого и точного каналов отдельно поступают на двухканальный усилитель $У_1$ (описание его принципиальной схемы будет дано далее) размещенный в блоке обработки СРП; там они отдельно усиливаются двумя электронными усилителями, причем усиление точного канала определяется величиной напряжения грубого канала, подавляя точный сигнал при больших рассогласованиях. Сформированное суммарное напряжение рассогласования усиливается и поступает на обрабатывающий

двигатель M_1 типа ДИД-0.5, который вращается до тех пор, пока сельсины-трансформаторы БС-1 и БС-2 не окажутся повернутыми на тот же угол, что и сельсины-датчики на выходных осях измерительной схемы азимута.

Напряжение с синусной обмотки $U' = U \cdot \sin(\varphi - \Psi - \pi)$ поступает на потенциометр Π_1 , движок которого поворачивается на угол, пропорциональный текущему значению дальности так же с помощью синхронноследящей системы.

Обработка текущего значения дальности производится аналогично обработке азимута. Для этого используется такой же двухканальный усилитель и механизм обработки.

Механизм обработки дальности и установлен в блоке обработки СРП.

Выше была рассмотрена работа обрабатывающей части СРП. Перейдем к более подробному описанию работы задающей части СРП. Как уже указывалось, ротор вращающегося трансформатора ВТ-2 должен быть повернут на разностный угол $\Psi - \alpha$. Это выполняется с помощью шкальных устройств ШК $_{\Psi}$, ШК $_{\alpha}$ и дифференциала D_2 .

Шкальное устройство представляет собой механизм, имеющий приводную рукоятку шкалы, на которой отсчитывается вводимое значение Ψ и α , и выходную ось, связанную с дифференциалом.

Для обеспечения точного отсчета вводимого значения угла шкальное устройство имеет грубую и точную шкалы отсчета.

С синусной обмотки вращающегося трансформатора ВТ-2 напряжение $U'' = U \cdot \sin(\Psi - \alpha)$ поступает на потенциометр Π_2 , движок которого с помощью шкального устройства ШК $_{r_{\alpha}}$ поворачивается на угол, пропорциональный расстоянию до цели.

Отсчет вводимого значения производится на счетчике с оцифрованными барабанами. Напряжение на выходе потенциометра Π_2 $U_2'' = U \cdot \sin(\Psi - \alpha) \cdot r_{\alpha}$ и напряжение U_1'' с потенциометра Π_1 срабатывающей части СРП поступают на усилитель СРП ($У_3$), где их разностное значение

$$\Delta U'' = \Delta U_1'' - \Delta U_2''$$

усиливается и после преобразования в балансном детекторе в напряжение постоянного тока подается на индикаторный прибор типа КПП.

11 РАБОТА СИСТЕМ ПРИ УКАЗАНИИ МОМЕНТА ПРОЛЕТА ЦЕЛИ

Задача вывода самолета на цель решается при помощи непрерывного измерения текущих полярных координат самолета и сравнения их с полярными координатами цели. Момент равенства текущих и установленных координат сигнализируется загоранием красной лампочки "Пролет цели".

Структурная схема работы системы в режиме указания момента пролета цели изображена на рис. 20.

Схема работает следующим образом. Независимо от выбранного метода выхода на цель производится установка полярных координат цели на селекторах орбиты и азимута щитка управления.

В момент, когда самолет приближается к цели на расстояние 1-2 минуты полета (зона предупреждения), происходит включение зеленой лампочки. При этом зеленая сигнальная лампочка непрерывно мигает с частотой 2-3 раза в секунду. При пролете цели происходит автоматическое кратковременное включение красной лампочки "Пролет цели".

Напряжения $U_{\text{аз}}$ и $U_{\text{дл}}$ (рис. 20), соответствующие установленным значениям азимута и дальности, поступают в блок вычитания, в который с блоков измерения азимута и дальности поступают напряжения, соответствующие текущим значениям азимута и дальности. С вычитающего устройства сигнал рассогласования поступает на поляризованные реле.

Поляризованное реле срабатывает и включает лампочку в том случае, если напряжение сигнала рассогласования меньше опорного.

Напряжение $U_{\text{оп1}}$ выбрано таким образом, чтобы реле срабатывало при рассогласовании, соответствующем 1-2 минутам полета до цели, а $U_{\text{оп2}}$ такое, что реле срабатывает при совпадении координат самолета и цели. При совпадении координат сигнал рассогласования близок к нулю.

12 КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назначение и основные ТТХ РСБН-2.
2. Принцип измерения азимута и дальности на борту самолета.
3. Принцип измерения азимута и дальности на земле.
4. Принцип работы бортового автодальномера.
5. Из каких соображений выбрано два канала измерения дальности: грубый а точный.
6. Для чего используется делитель частоты в блоке дальности с нестабильным коэффициентом деления.
7. Из каких соображений выбрано время перехода из режима слежения в режим поиска (6 - 8 с).
8. Из каких соображений выбрано количество импульсов совпадения при переходе системы из режима поиска в режим слежения.
9. Принцип работы блока измерения азимута.
10. Принцип работы схемы индикации момента пролета цели.
11. Назначение и принцип работы счетно-решающего прибора.
12. Принцип работы канала посадки.

13 ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ

Лабораторная установка представляет собой штатный стенд для проверки работоспособности и ремонта бортовой части системы РСБН-2с, используемый в пунктах обслуживания и ремонта оборудования в аэропортах. На

рабочем столе стенда установлена самолетная аппаратура РСБН-2с, два штатных прибора: ПКСО-МВЛ (прибор контроля самолетного оборудования) и НИКГ-1 (имитатор курса и глиссады), а также осциллограф.

Подробное описание стенда и инструкции по эксплуатации приборов находятся на рабочем месте оператора стенда.

14 ВЫПОЛНЕНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ И СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

Задание на выполнение работы выдается студентам после допуска их к работе; там же определено содержание отчета.

15 РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Дудко Б.П. Радионавигация: Учебное пособие. – Томск: ТУСУР, 2003. – 159 с.
2. Сосновский А.А. Хаймович И.А. Авиационная радионавигация. Справочник. – М.: Транспорт, 1980. 225 с.
3. Радионавигационная система РСБН-2с. Самолетное оборудование. Техническое описание. Изд. МО СССР, 1961. – 146 с.

Лабораторная работа № 4.

Самолетный метеонавигационный радиолокатор «Гроза»

Лабораторная работа "Изучение самолетного радиолокатора" имеет своей целью изучение радионавигационного метеолокатора "Гроза", который устанавливается на авиалайнерах типа ИЛ-62, ТУ-134, ТУ-154, ТУ-144, ЯК-40. Локатор "Гроза" имеет несколько режимов работы и позволяет решать ряд навигационных задач. Как радиосистема локатор имеет оригинальные схемные и конструктивные решения. Изучение РЛС «Гроза» производится на лабораторной установке. Описание установки, а также задание на выполнение лабораторной работы и требования к отчету по работе содержатся в отдельном приложении, которое выдается студентам перед началом работы.

1 НАЗНАЧЕНИЕ ЛОКАТОРА

Самолетная радиолокационная станция "Гроза" представляем собой метеорологический радиолокатор, предназначенный для обнаружения гидрометеобразований, опасных для прохождения самолета, а также для наблюдения на экране электроннолучевого индикатора радиолокационного изображения местности, лежащей перед самолетом.

Кроме того, локатор дает возможность: определять координаты радиолокационных ориентиров (курсовой угол и дальность) и по ним судить о месте нахождения самолета; предупреждать столкновения с другими самолетами и с горными вершинами; определять грозовые зоны, опасные для пролета самолета; совершать полет по радиолокационным ориентирам, как по приводным радиостанциям; обнаруживать аэродромы посадки и определять направление взлетно-посадочных полос; определять угол сноса и путевую скорость самолета.

2 ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

1. Дальность обнаружения при высоте полета 7 км:	
зон грозовой облачности	200 км,
особо крупных промышленных центров	350 км,
незастроенной местности и водоемов	170 км,
горных массивов и отдельных вершин	150 км.
2. Рабочая частота	9370±30
МГц.	
3. Мощность в импульсе	9 кВт.
4. Частота повторения импульсов	400 Гц.
5. Длительность импульсов	3,5 мкс.
6. Диаграмма направленности антенны:	

узкий луч, угол раствора	3°;
веерный луч, (вертикальная плоскость)	30°.
7. Сектор азимутального обзора	±100°.
8. Пределы углов, при которых обеспечивается стабилизация плоскости обзора:	
по углу крена	±15°,
по углу тангажа	±5°.
9. Чувствительность приемника	минус 130 дБ/Вт.
10. Полоса пропускания приемника	1,8 + 2,0 МГц.
11. Промежуточная частота	30 МГц.
12. Масштабы разверток дальности:	
0-30 км, метки через 10 км,	
0-50 км, метки через 10 км,	
0 - 125 км, метка через 25 км,	
0 - 250 км, метки через 50 км,	
200 - 375 км, метки через 50 км.	
13. Режимы работы: "Готовность", "Земля", "Метео", "Контур", "Снос".	
14. Максимальная ошибка определения угла сноса	1,5°.
15. Суммарная масса блоков	45 кг.
16. Потребляемая мощность:	
сеть 115 в, 400 Гц	390 ВА,
сеть 36 в, 400 Гц	17 ВА,
сеть 27 в, постоянный ток	80 ВА.

3 РЕЖИМЫ РАБОТЫ

3.1 Принцип работы

РЛС "Гроза" является импульсным радиолокатором сантиметрового диапазона, способным решать различные навигационные задачи. Принцип работы состоит в направленном излучении мощных радиоимпульсов, приеме и усилении отраженных от наземных или воздушных объектов сигналов, измерении азимута объектов и дальности до них и их яркостной индикации на электронно-лучевой трубке. Измерение угла сноса основано на использовании эффекта вторичных доплеровских частот (см. ниже).

При совместной работе РЛС с бортовым навигационным вычислителем на экране формируется электронное перекрестие, соответствующее ожидаемым координатам радиолокационного ориентира, введенным в вычислитель. При совпадении отметки от ориентира с перекрестием производится коррекция показаний навигационного вычислителя по данным измерений на РЛС "Гроза".

В локаторе предусмотрено пять режимов работы: "Готовность", "Земля", "Метео", "Контур", "Снос".

3.2 Режим "Готовность"

При нажатии клавиши "РЛС" на пульте через четыре минуты локатор готов к работе, но передатчик, приемник и антенна не работают.

3.3 Режим "Земля"

В этом режиме осуществляется обзор земной поверхности при различной максимальной дальности. На дальностях до 30,50 и 125 км используется веерная диаграмма направленности. На дальности до 250 км диаграмма используется поочередно: веерная при движении антенны по часовой стрелке и узкая - при обратном движении. Узкая диаграмма дополняет веерную, что увеличивает дальность действия РЛС. На дальностях 200 - 375 км используется узкая диаграмма.

При высоте полета 7 км нижний край узкого луча падает на землю на расстоянии 200 км от самолета. На дальностях с масштабом 30 км включается схема ВАРУ, ослабляющая влияние боковых лепестков и исключающая засветку экрана сильными сигналами от близких ориентиров.

Для повышения контрастности изображения схема видеоусилителя изменяется так, что изображение становится трехтоновым:

темный тон - сигнал на выходе отсутствует (отражена от гладкой водной поверхности); экран не светится или слегка освещен шумами приемника;

светлый тон - экран освещается за счет слабых сигналов, возникающих при отражениях от незастроенной местности; экран почти весь слегка равномерно освещен;

яркий тон - на экране на фоне местности появляются яркие отметки, возникающие при отражении от радиолокационных ориентиров (города, железнодорожные узлы, корабли, мосты и пр.). С помощью ручки управления "Контраст" можно выделить только сильные сигналы или более слабые.

3.4 Режим "Метео"

Режим предназначен для обнаружения различных гидрообразований в атмосфере, грозовых фронтов, и т.п. Кроме этого, он используется для определения достаточности превышения самолета над горными вершинами и для обнаружения других самолетов, находящихся на том же эшелоне.

В режиме "Метео" на всех масштабах дальности используется узкая диаграмма направленности антенны, которая охватывает по вертикали на расстоянии 10 км от самолета - 700 м; 30 км от самолета - 2100 м; 50 км от самолета - 3500 м.

На экране, ближе к центру, располагаются зоны облачности, находящиеся вблизи самолета. Чем больше плотность облачности, тем больше турбулентность движения частиц в ней, тем больше коэффициент отражения и тем ярче изображается эта облачность на экране. В режиме "Метео" просматривается вся метеорологическая обстановка на эшелоне полета, а при наклоне антенны вниз или вверх на несколько градусов можно выбрать наиболее безопасный эшелон движения.

Горные вершины просматриваются на экране в виде ярких отметок, за которыми располагаются тени, возникающие вследствие того, что участки местности, лежащие за вершиной, оказываются экранированными и не облучаются. По мере приближения самолета к горной вершине ее изображение перемещается к центру экрана, размеры отметки уменьшаются и яркость ослабляется. Если превышение самолета над вершиной составляет более 600 м, то, не доходя до первого десятикилометрового кольца дальности, отметка от вершины исчезает, (отражатель выходит из диаграммы). Это является признаком безопасности полета. Если же превышение самолета над вершиной недостаточно для безопасного полета, то отметка от вершины будет просматриваться и на меньших расстояниях, и экипаж должен предпринять обходной маневр.

Обнаружение других самолетов из-за малой эффективной отражающей поверхности (особенно на встречных курсах) производится только на расстояниях 10-15 км.

Чтобы исключить ослабление отметок от самолетов и горных вершин под действием сигналов ВАРУ, схема ВАРУ в данном режиме не работает.

3.5 Режим "Контур"

Режим предназначен для выделения зон облачности, опасных для прохода самолета. Возможность выделения опасных зон основана на том, что интенсивность сигнала, отраженного от них, значительно больше, чем интенсивность сигнала, отраженного от неопасных зон. Используемый метод выделения опасных зон называется методом контурной индикации или методом "Изо-эхо". В схеме видеоусилителя сильные сигналы, полученные от опасных зон наблюдаемого пространства, подавляются. В соответствующем месте экрана появляются темные области, контрастно выделяющиеся на светлом фоне, образованном отражениями от неопасных зон.

В режиме "Контур" используется только узкая диаграмма направленности, работает схема ВАРУ, которая исключает возможность ошибочной оценки неопасной, но близко расположенной облачности, дающей сильный сигнал, воспринимаемый так же, как от опасной облачности. Регулятор "Кон-

трастность" при выделении зон из схемы видеоусилителя отключается. Никакие регулировки в режиме "Контур" не производятся.

3.6 Режим "Снос"

Режим позволяет определять угол сноса самолета (угол между направлениями воздушной и путевой скоростей; вектор воздушной скорости направлен вдоль продольной оси самолёта). Для этого применяется метод наблюдения на экране индикатора колебаний вторичных доплеровских частот. Колебания этих частот образуются в результате биений частот доплеровского спектра, получаемого при отражении радиоволн от поверхности значительных размеров. Вследствие амплитудной модуляции отраженного сигнала спектром вторичных доплеровских частот на линии развертки получаются яркостные блески. Метод основан на том, что при совпадении азимутального направления диаграммы антенны с направлением линии фактического пути самолета вторичная доплеровская частота оказывается минимальной и соизмеримой с частотой развертки. Поэтому блески хорошо наблюдаются при этом на экране.

