

1. СИСТЕМА РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ СРПБЗ

Назначение системы. Система предназначена для раннего предупреждения экипажа о близости земли. Внешний вид блока СРПБЗ показан на рис.1.



Рис. 1. Внешний вид блока СРПБЗ

Взаимодействие системы с бортовым оборудованием. На борту самолета система СРПБЗ взаимодействует со следующим оборудованием:

- радиовысотомером А-031-1Д (прав.) по сигналам (в систему) текущей истинной высоты ($H_{рв}$) и исправности РВ, разовой команде "контроль" (в радиовысотомер);
- системой воздушных сигналов СВС1-72-1В(Ф)-86 (прав.) – относительной высоты;
- системой посадки «КУРС-МП-70» («КУРС-МП-2») (прав.) по сигналам отклонения от равносигнальной зоны глиссады ϵ_r , готовности и сигналу «контроль» (от СРПБЗ);
- датчиками положения шасси по сигналам (в систему) «ШАССИ ОБЖАТО», «ШАССИ ВЫПУЩЕНО»;
- датчиком угла атаки по сигналу $\alpha_{доп}$ АУАСП (в СРПБЗ);
- датчиком положения закрылков по сигналу «ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ ПОЛНОСТЬЮ»;
- системой МСРП по сигналу «ОПАСНО ЗЕМЛЯ», который выдается при выдаче СРПБЗ предупреждения в любом режиме работы;
- системой TCAS для блокировки речевых команд во время выдачи СРПБЗ речевых сообщений.

Блок-схема и схема связей СРПБЗ показаны на рис. 2.