Если направление антенны не совпадает с направлением вектора путевой скорости, то для случая, показанного на рис. 1, земля облучается в пределах дуги а, б, в. Составляющие вектора путевой скорости в направлении этих точек будут различны. Соответственно различными оказываются и доплеровские частоты F_d (а), F_d (б) и F_d (в). Между ними возникают биения, детектор выделяет колебания разностной - вторичной доплеровской частоты F_d (а, в). Это напряжение после усиления вместе с сигналом изображения вызывает яркостную модуляцию линии развертки. Однако при наличии указанного выше несовпадения величина F_d (а, в) велика, и глаз не обнаруживает мелькания яркости.

Если поворачивать антенну до тех пор, пока диаграмма направленности расположится симметрично относительно вектора путевой скорости, то составляющие путевой скорости (скорости сближения о точками z и e) будут равны. Вторичные доплеровские частоты в этом случае имеют минимальное значение (рис. 1). При этом частота и скорость движения блесков на линии развертки также становятся минимальными.

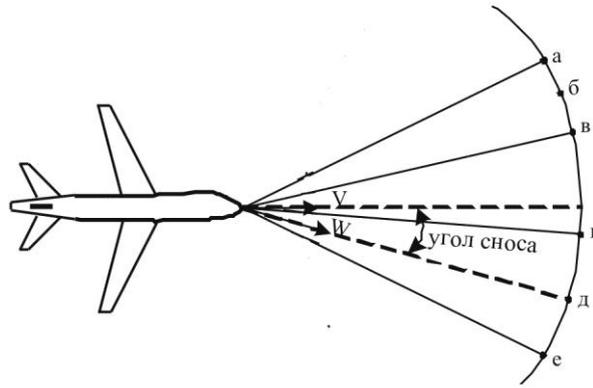


Рисунок 1 - Образование вторичных доплеровских частот.

Таким образом, по минимуму вторичных доплеровских частот определяется направление вектора путевой скорости, а угол, на который при этом пришлось отвернуть антенну от продольной оси самолета (от линии курса), и есть угол сноса. Угол сноса отсчитывается по азимутальной шкале индикатора направления антенны.

В режиме "Снос" на масштабах дальностей до 30,50 и 125 км используется веерная диаграмма направленности, что обеспечивает наблюдение блесков по всей линии развертки дальности.

Скорость поворота антенны регулируется потенциометром, связанным с ручкой "Контраст", однако потенциометр "Контраст" из схемы видеоусилителя отключается. Ручное управление поворотом антенны включается при помощи нажимных клавиш.

4 Комплектность аппаратуры и структурная схема

4.1 Комплектность аппаратуры

Самолеты ТУ-154 комплектуются следующими блоками локатора:

- 1) антенный блок с диаметром отражателя 760 мм. вариант Гр-1Б;
- 2) два приемопередатчика, основной блок Гр-2Б и дополнительный Гр-2Б;
- 3) индикаторный блок Гр4Н;
- 4) эквивалент отклоняющей системы дополнительного индикатора Гр-35;
- 5) блок стабилизации и управления антенной 1р-7Б;
- 6) коробка коммутационная Гр-17, служащая для перехода о одного приемопередатчика на другой;
- 7) коммутатор волноводный Гр-47, служащий для переключения антенны о одного приемопередатчика на другой;
- 8) волноводный тракт Гр-32.

Приведенная комплектность локатора соответствует структурной схеме рис. 2.

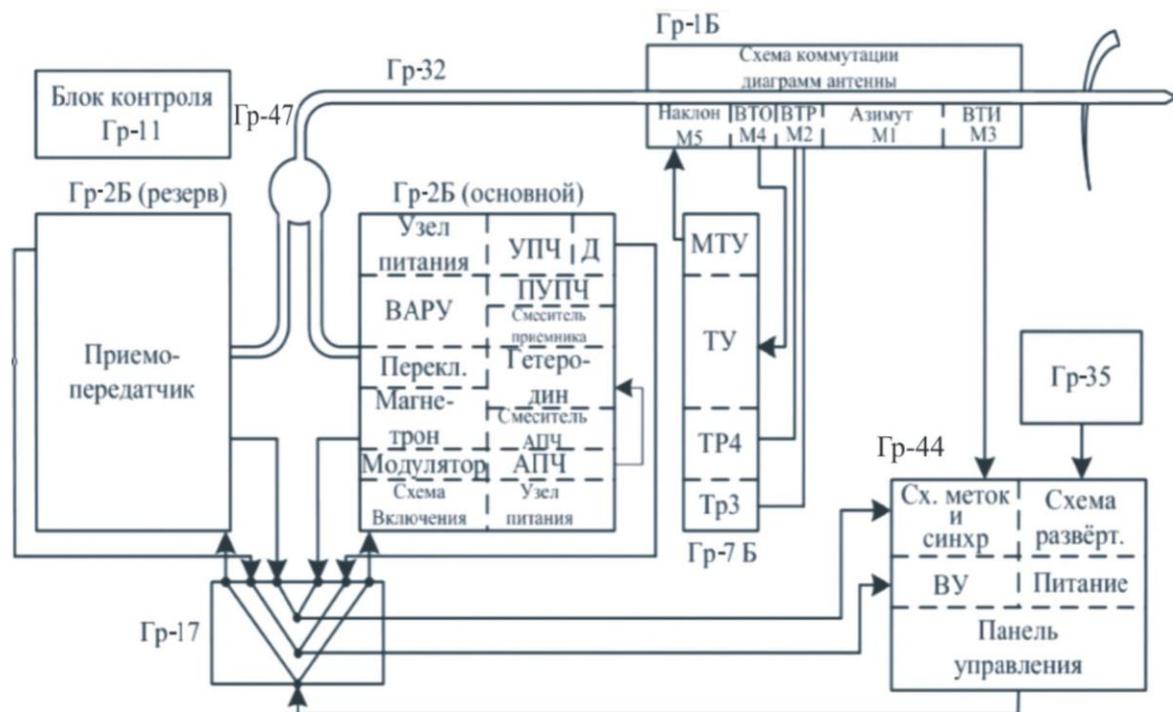


Рисунок 2 - Структурная схема РЛС “Гроза”

4.2 Структурная схема

Структурная схема локатора приведена на рис. 2. При включении питания станции нажатием клавиши "РЛС" на панели управления блока Гр-4Н напряжение источников бортов» подается к локатору. Переключателем на панели устанавливается один из режимов работы. При этом напряжение +27В поступает в блок Гр-2Б на схему задержки включения передатчика, которая срабатывает и подключает переменное напряжение питания ко входу магнитного модулятора. Он формирует импульсы высокого напряжения для анодной цепи магнетрона и импульсы для запуска канала синхронизации и схемы ВАРУ. Магнетрон создает радиоимпульс СВЧ колебаний мощностью 9 кВт. Через антенный переключатель он направляется в волноводный коммутатор Гр-47, при этом небольшая мощность ответвляется к смесителю АПЧ.

С выхода Гр-47 по волноводному тракту Гр-32 импульс магнетрона подается в антенну Гр-1Б и излучается ею в пределах узкой или веерной диаграммы направленности.

В паузах между импульсами передатчика энергия, отраженная от земной поверхности или от различных гидрообразований в атмосфере, воспринимается антенной. По волноводному тракту Гр-32 через коммутатор Гр-47 при-

нятый сигнал в виде колебаний СВЧ подается в блок Гр-2Б. Антенный переключатель направляет сигнал в смеситель приемника. Ко второму входу смесителя подводятся колебания гетеродина, выполненного на лампе обратной волны (ЛОВ). Огибающая принятого сигнала, содержащая радиолокационную информацию, переносится на колебания промежуточной частоты, возникающие в смесителе.

Для обеспечения постоянства промежуточной частоты попользуется система АПЧ. Система АПЧ состоит из смесителя АПЧ, схемы АПЧ и гетеродина, расположенных в блока Гр-2Б.

Напряжение промежуточной частоты усиливается предварительным УПЧ. В отдельных режимах усиление ПУПЧ регулируется импульсом схемы ВАРУ, который исключает зависимость амплитуды выходных импульсов от расстояния до отражающей зоны. С выхода ПУПЧ сигнал поступает на основной УПЧ и далее на детектор. Видеоимпульсы с выхода узла УПЧ подаются через коммутационную коробку Гр-17 в блок индикатора Гр-4Н на вход видеоусилителя. Схема видеоусилителя изменяется при переходе из одного режима в другой. В одном из каскадов усилителя информационные видеоимпульсы смешиваются с импульсами масштабных меток, которые вырабатываются каналом формирования масштабных меток (расположены в том же блоке).

Полный радиолокационный сигнал подается на модулирующий электрод ЭЛТ и управляет током луча трубки. Старт-импульс, вырабатываемый модулятором в блоке Гр-2Б, подается через блок Гр-17 в блок Гр-4Н на запуск канала синхронизации. Здесь происходит формирование импульсов, управляющих работой канала масштабных меток и канала развертки, а также формирование импульсов подсвета для приемника.

В РЛС применена радиально-круговая развертка с неподвижной отклоняющей катушкой. Прямоугольные импульсы запуска развертки поступают из схемы синхронизации в узел формирования пилообразных импульсов развертки в блоке Гр-4Н. Эти импульсы трансформируются в две статорные обмотки вращающегося импульсного трансформатора (ВТИ), расположенного на антенне Гр-1Б. Статорные обмотки соединены последовательно с отклоняющими катушками на ЭЛТ. Результирующий магнитный поток, образованный током в катушках, отклоняет электронный луч в трубке. При повороте ротора ВТИ азимутальным приводом вращения антенны происходит синхронный поворот результирующего отклоняющего магнитного потока в отклоняющей катушке.

В качестве вспомогательных устройств в комплекте рассматриваются: схема стабилизации и управления антенной, система АПЧ, узлы питания и коробка коммутационная. Для работы схемы стабилизации и управления антенной используются сигналы рассогласования по крену и тангажу от гиро-

датчика АГД-І. Кроме этого, на индикаторный блок могут подаваться сигналы от блока коррекции, сравнивающего координаты радиолокационного ориентира со счислимыми координатами в бортовом навигационном вычислителе.

5 ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ОТДЕЛЬНЫХ БЛОКОВ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ УЗЛОВ

5.1 Антенна

Антенна локатора обеспечивает: излучение радиоимпульсов передатчика, прием отраженных сигналов, выбор направления излучения и приема, синхронизацию направления излучения о направлением радиальной развертки индикатора.

Высокочастотная часть антенны состоит из (рис. 3: параболического отражателя 1; веерного отражателя специального профиля 2; диэлектрического излучателя 3; контротражателя 4; вращателя плоскости поляризации волны 5.

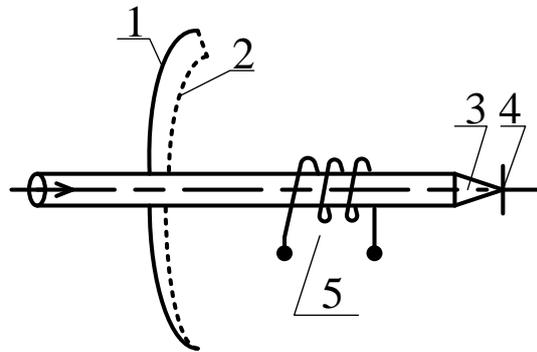


Рисунок 3. Схема антенны

Параболический отражатель, создающий узкий луч, выполнен из металлизированной стеклоткани. Перед параболическим отражателем помещен дополнительный веерный отражатель сложного профиля, образованный горизонтально расположенными проводниками, переплетенными стеклотканью. Этот отражатель прозрачен для радиоволн вертикальной поляризации и является основным отражателем для волн горизонтальной поляризации. Поэтому изменение поляризации излучаемой диэлектрическим излучателем волны приводит к изменению формы диаграммы направленности антенны от узкого луча к веерному и наоборот. Форма диаграмм направленности представлена на рис. 4.



Рисунок 4. Диаграмма направленности антенны в вертикальной плоскости

В качестве излучателя используется фторопластовый стержень, одним концом входящий в открытый конец круглого волновода. На втором конце излучателя укреплен металлический дисковый контротражатель.

Вращатель плоскости поляризации состоит из отрезка круглого волновода с ферритовым стержнем, расположенным вдоль оси волновода. На стержень действует управляемое магнитное поле под действием которого проявляется эффект Фарадея, т.е. при определенной величине намагниченности меняется поляризация проходящей волны.

Поляризация излучаемой волны и, соответственно, форма диаграммы направленности определяется автоматически, как указывалось выше, режимом работы локатора и шкалой дальности.

С антенной связаны также другие приборы, обеспечивающие управление антенной: двигатель азимута; решающий вращающийся трансформатор схемы стабилизации; вращающийся трансформатор схемы канала развертки, кулачковый механизм коммутации диаграмм направленности; двигатель наклона; тахогенератор; вращающийся трансформатор отработки схемы стабилизации.

5.2 Приемно-передающий блок

Функциональная схема приемно-передающего блока представлена на рис. 5.

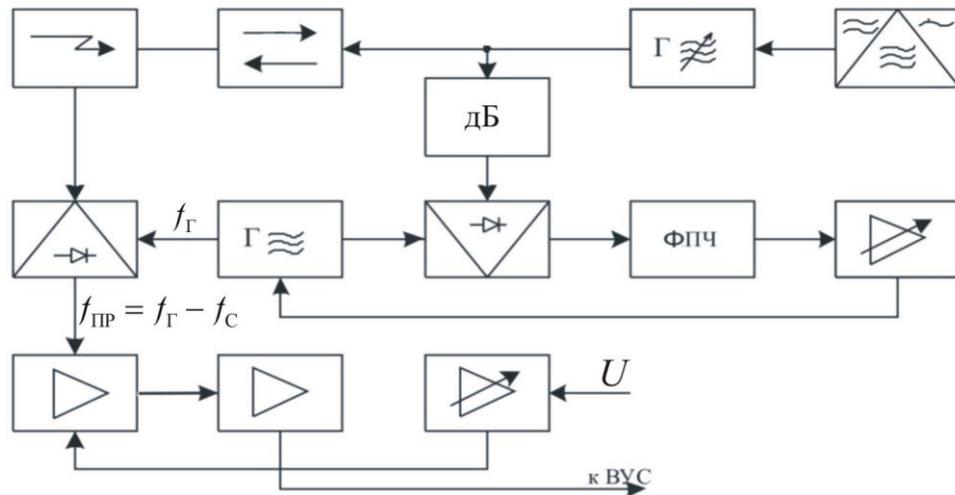


Рис. 5. Приемо-передающий блок. Схема функциональная

В схеме можно выделить следующие основные узлы:

- 1) тиристорно-магнитный модулятор;
- 2) магнетронный СВЧ - генератор;
- 3) высокочастотная головка;
- 4) предварительный усилитель ПЧ;
- 5) основной усилитель ПЧ;
- 6) узел автоматической подстройки частоты;
- 7) узел временной автоматической регулировки усиления.

Циркулятор служит для переключения антенны с приемного на передающий каналы блока. Высокочастотная головка содержит входную цепь приемника, балансные смесители УПЧ и АПЧ и гетеродин, собранный на лампе обратной волны. Разрядник предназначен для улучшения защиты приемника во время действия импульса передатчика. Схема ВАРУ уменьшает усиление приемника при приеме сигналов, отраженных от близкорасположенных объектов, - тем самым выравнивается интенсивность свечения индикатора во всем диапазоне дальностей, при приеме отражений от объектов с одинаковой ЭПР.

Усилитель промежуточной частоты имеет логарифмическую амплитудную характеристику, что необходимо для приближения динамического диапазона его выходных сигналов к динамическому диапазону амплитуд управляющих напряжений ЭЛТ. Динамический диапазон входных напряжений приемника 80 дБ, динамический диапазон управляющих сигналов ЭЛТ 20 дБ. Сжатие динамического диапазона обеспечивается схемой мгновенной автоматической регулировки усиления (МАРУ).

Видеоусилитель имеет сложную схему и фактически представляет собой двухканальный усилитель. В режиме трехтонового представления выходных сигналов канал усилителя "Фон" усиливает слабые сигналы без ограничения и ограничивает "сверху" сильные сигналы. Тем самым он выравнивает все сигналы. Второй канал усиления, называемый "Выделение" является усилителем, работающим в режиме ограничения "снизу", а поэтому усиливает

только сильные сигналы, создавая очень яркие отметки на экране индикатора. Как отмечалось выше, в различных режимах работы РДС могут включаться либо один либо оба канала видеосуилителя.

5.3 Индикаторный блок

Функциональная схема индикаторного блока приведена на рис. 6.

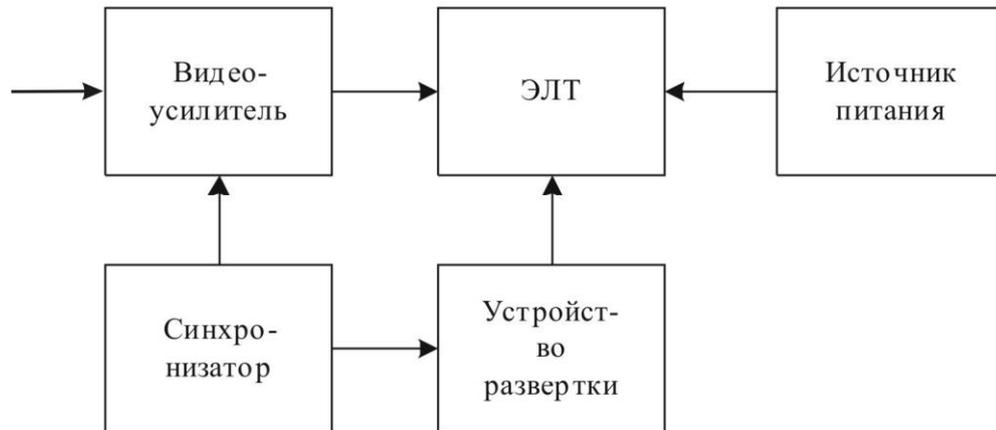


Рисунок 6. Индикаторный блок. Схема функциональная

Работа видеосуилителя описана в разделе 6.2.

В качестве индикатора используется электронно-лучевая трубка специальной конструкции, в которой прямоугольный экран расположен несимметрично относительно электронного луча. Это позволяет полнее использовать площадь экрана при секторной развертке луча.

Устройство развертки формирует в отклоняющих катушках линейно нарастающие импульсы тока, модулированные, по амплитуде о частотой азимутального сканирования антенны.

Устройство синхронизации служит для формирования следующих калибрационных и управляющих сигналов:

- 1) импульсов управления схемой развертки;
- 2) импульсов подсвета линии развертки;
- 3) калибрационных меток дальности.

Работа устройства синхронизации начинается с прихода импульса от передатчика.

5.4 Связь локатора с бортовым навигационным вычислителем

При наличии на борту самолета специализированного навигационного вычислителя возможна коррекция счисляемых текущих координат самолета по данным РЛС. Схема связи приведена на рис. 7.

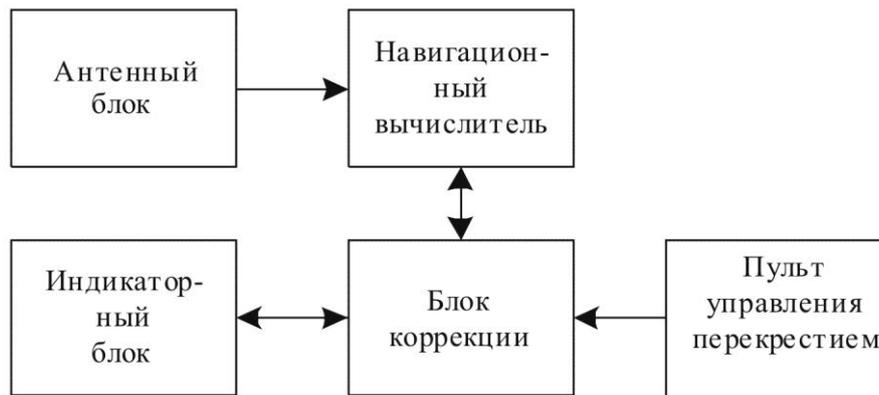


Рисунок 7. Связь РЛС с навигационным вычислителем

В вычислитель вводятся данные о путевой скорости, сноса и курса, координаты начала и конца маршрута, а также координаты радиолокационного ориентира. Вычислитель по этим данным рассчитывает наклонную дальность и курсовой угол до ориентира и выдает их на экране РЛС в виде светящегося кольца и линии курсового угла. Реальные координаты ориентира не будут совпадать с рассчитанным из-за наличия ошибок вычисления. Разница показаний используется как поправка к счислимым координатам ориентира и, соответственно, координатам самолета.

6 КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назначение РЛС.
2. Основные ТТХ РЛС.
3. Особенности работы РЛС в режиме "Земля".
4. Особенности работы РЛС в режиме "Метео".
5. Особенности работы РЛС в режиме "Контур".
6. Особенности работы РЛС в режиме "Снос".
7. Способ формирования широкого и узкого лучей диаграммы направленности антенны.
8. Особенности построения приемоиндикаторной части РЛС.
9. Совместная работа РЛС и навигационного вычислителя.
10. Конструктивные особенности РЛС.

7 ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ

Лабораторная установка собрана на базе метеонавигационного радиолокатора «Гроза-154» в составе: РЛС, специального пульта включения радиолокатора «Гроза», радиолокационного измерительного прибора ГК-4 – 19А, осциллографа и щитка включения питания. Все элементы установки размещены на инженерном столе, для крепления антенны стол имеет возвышающееся опорное устройство.

Специальный пульт включения не входит в состав РЛС, а используется в ремонтных лабораториях для проверки питающих напряжений и токов в

основных точках схемы РЛС, включения различных режимов работы, подключения других измерительных приборов и т.д.

Измерительный радиолокационный прибор позволяет измерять чувствительность приемника и его частотную характеристику, измерять спектр излучаемого сигнала, производить имитацию отраженного сигнала, выполнять ряд других измерений.

8 ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Осуществить начальные установки на пульте управления радиолокатора.

Клавиша «РЛС» в положении «ОТКЛ».

Переключатель «РЕЖИМ РАБОТЫ» в положении «ГОТОВ».

Переключатель «МЕТКИ» в положении «30».

Ручка «НАКЛОН» в положении «0».

Остальные ручки установить в средние положения.

Осуществить начальные установки специального пульта включения (СПВ) радиолокатора.

Все тумблеры установить в положение «ВЫКЛ».

Осуществить начальные установки прибора ГК4-19.

Ручка «УСТАНОВКА МОЩНОСТИ» в крайнем левом положении.

Тумблер стрелочного прибора в положении «ТОК СМЕСИТЕЛЯ», нижерасположенный тумблер в положении «РАБОТА».

Осуществить начальные установки генератора Г5-54.

Переключатель «ЗАПУСК» в положении «ВНУТРЕННИЙ».

Ручка «ВРЕМЕННОЙ СДВИГ» в положении 100 мкс.

Переключатель «ДЛИТЕЛЬНОСТЬ» в положении 1 мкс.

Ручка «АМПЛИТУДА» в среднем положении.

Переключатель «ВЫХОД» в положении X1.

Включить электропитание.

На щитке питания лабораторной установки поставить тумблеры «220 В», «115 В», «27 В» в положение «ВКЛ».

На СПВ включить тумблер «ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ».

Нажать клавишу «РЛС» на главном индикаторном блоке. На лицевой панели индикатора должны загореться световые сигналы.

Включить излучение радиолокатора.

На СПВ перевести тумблер «ВН» в положение «ВКЛ».

Через 10 минут после включения электропитания перевести переключатель режимов работы на индикаторном блоке в положение «ЗЕМЛЯ». При этом должна загореться сигнальная лампочка «ВН» на СПВ.

УБЕДИВШИСЬ, ЧТО НИКТО НЕ НАХОДИТСЯ БЛИЖЕ 1 МЕТРА ОТ АНТЕННЫ, включить сканирование антенны тумблером «СКАНИР.» на СПВ.

С помощью ручек «ЯРКОСТЬ» и «МЕТКИ» получить на экранах индикаторов светящиеся дуги дальности нужной яркости.

Проверить работоспособность антенного блока.

В режиме «ЗЕМЛЯ» определить число полных качаний рефлектора антенны за одну минуту.

Выключить сканирование антенны, установив тумблер «СКАНИР.» на СПВ в положение «ВЫКЛ».

Поставить переключатель режимов работы локатора в положение «ГОТОВ», дождаться полной остановки движения антенны и вновь перевести переключатель режимов в положение «ЗЕМЛЯ».

Проверить работу приемо-передающего блока.

Включить в ГК4-19 режим измерения мощности. Замерить мощность передатчика радиолокатора.

Включить в ГК4-19 режим измерения частоты. Замерить несущую частоту передатчика.

Включить в ГК4-19 режим генерации сигнала. Генератор Г5-54 перевести в режим внешнего запуска импульсом положительной полярности. Установить частоту излучения ГК4-19, равную измеренной частоте передатчика. Подключить осциллограф к гнездам «УПЧ» на СПВ. На экране осциллографа получить сигнал, имитирующий отраженный от цели сигнал. Зарисовать «отраженный» сигнал при его различной задержке. Задержку устанавливать ручкой «ВРЕМЕННОЙ СДВИГ» генератора Г5-54. Если нет импульса на гнездах «УПЧ», то необходимо произвести подстройку частоты сигнала генератора ГК4-19.

Снять характеристику ВАРУ в режиме работы «ЗЕМЛЯ». Переключатель дальности действия на индикаторном блоке установить в положение «30». Амплитуду сигнала на выходе приемника измерять осциллографом. Задержку импульса устанавливать ручкой «ЗАДЕРЖКА» генератора Г4-54.

Снять амплитудную характеристику приемника. Уровень входного сигнала изменять ручкой «ОСЛАБЛЕНИЕ» генератора ГК4-19. Амплитуду выходного сигнала измерять осциллографом. Характеристику снимать при положении переключателя дальности действия локатора «250» при трех значениях дальности: 1,5 км, 15 км и 150 км.

Измерить осциллографом период повторения импульсов радиолокатора.

Примечание. При работе с генератором ГК4-19 пользоваться инструкцией по эксплуатации прибора.

Выключить лабораторную установку.

Переключатель режимов работы поставить в положение «ГОТОВ».

Нажать клавишу «ОТКЛ» на индикаторном блоке.
Выключить питание СПВ тумблером «ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ».
Выключить тумблерами «220 В», «115 В», «27 В» на щитке питания лабораторную установку.

9 СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА ПО РАБОТЕ

Краткое описание РЛС «Гроза», краткое изложение принципа измерения азимута, дальности и угла сноса, технические характеристики РЛС.

Краткое описание лабораторной установки и методики проведения измерений.

Результаты измерений в следующей последовательности.

1. Средняя мощность передатчика.
2. Несущая частота передатчика.
3. Период повторения радиоимпульсов.
4. Число качаний антенны в минуту. Рассчитать период обзора и время облучения цели.
5. Амплитудная характеристика приемника. Первичные данные и графики.
6. Характеристика ВАРУ приемника. Первичные данные и графики.

Анализ результатов, сравнение измеренных характеристик РЛС с паспортными, объяснение расхождений.

10 РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

Метеонавигационный радиолокатор "Гроза". Инструкция по эксплуатации. – М.: Авиаэкспорт, 1980.

А.П.Тихонов. Радиолокационное оборудование самолетов и его эксплуатация. – М.: Транспорт, 1980.

Лабораторная работа № 5.

Доплеровские измерители скорости и угла сноса

Лабораторная работа предназначена для изучения принципа действия и технического исполнения доплеровских измерителей скорости и угла сноса (ДИСС), позволяющих реализовать метод счисления пути при местопределении самолетов.

Рассмотрены физические основы измерения скорости и сноса, особенности сигналов, действующих в измерителе, дано описание трех измерителей, в разное время выпускаемых отечественной промышленностью. Дано описание лабораторного макета и приведены контрольные вопросы.

Настоящее описание служит для подготовки к проведению лабораторной работы. Задание на работу и требования к отчету в виде отдельного приложения выдаются студентам перед началом работы.

1 СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ

1.1 Основные сведения о бортовых доплеровских измерителях скорости и угла сноса

Задача дальней навигации решается в горизонтальной плоскости и обычно выполняется по кратчайшему между двумя точками расстоянию (вдоль дуги большого круга земного шара), называемому ортодромией. Навигационными величинами, контролируруемыми навигационными измерителями, являются направление ортодромии и дальность вдоль ортодромий (см. рис 1).

Доплеровские навигационные измерители позволяют определять вектор скорости объекта относительно земной поверхности (горизонтальную составляющую полной скорости), называемую путевой скоростью W . Интегрирование скорости с учетом направления (курса) движения позволяет определить пройденный путь и координаты объекта. Так реализуется метод навигации, называемый методом счисления пути.

Путевая скорость W складывается из двух составляющих: воздушной скорости V , т.е. скорости движения летательного аппарата относительно воздушной среды, и скорости ветра U , т.е. скорости движения воздушной среды относительно земли. Направление вектора воздушной скорости практически совпадает с направлением оси летательного аппарата. Векторы \vec{W} , \vec{V} , \vec{U} образуют так называемый навигационный треугольник скоростей (рис.2).

Угол δ между направлениями векторов \vec{W} и \vec{V} называется углом упреждения или углом сноса.

Наиболее надежным и точным средством измерения W и δ является бортовой радиоприбор, работа которого основана на использовании эффекта

Доплера при излучении бортовым передатчиком радиоволн, отражении их от земной поверхности и приеме их на борту.

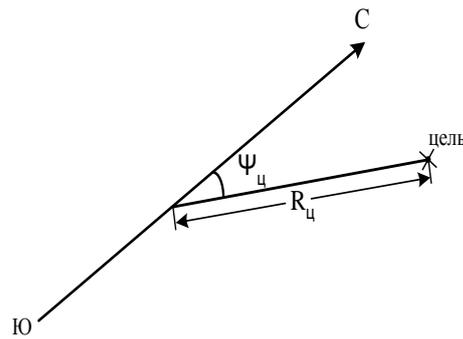


Рисунок 1. Навигационные величины:
 $\Psi_{ц}$ – направление (угол) ортодромии,
 $R_{ц}$ – дальность вдоль ортодромии.

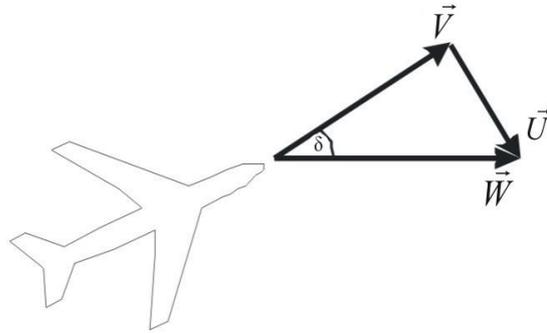


Рисунок 2. Навигационный треугольник скоростей

Эффект Доплера заключается в том, что при взаимном перемещении излучателя и приемника (или отражателя) радиоволн частота колебаний, воспринимаемая приемником, отличается от частоты излученных колебаний тем больше, чем больше скорость их относительного перемещения. В случае их сближения приемник воспринимает частоту колебаний более высокую, чем излученная, а при удалении более низкую. Разность частот излученного (f_0) и принятого ($f_{пр}$) колебаний называется доплеровским приращением (смещением) частоты (f_g).

Простейшим измерителем W и δ является однолучевой доплеровской радиоприбор с облучением земной поверхности под некоторым углом α (см. рис.3).

Предположим, что самолет летит строго горизонтально, а диаграмма направленности антенны может поворачиваться в горизонтальной плоскости в пределах угла $\pm\beta$.

Доплеровский сдвиг частоты f_g определяется проекцией вектора путевой скорости на направление оси диаграммы направленности антенны. При наличии углов α , β и δ (см. рис.3) выражение для приращения частоты имеет вид:

$$f_g = \frac{2W}{\lambda} \cdot \cos(\beta + \delta) \cdot \cos \alpha, \quad (1)$$

где W – путевая скорость;

λ – длина волны.

Однолучевой измеритель работает следующим образом. Диаграмма направленности поворачивается в горизонтальной плоскости до получения максимального значения f_g , что соответствует $(\beta + \delta) = 0$. При этом положении антенны по значению f_g можно рассчитать W , а измеряя угол между продольными осями антенны и самолета, определить угол сноса δ . Однако такая система обладает рядом существенных недостатков.

Главные из них следующие.

1. Как видно из рис. 4, наиболее резкая зависимость f_g от угла $(\beta + \delta)$ наблюдается при значениях $(\beta + \delta)$ близких к 90° . В области $(\beta + \delta) = 0$ f_g почти не изменяется. Поэтому однолучевые измерители не дают необходимой точности.
2. При изменении угла $(\beta + \delta)$ в обе стороны от нулевого значения изменения доплеровской частоты имеют одинаковые знака. Это обстоятельство делает невозможным построение схемы автоматического измерения скорости и угла сноса.

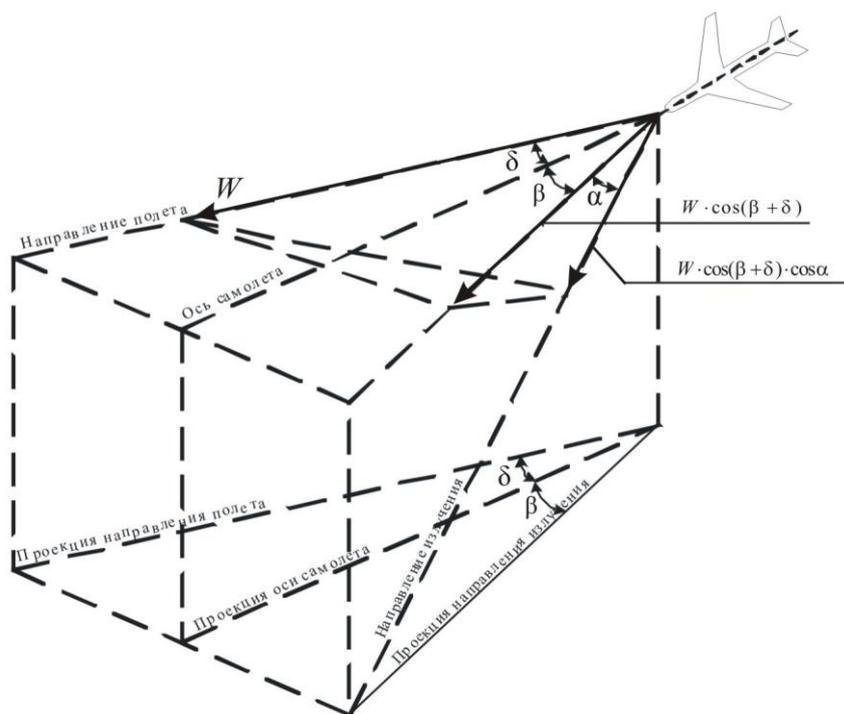


Рисунок 3. Принцип измерения скорости.

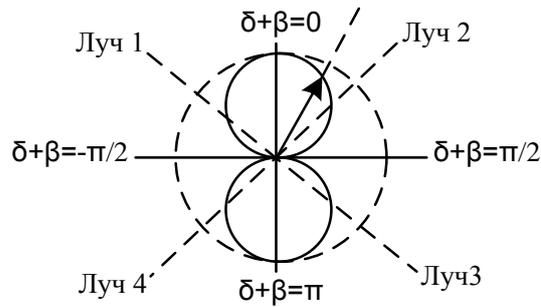


Рисунок 4. Полярная диаграмма зависимости f_g от $(\beta + \delta)$ при $\alpha = \text{const}$

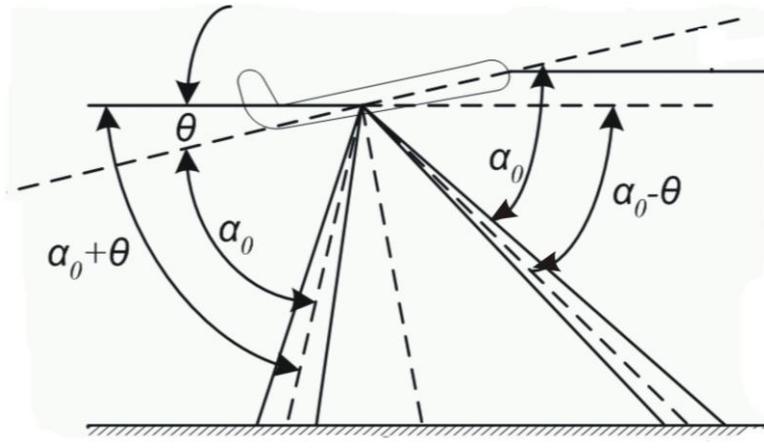


Рисунок 5. К зависимости f_g от угла тангажа θ

3. В однолучевом доплеровском измерителе предъявляются жесткие требования к стабильности частота передатчика за время запаздывания отраженного сигнала t_z (кратковременная стабильность), так как уход частоты за время распространения сигнала проявляется как доплеровский сдвиг частоты.

4. В однолучевых системах f_g сильно зависит от углов крена и тангажа (см. рис. 5).

Рассчитаем ошибку в измерении W однолучевой системой при угле тангажа $\theta = 1^\circ$ при $\alpha = 70^\circ$. При отсутствии тангажа:

$$W = \frac{f_g \cdot \lambda}{2 \cdot \cos \beta \cdot \cos \alpha}.$$

При тангаже θ :

$$W' = \frac{f_g \cdot \lambda}{2 \cdot \cos \beta \cdot \cos(\alpha + \theta)}.$$

Относительная погрешность

$$\frac{W - W'}{W} = \frac{\Delta W}{W} = \frac{\cos 70^\circ - \cos 71^\circ}{\cos 70^\circ} \approx 5\%.$$

По перечисленным соображениям в современных бортовых измерителях путевой скорости и угла сноса применяются только многолучевые системы.

Наиболее распространенной является четырехлучевая система с X - расположением лучей, приведенная на рис.10. Запишем средние значения частот доплеровских спектров для каждого луча при наличии угла сноса δ в горизонтальном полете

$$\begin{aligned} f_{g1} &= \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta - \delta), \\ f_{g2} &= \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta + \delta), \\ f_{g3} &= -\frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta - \delta), \\ f_{g4} &= -\frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta + \delta). \end{aligned}$$

Лучи 1-3 и 2-4 включаются попарно последовательно во времена. В измерительной схеме от каждой пары противоположно направленных лучей используется разность их средних доплеровских частот. Для лучей 1-3 это будет

$$f_{g(1-3)} = 2 \cdot \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta - \delta),$$

для лучей 2-4 –

$$f_{g(2-4)} = 2 \cdot \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta + \delta).$$

При наличии угла тангажа θ выражения для пары частот будут иметь вид:

$$\begin{aligned} f_{g1} &= \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos(\alpha - \theta) \cdot \cos(\beta - \delta), \\ f_{g3} &= -\frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos(\alpha + \theta) \cdot \cos(\beta - \delta), \\ f_{g(1-3)} &= 2 \cdot \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos \theta \cdot \cos(\beta - \delta). \end{aligned}$$

Отсюда

$$W = \frac{f_{g(1-3)} \cdot \lambda}{4 \cdot \cos \alpha \cdot \cos \theta \cdot \cos(\beta - \delta)}.$$

При $\alpha = 70^\circ$ изменение угла тангажа на 1° вызывает ошибку в измерения скорости $\frac{\Delta W}{W} = 0,02\%$ (против 5% для однолучевой системы). Это же справедливо и для другой пары лучей.

Следует отметить, что в многолучевой система, в отличие от однолучевой, измерение W и δ происходит при положении лучей антенны на крутых участках диаграммы (рис.4). Это обеспечивает более высокую точность измерения угла сноса.

Доплеровская аппаратура создает на борту объекта направление полета (линии пути) по отношению к продольной оси объекта, т.е. в связанной с объектом системе координат. Для определения линии пути по отношению к частям света необходимо знание курсового угла (угол между продольной

осью самолета и направлением на север). Курсовой угол измеряется курсовой системой.

Непрерывное измерение вектора путевой скорости (модуля и курса) позволяет путем интегрирования скорости определять пройденный путь, а при известных координатах точки начала измерения и текущие координаты объекта. Эти расчеты выполняются в навигационном вычислителе.

Следовательно, тремя основными частями автономной доплеровской системы навигации являются:

- 1) доплеровский измеритель W и δ ;
- 2) курсовой прибор;
- 3) навигационный вычислитель координат объекта.

1.2 Краткие сведения об условиях отражения от земной и морской поверхностей

Характер отражения электромагнитных волн от какой-либо протяженной поверхности определяется, в первую очередь, соотношением между длиной волны и размерами неровностей отражающей поверхности.

Если линейные размеры неровностей на поверхности много меньше длины волны, то поверхность является для данного излучения гладкой и отражение от нее происходит по законам геометрической оптики: при наклонном облучении такой поверхности обратно к излучателю энергия отразиться не может (рис. 6а).

Если размер неровностей поверхности сравним с длиной волны, то поверхность является для данного излучения шероховатой. Отражение от нее происходит диффузно, во всех направлениях. Для идеальной шероховатой поверхности отраженная энергия распределяется по закону косинуса (закон Ламберта), причем часть ее отражается обратно к излучателю (см. рис. 6б).

Если максимальный размер неровностей поверхности много больше длины волны, то каждый элементарный участок поверхности для данного излучения будет действовать, как зеркало. Вследствие произвольной взаимной ориентации таких участков, поверхность в целом будет характеризоваться весьма сложной многолепестной диаграммой рассеяния энергии с множеством направлений, в которых излучение вообще отсутствует. Такая поверхность называется гладким рельефом (рис. 6в).

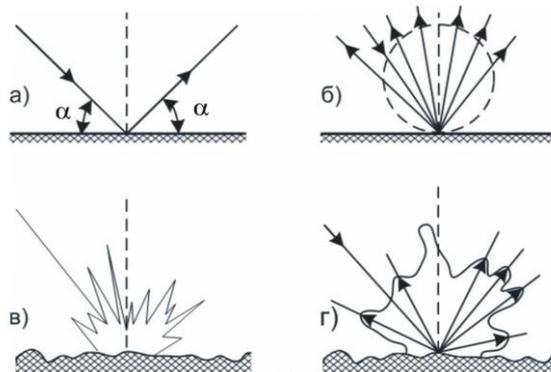
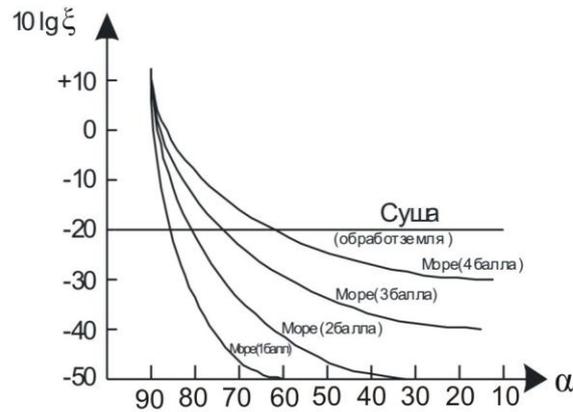


Рисунок 6. Характер отражения радиоволн.

Рисунок 7. Зависимость интенсивности отражения от α

Земная поверхность является весьма сложным отражающим объектом и не может быть отнесена ни к одному из трех перечисленных видов поверхностей. При облучении земной поверхности волнами сантиметрового диапазона на облучаемой площади, как правило, имеются неровности, размеры которых намного превышают длину волны. Но поверхность этих неровностей рельефа сама имеет неровности, сравнимые с длиной волны. Диаграмма рассеяния энергии такой поверхностью должна иметь сложную многолепестковую форму, как показано на рис. 6г. Как видно из рисунка, в нашем случае отражение в сторону излучателя всегда имеет место.

Особое место занимает морская поверхность. Отражение от водной поверхности в направлении, обратном излучению, имеет место только при ее волнении. Экспериментальные результаты показывают, что по своим свойствам морская поверхность при различном волнении занимает ряд промежуточных положений между гладкой поверхностью и шероховатым рельефом.

Рассеивающая способность для всех видов поверхности по-разному зависит от угла падения волны α . Особенно резко эта зависимость наблюдается у спокойной морской поверхности.

Назовем коэффициентом обратного рассеяния отношение мощности, рассеянной обратно к излучателю, к мощности, которую рассеивал бы в том же направлении идеально отражающий полусферический изотропный рассеивающий элемент.

На рис. 7 приведены зависимости коэффициента обратного рассеяния от угла падения α для суши и четырех состояний поверхности моря. Из графика видно, что при значениях углов α от 70° до 65° коэффициент обратного рассеяния ξ для суши и моря имеет наименьший разброс.

Следовательно, имеет смысл выбирать углы визирования лучей антенны α в этих пределах.

1.3 Спектр доплеровских частот при горизонтальном полете

В реальной радиолокационной системе луч антенны имеет конечную ширину, как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях. В связи с этим на местности освещается участок S , содержащий множество хаотически распределенных рассеивателей.

На облучаемой площадке можно выделить узкую полосу поверхности отражения, от элементов которой будут давать одинаковые значения доплеровского сдвига частоты. Согласно формуле (1) для фиксированного значения частоты f_g необходимо менять сразу оба угла: α и β . Геометрическим местом рассеивателей, сигналы от которых имеют одинаковую f_g , является линия пересечения с земной поверхностью конуса, ось которого совпадает с направлением вектора W , а угол при вершине равен 2α . Такая линия называется изочастотной. При горизонтальном полете это гипербола, ось симметрии которой совпадает с линией пути.

Облучаемая площадка, как видно из рис. 8, содержит множество изочастотных линий, каждой из которых соответствует свое значение угла α_i . Тогда заданному постоянному значению горизонтальной скорости объекта должен соответствовать спектр частот отраженного сигнала, определяемый выражением при $\alpha + \beta = 0$

$$\sum_{i=1}^N \left(f_0 + \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha_i \right). \quad (2)$$

В тех случаях, когда отражающий участок S (обычно имеющий удлиненную форму) находится под каким-либо углом к изочастотным линиям, форма спектра f_g определяется совокупностью диаграммы направленности луча антенны, в двух плоскостях.

Если участок S вытянут вдоль изочастотных линий, как это представлено на рис. 10, то форма спектра определяется диаграммой направленности луча антенны в направлении, перпендикулярном изочастотным линиям.

При полете объекта над сушей максимум огибающей доплеровского спектра практически совпадает с частотой f_{g0} , соответствующей осевому углу α_0 (см. рис. 8). Спектр можно считать симметричным, так как отражательная способность всех участков облучаемой площадки S одинакова.

При полете над морем картина изменяется. Как видно из рис. 7, отражательная способность морской поверхности очень резко убывает при уменьшении угла α . Поэтому в пределах облучаемой площадки она будет уменьшаться с уменьшением угла α . Соответственно при полете над морем кривая распределения энергии доплеровского спектра деформируется, как показано на рис. 9. При этом максимум огибающей смещается относительно частоты f_{g0} в сторону более низких частот к значению f'_{g0} , и определение скорости по средней частоте доплеровского спектра имеет ошибку за счет “морского эффекта” ($f'_{g0} - f_{g0}$). При практически применяемых в доплеровских системах углах падения $\alpha = 70^\circ - 60^\circ$ ошибки за счет “морского эффекта” имеет величину порядка 1%. Для её уменьшения желательно уменьшать растряску диа-

граммы направленности антенны в плоскости, перпендикулярной изочастотным линиям.

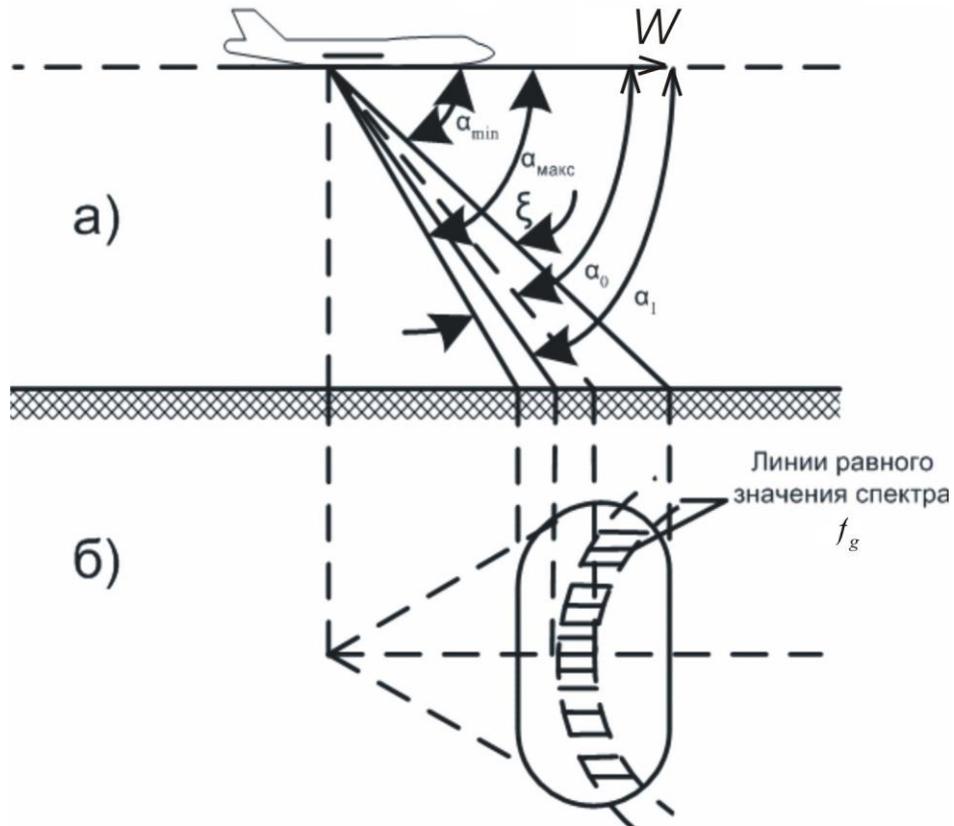


Рисунок 8. Образование изочастотных линий:
а) луч антенны, б) отражающий участок

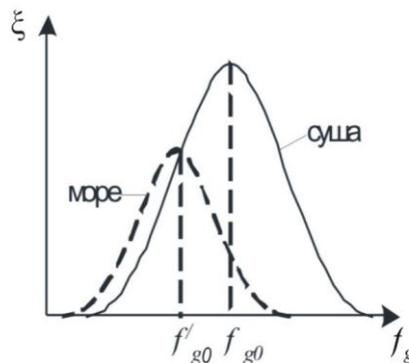


Рисунок 9. Спектры доплеровских частот

1.4 Погрешности доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса

Погрешности доплеровского измерителя можно разделить на 2 группы.

- 1). Методические погрешности, возникающие вне доплеровского измерителя из-за влияния характеристик отражающей поверхности;
- 2). Инструментальные погрешности, обусловленные неидеальностью характеристик блоков и элементов измерителя.

К первой группе относятся: погрешности измерения W и δ при наличии углов крена и тангажа, флуктуационные погрешности, погрешности, обусловленные изменением коэффициента отражения местности в пределах диаграммы направленности антенны и движением отражающих поверхностей.

Рассмотрим флуктуационные погрешности измерения W и δ .

Отраженный от местности сигнал флуктуирует по амплитуде и частоте. Выходной сигнал измерителя доплеровской частоты также является флуктуирующим узкополосным сигналом.

Узкополосный случайный сигнал можно представлять в виде синусоиды с медленно меняющимися амплитудой и частотой. Мгновенная частота такого сигнала все время претерпевает медленные отклонения от средней частоты спектра f_{g0} . Поэтому, измеряя мгновенную частоту сигнала f_g , мы даже в отсутствии внешнего шума неизбежно допускаем погрешность определения f_{g0} порядка $(f_g - f_{g0})$.

Дисперсия измеряемых в различные моменты времени значений f_g и, соответственно, среднеквадратичная погрешность измерения тем больше, чем шире спектр мощности сигнала

$$\sigma_f = k \cdot \Delta f_g,$$

где $\sigma_f = \sigma(f_g - f_{g0})$ - среднеквадратичное отклонение;

k - постоянный коэффициент;

Δf_g - ширина спектра сигнала по уровню половинной мощности.

Интервал когерентности узкополосного случайного сигнала связан с шириной его спектра приближенным соотношением

$$T_k \approx \frac{1}{\Delta f_g}. \quad (4)$$

Это означает, что значения мгновенной частоты, разделенные интервалом $t > T_k$, независимы одно от другого. При интегрирование показаний частотомера за время $T_{\text{уср}}$ имеет место усреднения всех независимых замеров частоты f_g за это время. Полное число таких замеров N за время $T_{\text{уср}}$ можно определить формулой

$$N \approx \frac{T_{\text{уср}}}{T_k} \approx T_{\text{уср}} \cdot \Delta f_g. \quad (5)$$

Из теории ошибок известно, что при усреднении результатов независимых равноточных замеров некоторой заданной величины результирующая среднеквадратичная погрешность замеров в \sqrt{N} раз меньше погрешности единичного замера.

Следовательно, результирующая среднеквадратичная погрешность измерения частоты f_{g0} за время $T_{\text{уср}}$ может быть определена соотношением

$$\sigma'_f = \frac{\sigma_f}{\sqrt{N}} \approx \frac{k \cdot \Delta f_g}{\sqrt{T_{\text{уср}} \cdot \Delta f_g}} = k \cdot \sqrt{\frac{\Delta f_g}{T_{\text{уср}}}}. \quad (6)$$

Относительная среднеквадратическая погрешность измерения путевой скорости $\frac{\sigma_w}{W}$ определяется следующим соотношением:

$$\frac{\sigma_w}{W} = \frac{1}{f_g} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta f_g}{T_{\text{уср}}}}. \quad (7)$$

Среднеквадратическая флуктуационная погрешность измерения угла сноса может быть определена из следующей формулы:

$$\sigma_\delta = \frac{\text{ctg}\beta}{f_g} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta f_g}{T_{\text{уср}}}}. \quad (8)$$

Обратимся к инструментальным погрешностям.

Путевая скорость и угол сноса могут быть определены для четырехлучевой система (при пренебрежении влиянием углов тангажа и крена) по следующим формулам

$$W = k_1 \cdot \frac{A_1 + A_2}{2 \cdot \cos \delta},$$

$$\text{tg}\delta = \frac{A_1 - A_2}{A_1 + A_2} \cdot \text{ctg}\beta,$$

где $A_1 = f_{g(1-3)}$, $A_2 = f_{g(2-4)}$, $k_1 = \frac{\lambda}{4 \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta} = \frac{\lambda}{4 \cos \gamma}$.

Доплеровские частоты (средние частоты доплеровского спектра), входящие в эти уравнения, определяются выражением:

$$f_{gi} = \pm \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta \pm \delta) = \pm \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot f_0 \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta \pm \delta),$$

где $i=1,3;2,4$;

f_0 - частота излучаемых колебаний;

α, β - углы визирования лучей антенны.

Из приведенных зависимостей следует, что инструментальные погрешности определения W и δ обуславливаются следующими основными источниками:

- 1) отклонением частоты f_0 от номинального значения;
- 2) отклонением углов α и β антенного устройства от номинальных значений;
- 3) смещением средних (среднеквадратичных) доплеровских частот f_g при прохождении приемного тракта вследствие влияния шумов приемника, а также неравномерности его полосы пропускания;
- 4) погрешностью преобразования средних частот доплеровских спектров в аналоговые или дискретные величины A_1 и A_2 ;
- 5) погрешностью работы вычислителя.

Первая из перечисленных погрешностей возникает вследствие медленных уходов частота генератора при изменении температуры, смены магнетронов, изменения питающих напряжений, старения магнетронов. Погреш-

ность измерения путевой скорости $\frac{\Delta W}{W} = \frac{\Delta f_0}{f_0}$ может быть исключена путем измерения фактической, частоты генератора и ввода поправки в вычислительное устройство. Тогда снижение погрешности ограничивается неточностью измерения частоты. При этом погрешность измерения скорости составляет - 0,05%. Как видно из формулы (10) изменение f_0 непосредственно на погрешность по углу сноса не влияет.

Отклонения углов α и β от номинальных значений вызываются неточностью изготовления и установки антенны относительно осей самолета, а также изменением линейных размеров элементов антенны при изменении температуры. Неточности изготовления антенны могут быть компенсированы путем измерения фактических диаграмм направленности и ввода соответствующих поправок $\Delta\alpha$. Так при определений путевой скорости в формулу (9) вместо углов α и β должны быть введены углы $\alpha + \Delta\bar{\alpha}$ и $\beta + \Delta\bar{\beta}$, где

$$\Delta\bar{\alpha} = \frac{1}{n} \cdot \sum_i^n \Delta\alpha_i$$

Для четырехлучевых устройств $n=4$.

По углу сноса поправка из-за неточности изготовления антенн вводится путем смещения продольной оси антенны относительно оси самолета на угол, соответствующий поправке.

Кроме этого, при изменении частота f_0 в волноводно-щелевых антеннах происходит смещение лучей в пространстве. Например, при повышении частоты на 10 МГц значения углов визирования меняются так, что это приводит к погрешности измерения путевой скорости $\frac{\Delta W}{W} = 0,08\%$. Для исключения таких погрешностей широко применяются частотно-независимые антенны. Существенными недостатками таких антенн являются ограниченная диапазонность и очень жесткие требования к допускам при изготовлении волноводов.

Третий источник погрешности проявляется в следующем. На выходе приемника имеется фильтр, рассчитанный на полосу частот $\Delta f = f_{g \max} - f_{g \min}$. В этом диапазоне он пропускает полезный сигнал и шумы приемника. Когда средняя доплеровская частота f_{g0} находится в середине полосы фильтра, то влияние шумов не сказывается. Если же f_{g0} находится вблизи крайней точки диапазона пропускаемых частот; то при малом отношении сигнал/шум шумы приемника, складываясь с полезным сигналом, смещают измеренную доплеровскую частоту к середине полосы фильтра. Погрешность от шумов приемника может быть вычислена по формуле:

$$\frac{\Delta f_g}{f_g} = \frac{1}{2q} \cdot \left(\frac{f_\omega^2}{f_g^2} - 1 \right),$$

где f_ω и f_g - среднеквадратичные частоты шумов и сигналов;

$q = \frac{P_c}{P_{ш}}$ - превышение сигнала над шумом.

Величина и состав погрешностей четвертого пункта зависят от способа измерения доплеровских частот. Максимальная инструментальная погрешность для одного из измерителей по данным испытаний составляет по путевой скорости 0,17% и по углу сноса около 8'.

Погрешности вычисления угла сноса и путевой скорости здесь рассматриваться не будет, т.к. рабочие формулы угла сноса и путевой скорости инструментируются в аналоговых вычислителях в неявном виде. Поэтому расчет погрешностей довольно сложен и должен опираться на экспериментальный материал.

2 ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ДИСС-1

2.1 Назначение

Доплеровский измеритель скорости и сноса - ДИСС-1 (ранее именовавшийся "Ветер-2") предназначен для установки на дальние и стратегические бомбардировщики. Он обеспечивает автоматическое автономное определение в индикацию путевой скорости W и угла сноса δ самолета, а также ввод этих значений в навигационные устройства.

Кроме того, при наличии в комплекте измерителя ДИСС-1 дополнительных блоков счисления пути В-9М и В-9У, определяется пройденный самолетом путь без раскладки по координатам. ДИСС-1 обеспечивает навигацию вне зависимости от условий оптической видимости при полетах над дезориентированной местностью.

2.2 Основные тактико-технические данные

Измеритель ДИСС-1 имеет следующие характеристики.

1. Обеспечивается нормальная работа (измерение путевой скорости и угла сноса) на высотах от 200 до 17000 м во всем диапазоне возможных углов тангажа для этих самолетов в режиме горизонтального полета. Измеритель ДИСС-1 при установке его на самолет не имеет элементов или обтекателей, выступающих за обводы фюзеляжа самолета.

2. Вес без соединительных кабелей составляет 75 кг.

3. Выполняется непрерывная работа в течение 20 часов без каких либо регулировок в полете.

4. Определяется путевая скорость самолета со среднеквадратичной ошибкой, не превышающей 0,3% от текущего значения.

5. Измеряется суммарный угол сноса и скольжения самолета в диапазоне $\pm 80^\circ$ со среднеквадратичной ошибкой 17° .

6. Значение угла сноса и путевой скорости индицируются штурману объединенным стрелочно-цифровым указателем измерителя.

7. Определяется пройденный самолетом путь без раскладки его по координатам, с ошибкой 1 км $\pm 0,5\%$ и выдаются данные на цифровой указатель штурмана. Предусмотрена возможность сброса показаний на нуль в любой точке пути с последующим продолжением отсчета от нуля.

8. Автоматический перевод в режим "Память" происходит при переходе самолета в режим, отличный от горизонтального полета (при крене более $\pm 5^\circ$ и тангаже $< (-2^\circ)$ и $> (+ 10^\circ)$, при сильном ослаблении отраженного полезного сигнала, при наличии радиопомех и при выключении собственного радиоизлучения.

9. Питающие напряжения: переменный ток 115 В, 400 Гц и постоянный ток + 27 В.

Потребление от самолетных источников питания: по цепи +27 В не более 6,5 А, по цепи 115 В не более 1,2 кВА.

10. Гарантийный срок службы - 500 рабочих летных часов.

2.3 Принцип действия

Измеритель ДИСС-1 является четырехлучевым устройством с поворотными антеннами, работающим в импульсном режиме излучения. Расположение лучей показано на рис. 10, Выражение для доплеровских частот по лучам, приведенное выше, в общем виде может быть записано так:

$$f_{gi} = \pm \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \alpha \cdot \cos(\beta \pm \delta) = \pm \frac{2 \cdot W}{\lambda} \cdot \cos \gamma_i,$$

где W - путевая скорость,

λ - длина волны, ($\lambda = 3$ см),

γ - угол между вектором путевой скорости и направлением излучения по лучам,

α - угол наклона луча в вертикальной плоскости, ($\alpha = 68^\circ 5'$);

β - угол между проекциями излучения и осью симметрии антенн в горизонтальной плоскости, ($\beta = 30^\circ$).

Антенная система измерителя облучает земную поверхность одновременно только двумя лучами: один луч направлен вперед вправо, второй - назад влево (лучи 2 и 4 на рис. 10). Через некоторое время облучение производится второй парой лучей: вперед влево и назад вправо (лучи 1 и 3). Процесс смены лучей повторяется периодически с частотой 8,3 Гц. За время существования каждой пары лучей сигналы с них смешиваются и совместно обрабатываются с выделением и последующим измерением удвоенного значения доплеровской частоты f_g (1 - 3) и f_g (2 - 4).

Для определения угла снова измеряются отдельно доплеровские частоты, полученные с одной пары противоположно направленных лучей (с 1-й антенной полусистемы), и частоты со второй пары лучей (2-я полусистема).

При симметричном расположении полусистем относительно линии пути (проекций вектора путевой скорости на землю) эти частоты равны между собой. В случае нарушения симметрии для полусистем становятся не равными углы ($\beta \pm \delta$) и равенство частот нарушается. Появляется сигнал ошибки в виде постоянного напряжения, у которого, полярность соответствует направлению рассогласования, Это напряжение преобразуется, усиливается, поступает на двигатель и поворачивает антенну таким образом, чтобы рассогласование ис-

чезло, т.е. устанавливает всю систему в симметричное относительно линии пути, направление. При этом угол поворота антенны равен углу сноса δ .

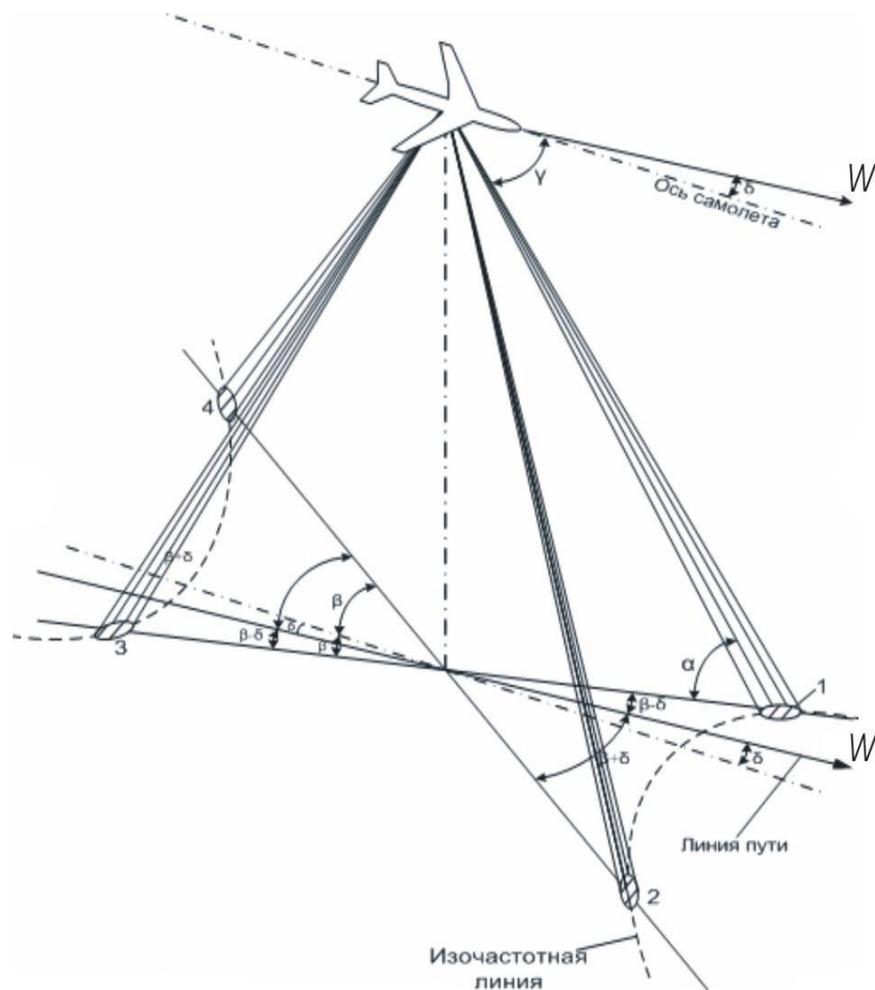


Рисунок 10. Расположение в пространстве четырех лучей антенны.

Угол сноса с антенны снимается на собственный указатель измерителя ДИСС-1 и в навигационный автомат с помощью сельсинов. Значение доплеровской частоты в момент равенства частот по парам лучей однозначно определяет путевую скорость самолета.

Для уменьшения средней мощности передатчика ДИСС-1 используется пакетно-импульсный режим излучения и приема, который характеризуется тем, что излучение высокочастотных импульсов электромагнитной энергии производится в течение коротких интервалов времени ("пакетов"), за которыми следуют в пять раз более длительные паузы. За счет этого средняя мощность передатчика снижена в 6 раз.

2.4 Структурная схема

Измеритель ДИСС-1 состоит из антенного блока, приемо-передающего блока, электронного блока, блока питания, частотомерного блока, указателя W и δ , пульта управления, а также дополнительных блоков счисления и ука-

зателя пути и блока сервоусилителей, подключаемых при сопряжении с навигационными автоматами. Кроме того, имеется комплект кабелей с распределительными коробками (см. рис.11).

Антенный блок В-1 обеспечивает формирование X -образной диаграммы направленности и излучение высокочастотной электромагнитной энергии, прием отраженных импульсов, поворот антенны вместе с приемопередающим блоком в пределах $\pm 30^\circ$, обработку и выдачу данных по углу сноса.

Приемо-передающий блок В-2 предназначен для формирования и генерирования мощных высокочастотных импульсов, приема и усиления отраженных сигналов, автоматической подстройки частоты гетеродина и для синхронизации работы измерителя.

Электронный блок В-3 служит для: выделения доплеровского сигнала, пропорционального путевой скорости самолета; преобразования его в импульсы, частота следования которых равна средней частоте доплеровского спектра; перевода измерителя в режим "Память"; автоматической регулировки усиления приемника; переключения частоты посылок.

Блок питания В-4 предназначен для питания измерителя выпрямленными стабилизированными напряжениями. В блок питания входят выпрямители на + 150В; +300 В; - 150 В и - 250 В.

Пульт управления В-6 служит для включения и управления измерителем.

Указатель путевой скорости и угла сноса В-7 обеспечивает индикацию путевой скорости в км/час и угла сноса в градусах, а также сигнализацию наличия высокого напряжения и режима "Память".

Частотомерный блок В-8 предназначен для преобразования средней частоты спектра доплеровского сигнала, величина которой пропорциональна путевой скорости, в напряжение, управляющее двигателем ДИД-0,5 в блоке В-7.

Все блоки измерителя, кроме блоков В-6, В-7, которые расположены в кабине штурмана на приборной доске, размещаются в негерметическом отсеке в средней или хвостовой части самолета.

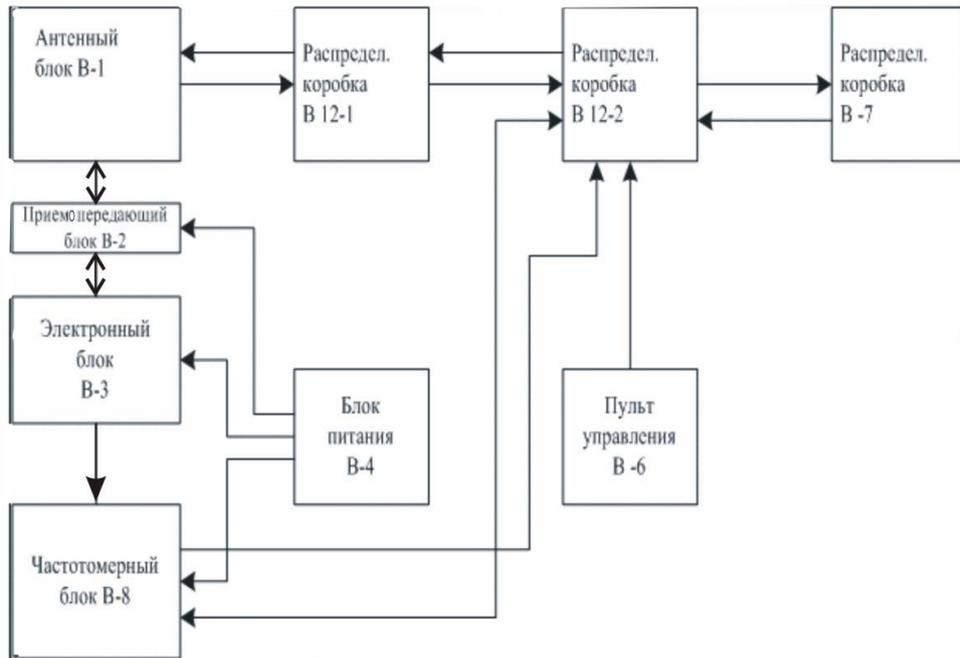


Рисунок 11. Структурная схема ДИСС

2.5 Функциональная схема

На рис. 12 приведена общая функциональная схема измерителя ДИСС-1, на которой показано взаимодействие отдельных элементов измерителя.

Задающим узлом, синхронизирующим работу всех элементов измерителя во времени, является синхронизатор В-54, расположенный в приемо-передающем блоке В-2.

При включении в состав измерителя блоков В-9М и В-9У синхронизатор работает с запуском от задающего синхронизатора блока В-9М, управляемого мультивибратором, расположенным в блоке В-3.

В синхронизаторе вырабатываются импульсы пачек длительностью 10 мс, импульсы пауз длительностью 50 мс, импульсы управления ферритовым коммутатором и разностным частотомером с частотой 8,3 Гц.

Частота синхронизирующих импульсов, подаваемых в блок В-2 и заполняющих пачки, определяется схемой переключения частот в блоке В-3 и автоматически, в зависимости от высоты и скорости полета, устанавливается в пачке, равной 34,35 или 37 кГц, а в паузе 1 кГц. Изменение частоты посылок позволяет избавиться от пропадания отраженного сигнала на "слепых" высотах, т.е. когда задержка отраженного сигнала совпадает с периодом частоты посылок. Для сохранения постоянной скважности одновременно с частотой посылок изменяется длительность зондирующих импульсов.

Импульсы пачек и пауз из синхронизатора В-54 поступают в блок В-3 для управления коммутатором приема, с выхода которого отраженный сигнал во время пачки направляется в канал измерения доплеровских частот, во время паузы - в схему памяти по помехам.

Синхронизирующие импульсы с синхронизатора поступают в модулятор, где усиливаются до амплитуды $5 \div 7$ кВ и подаются на магнетронный генератор МИ-164. Последний генерирует колебания с частотой 10 ГГц, причем частота повторения импульсов, а также длительность пачек и паузы задаются синхронизатором. Высокочастотные колебания магнетронного генератора по волноводу поступают в антенный коммутатор и далее в антенну.

Антенна формирует 4 луча, причем излучаются одновременно два луча, один из которых направлен вперед - вправо, а второй назад – влево. Ферритовый антенный коммутатор с частотой 8,3 Гц переключается таким образом, что в следующий момент один луч ориентируется вперед - влево, а второй назад - вправо. Описанные пары лучей называются полусистемами.

Таким образом, антенна формирует четыре луча, проекции которых на земную поверхность напоминают букву X.

Все лучи сформируются одной волноводно-щелевой решеткой. Отраженная от земли энергия поступает по тем же двум лучам обратно в антенну. При этом с переднего луча приходят колебания о частотой выше излученной (на доплеровский сдвиг, пропорциональный скорости), а с заднего луча с пониженной на ту же величину частотой. В результате взаимодействия этих сигналов на выходе приемного канала образуются сигналы, модулированные по уровню удвоенным доплеровским спектром.

Канал измерения частоты определяет среднюю частоту этого спектра и выдает путевую скорость, а разность средних частот спектров в полусистемах является сигналом наличия угла между направлением полета и осью антенны, т.е. угла сноса δ .

Отраженный сигнал в виде импульсов, модулированных по амплитуде спектром удвоенных доплеровских частот, поступает через разрядник защиты приемника, предохраняющий входные цепи от выгорания во время мощного зондирующего импульса, на смеситель сигналов. Сюда же поступают колебания от клистронного генератора, исполняющего роль гетеродина.

Клистронный генератор создает сигнал с частотой выше частоты магнетрона. Значение частота клистронного генератора определяется схемой автоподстройки частоты. В смеситель АПЧ ответвляется часть энергии магнетрона, и подаются колебания клистронного генератора. В случае, если их разностная частота отличается от требуемой, схема АПЧ изменяет напряжение на отражательном электроде клистронна и устанавливает необходимую величину его частоты.

В смесителе сигналов выделяемая промежуточная частота, равная разности частот клистрона и отраженного сигнала и поступает на вход усилителя промежуточной частоты. Усилитель промежуточной частоты усиливает отраженные сигналы до требуемого уровня. Величина сигнала регулируется автоматически схемой АРУ. Затем сигнал поступает на второй детектор, детектируется и через катодный повторитель в виде видеоимпульсов, модулированных по амплитуде доплеровскими частотами, поступает на вход видеоусилителя в блок В-3 через нормально замкнутые контакты реле включения калибровки W. В режиме калибровки это реле срабатывает и на вход видео-

усилителя поступают импульсы, модулированные одной из калибрационных частот калибратора скорости. После усиления в видеоусилителе сигнала поступают в коммутатор приема, который разделяет принятый сигнал и направляет его во время пачки на вход широкополосного фильтра, а во время паузы на схему памяти по помехам.

Кроме того, с выхода видеоусилителя импульсы поступают на вход схемы АРУ и схему переключения частот. Сигнал, содержащий информацию о скорости, проходит через фильтр и в виде спектра доплеровских частот поступает на вход усилителя. После усиления сигнал запускает триггер, частота которого будет равна средней частоте доплеровского спектра. Импульсы триггера дифференцируются и через контакты реле памяти и реле включения калибровки поступают на вход селекторного каскада. Здесь происходит усиление импульсов и "вырезание" части пачки импульсом селекции. (См. рис. 13).

Импульсы доплеровской частоты, снимаемые с выхода селекторного каскада, запускают блокинг-генератор. Блокинг-генератор вырабатывает импульсы постоянной длительности и строго постоянной амплитуда 150 вольт, частота которых равна также средней частоте доплеровского спектра. Эти импульсы поступают в блок В-8 для измерения этой частоты и далее (в виде сигнала 400 Гц) в блок В-7 для преобразования в показания путевой скорости. Эти же импульсы подаются в блок В-9М для счисления пути, на вход разностного частотомера для определения угла сноса и в схему переключения частоты посылок.

В блоке В-8 импульсы поступают на вход дозирующей цепи, где преобразуются в ток, пропорциональный частоте следования, т.е. доплеровской частоте. На суммирующем конденсаторе этот ток сравнивается с током обратной связи с потенциометра блока В-7. При неравенстве токов на суммирующем конденсаторе образуется напряжение, которое используется как сигнал ошибки следящей системы обработки путевой скорости. Напряжение ошибки преобразуется полупроводниковым преобразователем в переменное напряжение 400 Гц (синхронное с напряжением сети 400 Гц).

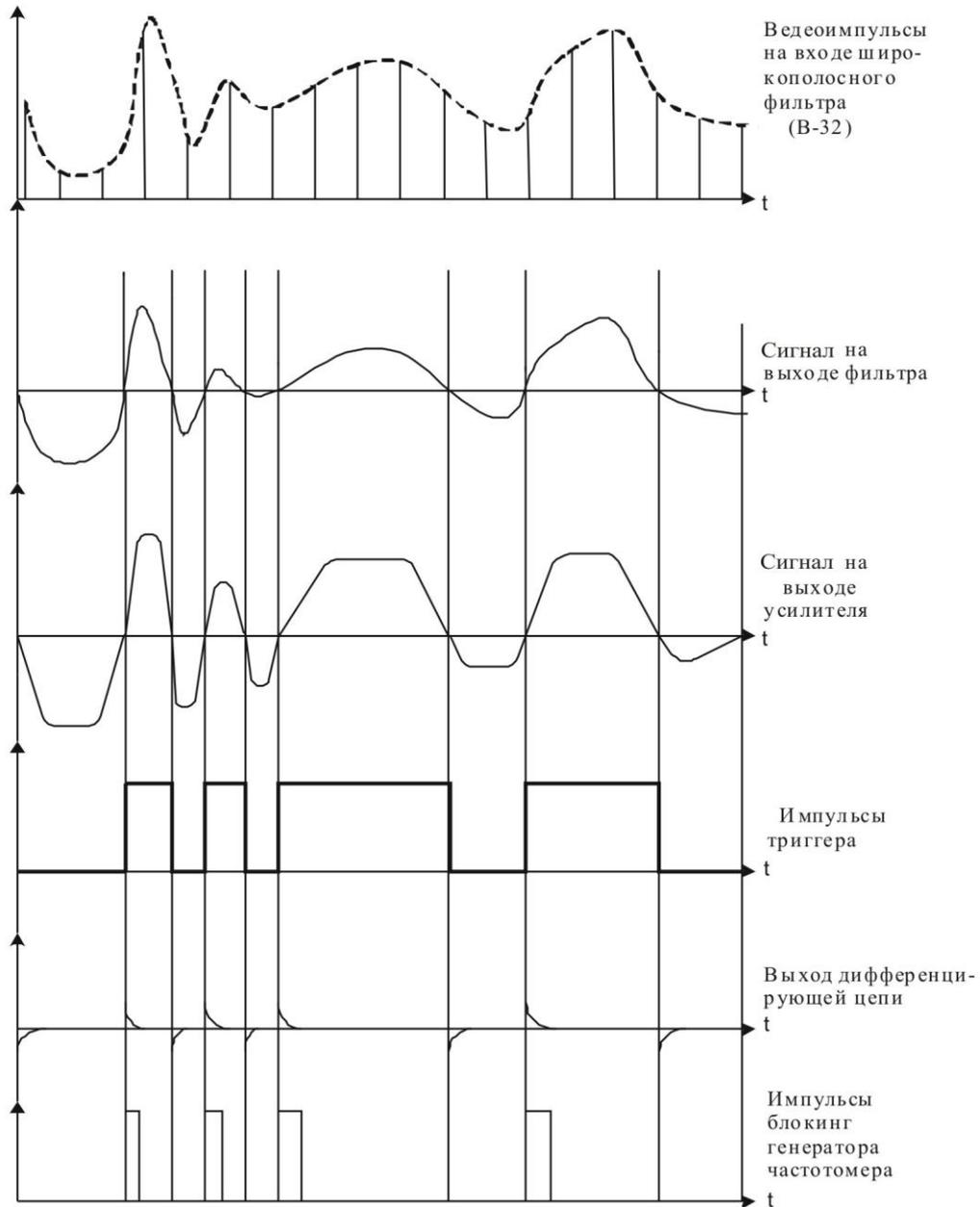


Рисунок 13. Формы сигналов

Это напряжение после усиления приводит в движение двигатель обработки (М7-1) в блоке Б-7 и устраняет рассогласование.

Вследствие этого, в состоянии равновесия на вход суммирующего конденсатора поступает всегда равные по величине и противоположные по знаку токи, и, следовательно, напряжение на потенциометре линейно связано с величиной доплеровской частоты, а значит и путевой скорости. С потенциометром через редуктор связан счетчик, показания которого дают значение путевой скорости.

Цепь обратной связи, состоящая из демодулятора (Д8-3-Д-6) и цепочки (С8-4, R 8-4, R 8-5), устраняет влияние кратковременных колебаний сигнала на точность показаний, т.е. обеспечивает необходимое усреднение. Данные путевой скорости выдаются внешним потребителям с потенциометра связи в

блоке В-7 (R 7-2), который через тот же редуктор связан с двигателем отработки (M7-I).

Импульсы блокинг-генератора, поступившие в блок В-9И, делятся там по частоте следования до такого значения, при котором один импульс соответствует одному километру пройденного пути. После деления импульсы поступают в блок В-9У, в котором от каждого импульса счетчик поворачивается на одно деление, фиксируя пройденный 1 км пути. Таким образом осуществляется счисление пройденного пути.

Импульсы блокинг-генератора, поступившие на вход разностного частотомера, преобразуются в два постоянных напряжения, одно из которых пропорционально средней доплеровской частоте первой полусистемы, а второе - второй. Путем сравнения на выходе разностного частотомера двух постоянных напряжений от двух полусистем определяется с соответствующим знаком разность, являющаяся следствием неравенства частот в полусистемах из-за несимметричного положения антенны относительно линии пути самолета. Это напряжение в качестве сигнала ошибки подается на магнитный усилитель (В-55м), а затем на двигатель отработки угла сноса. Двигатель расположен на антенне и поворачивает ее через редуктор до тех пор, пока сигнал ошибки не станет равным нулю, т.е. пока антенна не займет симметричное положение относительно линии пути, и частоты в полусистемах не уравниваются.

Магнитный усилитель и привод по углу сноса охвачены обратной связью, обеспечивающей устойчивость и необходимую полосу пропускания системы. В качестве датчика скорости отработки в схеме обратной связи используется тахо-генератор ТПП-1 (M1-2).

Расположенные на антенне сельсины-датчики (M1-3, M1-6, M1-7) и потенциометры (R 1-1 и R1-2), передают данные об угле поворота антенны, т.е. об угле сноса, в навигационно-бомбардировочные автоматы, в прибор ИВС-2 и в собственный указатель сноса измерителя в блок В-7.

В режиме "Память" управление антенной осуществляется от НБА или ЦНБУ сигналом частоты 400 Гц, поэтому в режиме "Память" напряжение на магнитный усилитель подается через фазочувствительный выпрямитель (В-55М).

Размещенная в блоке В-3 схема переключения частоты посылок F_3 и F_2 управляется импульсами блокинг-генератора из субпанели В-34 и при частоте, превышающей 13÷18 кГц, переключает нижнюю частоту посылок высокочастотных импульсов с F_3 на F_2 кГц.

Для обеспечения калибровки канала счисления пути, а также для устранения влияния высоты на длительность используемой части пачки в блоке В-3 имеется схема формирования импульса селекции пачки. На вход схемы поступает импульс пачка длительностью 10 мс, дифференцируется и запускает генератор регулируемой задержки, вырабатывающий импульс, длительность которого регулируется от 0,7 до 3 мс. Этот импульс и импульс пачки подаются на схему совпадения (ЛЗ1-4), на выходе которой образуется импульс

длительностью $7 \div 9,3$ мс с передним фронтом, сдвинутым на $0,7 \div 3$ мс по сравнению с импульсом пачки.

Помимо устройств, обеспечивающих измерение скорости и угла сноса, в составе измерителя имеется также устройство, осуществляющее автоматический перевод его в режим "Память", при пропадании отраженного сигнала, выходе самолета из режима горизонтального полета, воздействии помехи и выключении высокого напряжения (радиоизлучения). При воздействии любого из указанных факторов срабатывает исполнительное реле памяти.

Уменьшение отраженного сигнала до величины ниже требуемой, для обеспечения заданной точности по W , приводит к падению напряжения на выходе специального детектора сигнала (Д35-1), вызывая срабатывание реле памяти по пропаданию сигнала (Р30-8).

Перевод измерителя в режим "Память" при воздействии помехи производится схемой, анализирующей частоту принятых сигналов в "паузе". Отраженные импульсы дифференцируются и запускают блокинг-генератор (Л36-1). Превышение этой частотой двухкратного значения частоты посылок импульсов в паузе приводит к увеличению напряжения на выходе детектора и вызывает срабатывание реле памяти по помехе (Р30-10). Такая схема обеспечивает защиту от импульсных и шумовых помех, т.к. мощные шумы воспринимаются, как импульсы, следующие с высокой частотой.

При крене, превышающем $\pm 5^\circ$, и тангаже свыше $-2^\circ \div 10^\circ$, напряжение, пропорциональное крену и тангажу, поступающее от гиродатчика (АГД, АП или ЦГВ) и усиленное в В-37, вызывает срабатывание реле памяти по крену и тангажу (Р37-1, Р37-2).

Таким образом, при наличии сигналов о помехе, о крене и тангаже, превышающих допустимые значения, слабом сигнале или отсутствия излучения срабатывают исполнительные реле "памяти" (Р30-2), (Р30-4), (Р30-11) и измеритель переходит в режим "Память". В этом случае на вход формирующих цепей частотомера поступают через контакты исполнительного реле памяти (Р30-2) импульсы с блокинг-генератора памяти (В-33). Частота этих импульсов определяется напряжением, выдаваемым из навигационных автоматов.

В навигационном автомате имеется вычислитель, в котором по данным W и δ от ДИСС-1 и данным о воздушной скорости непрерывно вычисляется вектор ветра. При переходе в режим "Память" запоминается последнее значение ветра, определенное в режиме "Работа". По этому значению ветра и данным воздушной скорости навигационный автомат в этом режиме вычисляет значения W и δ и выдает их в ДИСС-1 в виде напряжений для отработки блоками В-1 и В-7,

Таким образом, при длительной работе в режиме "Память" показания на блоке В-7 и положение антенны будут корректироваться при изменении курса и воздушной скорости самолета. Такая система памяти позволяет получить наименьшие ошибки навигационного вычислителя при работе в режиме "память" и ускорить отработку действительных данных W и δ блоками В-1 и В-7 измерителя ДИСС-1 при переходе обратно в режим "Работа".

3 ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ДИСС-3

Технические характеристики ДИСС-3 следующие.

Диапазон измерения путевой скорости 200 ÷ 1300 км в час, угла сноса 0 ÷ 25 град.

Среднеквадратическая погрешность измерения путевой скорости 0,7 %, угла сноса 30 мин.

Диапазон рабочих высот 20 ÷ 20000 м.

Вид излучения непрерывное немодулированное.

Мощность излучения - 5 Вт.

Чувствительность приемника минус 133 дБ/ Вт.

Число лучей - 4.

Частота коммутации лучей - 5 Гц.

Несущая частота - в диапазоне 10 ГГц.

В состав измерителя входят: высокочастотный и электронный блоки, вычислитель, индикатор и блок питания.

Высокочастотный блок измерителя конструктивно объединяет антенную систему, передатчик и приемник. Антенная система состоит из двух волноводно-щелевых частотно-независимых антенн, работающих в режиме стоячей волны. Каждая из антенн в зависимости от фазы (0 или 180 град) питающего напряжения одновременно формирует два диаметрально противоположных луча (1 и 3 или 2 и 4). Соответствующие выводы антенн подключаются к передатчику и приемнику коммутаторами. Угол наклона лучей к горизонту 60 град, угол поворота пар лучей к продольной оси корабля 45 град, ширина луча в вертикальной плоскости около 4,5 град, в другой – около 7 град. Передатчик представляет собой магнетронный генератор с устройствами стабилизации (УС) частоты. Защита магнетрона осуществляется ферритовым вентилем ФВн. Мощность генерируемых колебаний контролируется через детекторную секцию ДС. Приемник собран по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты, в качестве гетеродина используется клистронный генератор. Сигнал доплеровской частоты после второго преобразования выделяется и усиливается в блоке УНЧ со схемой АРУ.

Электронный блок предназначен для выдачи в вычислитель и сопряженные с ДИСС бортовые системы сигналов, несущих информацию о доплеровских частотах, а также для синхронизации коммутаторов. На входе блока стоит схема узкополосной фильтрации, состоящая из фильтра со средней частотой 70 кГц с полосой пропускания примерно равной максимальной ширине спектра сигнала, и преобразователей частоты, переносящих спектр на частоту 70 кГц и обратно. Схема измерения частоты построена по принципу счета числа переходов через ноль и служит для получения пропорционального частоте постоянного тока для управления генератором схем слежения. Средняя частота следования переходов через ноль равна средней доплеровской частоте. Схема захвата предназначена для перехода из режима поиска в режим слежения, а схемы слежения вместе с соответствующими интеграторами замыкают цепи обратной связи при слежении и вырабатывают пропор-

циональный доплеровской частоте сигнал постоянного тока для вычислителя ДИСС. Генератор контроля ГК служит для получения колебаний двух частот, имитирующих доплеровский сдвиг в режиме «Контроль».

Вычислитель представляет собой аналоговое электромеханическое устройство, вырабатывающее напряжения постоянного тока, пропорциональные путевой скорости и углу сноса. В дальнейшем эти напряжения поступают на указатели угла и скорости и на бортовую ЭВМ, где вычисляются текущие координаты.

4 ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ДИСС-013

Основные параметры измерителя ДИСС-013 следующие.

Диапазон измерения путевой скорости 180 ÷ 1300 км/час, угла сноса 0 ÷ 30 град.

Среднеквадратическая погрешность измерения путевой скорости 0,2 %, угла сноса 10 мин.

Диапазон рабочих высот 10 ÷ 15000 м.

Вид излучения - непрерывное частотно-модулированное.

Мощность передатчика 0.3 Вт.

Чувствительность приемника минус 139 дБ/Вт.

Число лучей 3.

Частота коммутации лучей 3 Гц.

Несущая частота в диапазоне 10 ГГц.

В состав измерителя входят следующие блоки: высокочастотный, низкочастотный и индикатор.

Высокочастотный блок конструктивно объединяет антенную систему, передатчик, приемник и высоковольтный выпрямитель.

Антенная система состоит из двух волноводно-щелевых антенн, волноводы которых работают в режиме бегущей волны. Приемная и передающая антенны формируют по три луча с А-образным расположением. Знаки угло-частотной зависимости для приемной и передающей антенн противоположны и антенная система оказывается частотно-независимой. Установочные углы лучей: в вертикальной плоскости – 64 град, в горизонтальной – 35 град от продольной оси корабля для двух задних лучей. Ширина диаграммы направленности в вертикальной плоскости около 4.5 град, в другой плоскости - около 10 град.

Передатчик представляет собой генератор на клистроне с частотной модуляцией сигнала. Для уменьшения влияния на генератор антенно-волноводного тракта используется вентиль в виде трехплечевого ферритового циркулятора В. Частотная модуляция осуществляется путём изменения напряжения на отражателе клистрона по синусоидальному закону. Среднее значение модулирующей частоты равно 1 МГц; эта частота изменяется по пилообразному закону (вобуляция частоты) в пределах 150 – 200 кГц в каждую сторону синхронно с коммутацией лучей.

Приемник собран по схеме с двойным преобразованием частоты. Для первого преобразования на балансный смеситель БС подается часть излучаемой мощности. Первая промежуточная частота равна 3 МГц (третья гармоника модулирующей частоты) с соответствующим доплеровским сдвигом. Для второго преобразования на синхронный детектор подается напряжение с частотой 3 МГц, которое формируется в умножителе частоты УЧ.

Низкочастотный блок состоит из устройств слежения и управления, вычислителя и схемы встроенного контроля. Устройство слежения представляет собой трехканальный узкополосный следящий измеритель частоты. Это устройство обеспечивает поиск и обнаружение спектра доплеровского сигнала, захват и слежение за этим спектром и выдачу в вычислитель ДИСС и навигационный вычислитель последовательности импульсов, частоты следования которых равны средним доплеровским частотам по каждому из лучей. Устройство управления обеспечивает синхронное переключение лучей антенной системы и коммутацию каналов устройства слежения, а также синхронизирует напряжение возбуждения. Вычислитель представляет собой аналоговое электромеханическое устройство и выдает напряжения, пропорциональные путевой скорости и углу сноса. Устройство встроенного контроля ВСК проверяет работоспособность измерителя на двух значениях имитируемых сигналов доплеровских частот.

Индикатор служит для считывания результатов измерения путевой скорости и угла сноса, включения ДИСС и перевода его в режим «Контроль».

5 КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Что измеряет ДИСС и как используется получаемая им информация для целей навигации.
2. Что такое навигационный треугольник скоростей.
3. Объяснить принцип действия однолучевого ДИСС.
4. Объяснить принцип действия многолучевого ДИСС.
5. Преимущества многолучевых ДИСС перед однолучевым.
6. Из каких соображений выбираются углы α и β .
7. Что такое изочастотные линии.
8. Чем определяется форма и ширина доплеровского спектра частот.
9. Отличие спектров доплеровских частот, отраженных от суши и от моря.
10. Объяснить работу ДИСС по функциональной схеме.
11. Для чего в ДИСС применяется режим "Память".
12. Для чего в ДИСС предусмотрено изменение частоты повторения импульсов.
13. Проследить преобразование навигационной информации при прохождении ее по цепям ДИСС (ВЧ, УПЧ, УНЧ и т.д.).
14. Каков состав погрешностей измерения скорости и угла сноса.

6 ОПИСАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ

6.1 Состав лабораторной установки

В лабораторную установку входят.

1. Измеритель "ДИСС-1".
2. Имитатор сигналов доплеровских частот.
3. Генератор звуковой частоты.
4. Осциллограф.

Измеритель размещен на передвижной тележке; имитатор, генератор и осциллограф находятся на лабораторном столе.

Имитатор сигналов предназначен для создания сигналов, максимально соответствующих реальному спектру доплеровских частот.

Генератор имитирует упрощенный отраженный сигнал, состоящий из одной гармонической составляющей.

Осциллограф служит для просмотра формы сигналов в характерных точках имитатора.

6.2 Краткое техническое описание имитатора сигналов доплеровских частот (СДЧ)

Имитатор СДЧ предназначен для лабораторных исследований радионавигационной системы "ДИСС-1" в режиме измерения скорости и угла сноса. Имитатор обеспечивает на выходе сигнал, соответствующий сигналу на входе видеосуилителя при реальной работе "ДИСС-1". Этот сигнал представляет собой пачка импульсов, модулированные по амплитуде спектром доплеровских частот. Предусмотрена возможность перестройки средней частоты спектра, изменение ширины спектра, подключение источников внешней модуляции по первому и второму каналам, а также введение шумовой помехи.

Технические характеристики имитатора следующие.

1. Амплитуда сигнала на выходе 2,5 В.
2. Диапазон изменения средней частоты $5 \div 20$ кГц.
3. Ширина спектра 0,5 кГц, 1 кГц, 2 кГц.

6.3 Функциональная схема имитатора

В состав функциональной схемы имитатора входят следующие функциональные узлы.

1. Генератор шума ГШ.
2. Усилитель шума УШ.

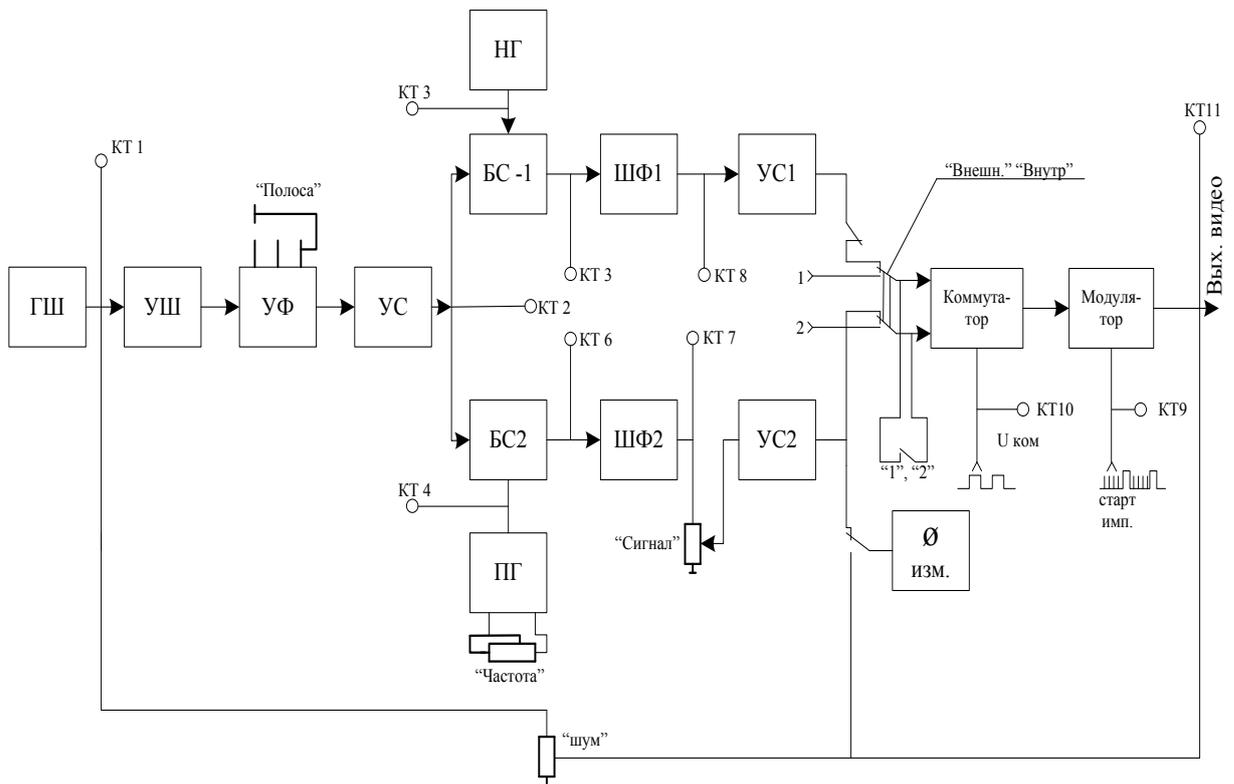


Рисунок 14 - Схема имитатора.

3. Узкополосный фильтр Уф.
4. Усилитель спектра УС.
5. Балансный смеситель 1-го канала БС-1.
6. Неперестраиваемый синусоидальный генератор НГ.
7. Балансный смеситель 11-го канала БС-11.
8. Перестраиваемый синусоидальный генератор ПГ.
9. Широкополосный фильтр 1-го канала ШФ-1.
10. Широкополосный фильтр 2-го канала ШФ-11.
11. Усилитель спектра 1-го канала УС-1.
12. Усилитель спектра 2-го канала УС-11.
13. Коммутатор каналов К.
14. Модулятор М.

Генератор шума создает шумовой сигнал, спектральная плотность которого не зависит от частоты в достаточно широких пределах. Этот шум усиливается усилителем УШ и поступает на узкополосный фильтр, полоса пропускания которого может принимать 3 фиксированные значения: 0,5 кГц, 1,0 кГц, 2,0 кГц. Затем сигнал с обуженным спектром усиливается и поступает на балансные смесители первого и второго каналов формирования сигналов БС-1 и БС-2. На БС-1 поступает также сигнал от неперестраиваемого синусоидального генератора НГ, на БС-2 поступает сигнал от перестраиваемого генератора ПГ.

В результате на выходе БС-1 появляется сигнал, состоящий из суммарных и разностных частот НГ и доплеровского спектра, причем частоты УФ и НГ подобраны так, чтобы разностная частота лежала в пределах изменения

доплеровской частоты системы “ДИСС-1”, т.е. $(4 \div 24)$ кГц. Этот сигнал поступает на фильтр ШФ-1, который выделяет из всего спектра частот только разностную частоту.

Второй канал работает аналогично. Отличие состоит в том, что частоту синусоидального генератора можно менять таким образом, что на выходе смесителя БС-2 и всего второго канала средняя частота доплеровского спектра меняется в пределах от 5 до 20 кГц. Сигналы 1-го к 2-го каналов подаются на коммутатор, который управляется сигналом переключения антенных полусистем, вырабатываемым системой “ДИСС-1”. Далее коммутированный сигнал поступает на модулятор, в который подаются старт-импульсы из блока синхронизации “ДИСС-1”. Эти старт-импульсы модулируются по амплитуде сигналом доплеровской частоты и подаются на выходной разъем имитатора.

Выходной сигнал 1-го канала соответствует сигналу от первой антенной полусистемы, а сигнал второго канала соответствует сигналу от второй антенной полусистемы измерения “ДИСС-1”.

7 ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Включить питание.

Перевести три тумблера включения напряжений на щитке питания в верхнее положение. Наличие напряжений контролировать по свечению сигнальных лампочек над тумблерами.

Включить имитатор сигналов тумблером «Вкл» на его передней панели. Сигнальная лампочка над ним должна загореться.

Включить осциллограф.

Включить генератор звуковой частоты.

Включить ДИСС тумблером «ВКЛ» на пульте управления.

2. Проверить работоспособность имитатора.

Просмотреть с помощью осциллографа сигналы в контрольных точках КТ 3, КТ 4, КТ 7 и КТ 8 для крайних значений средних частот доплеровского спектра в каждом из каналов при трех положениях переключателя «Полоса», определяющего ширину спектра доплеровских частот. Зарисовать форму сигналов в канале, допускающем изменение средней частоты.

Просмотреть с помощью осциллографа сигналы в контрольных точках КТ 9 и КТ 10 при двух положениях переключателя «Внеш»-«Внутр». При этом сигнал от генератора звуковой частоты должен быть подключен к гнездам 1 и 2 имитатора.

Объяснить соответствие формы и структуры сигналов в контрольных точках имитатора конкретным участкам функциональной схемы ДИСС.

3. Проверить работоспособность ДИСС.

Включить высокое напряжение в передатчике тумблером «ВН» на пульте управления.

Отметить наличие небольших изменений в показаниях индикатора скорости.

Отметить наличие небольших изменений в показаниях индикатора угла сноса при слабом повороте основного блока.

4. Снять скоростную характеристику.

Под скоростной характеристикой будем понимать зависимость показаний индикатора скорости от значений средней частоты доплеровского спектра, задаваемой имитатором. Измерения выполняются по сигналам, поступающим в имитатор от генератора звуковой частоты.

Переключатель «Внеш»-«Внутр» имитатора поставить в положение «Внеш».

Потенциометр «Шум» поставить в крайнее левое положение.

Изменяя частоту звукового генератора в пределах от 5 кГц до 20 кГц (10 точек) записать значения частот и соответствующих показаний индикатора скорости.

5. Снять угловую характеристику.

Под угловой характеристикой будем понимать зависимость показаний индикатора угла сноса от разности средних частот доплеровского спектра, создаваемых первым и вторым каналами имитатора.

Переключатель «Внеш»-«Внутр» имитатора поставить в положение «Внутр».

Потенциометр «Шум» поставить в крайнее левое положение.

Канал с переменной средней частотой ручкой «Частота» настраивается на частоту канала с постоянной частотой. Контроль настройки вести по получению нулевого показания индикатора угла сноса.

Снять зависимость показаний индикатора от величины отстройки частоты. Изменение частоты производить ручкой «Частота». Результаты измерений занести в таблицу. По данным таблицы построить график.

6. Измерить скорость отработки заданного значения угла сноса.

Уменьшить уровень выходного сигнала имитатора ручкой «Сигнал» до нулевой величины.

Установить ручкой «Частота» на панели имитатора значение частоты, соответствующей значению угла сноса 5 градусов. Для этого воспользоваться измеренной угловой характеристикой ДИСС.

Резко довести уровень сигнала имитатора до величины, при которой ДИСС устойчиво реагирует на сигналы имитатора. Засечь по секундной стрелке наручных часов момент времени подачи сигнала.

Отсчитать интервал времени, за который индикатор угла сноса отработает и покажет значение 5 градусов. Измерения выполнить три раза. Результаты записать.

7. Оценить влияние шумов на скоростную и угловую характеристики. Снять скоростную характеристику ДИСС (см. пункт 4 задания) при трех положениях потенциометра «Шум» на панели имитатора: два крайних положения и одно среднее. Результаты измерений занести в таблицу и построить графики.

Снять угловую характеристику ДИСС (см. пункт 5 задания) при трех положениях потенциометра «Шум» на панели имитатора: два крайних положения и одно среднее. Результаты измерений занести в таблицу и построить графики.

8. Выключить измерительные приборы и имитатор. Перевести тумблеры на щитке питания установки в нижнее положение.

8 СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

Краткое описание РЛС «Гроза», краткое изложение принципа измерения азимута, дальности и угла сноса, технические характеристики РЛС.

Краткое описание лабораторной установки и методики проведения измерений.

Результаты измерений в следующей последовательности.

Формы сигналов в контрольных точках имитатора.

Результаты проверки работоспособности ДИСС.

Результаты измерения скоростной характеристики в виде таблицы экспериментальных данных и графика.

Результаты измерения угловой характеристики в виде таблицы экспериментальных данных и графика.

Результаты измерения скорости отработки заданного угла сноса.

Результаты влияния шумов на скоростную и угловую характеристики в виде таблиц экспериментальных данных и графиков.

Анализ результатов.

9 РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

Б.П. Дудко. Радионавигация: Учебное пособие. – Томск: Томский университет систем управления и радиоэлектроники, 2003. – 159 с.

А.В. Резников, Г.Я. Дудко. Доплеровские измерители скорости и угла сноса. – М.: Радио, 1969, 253 с.

А.А. Сосновский., И.А. Хаймович. Авиационная радионавигация. Справочник. – М.: Транспорт, 1980, 225 с.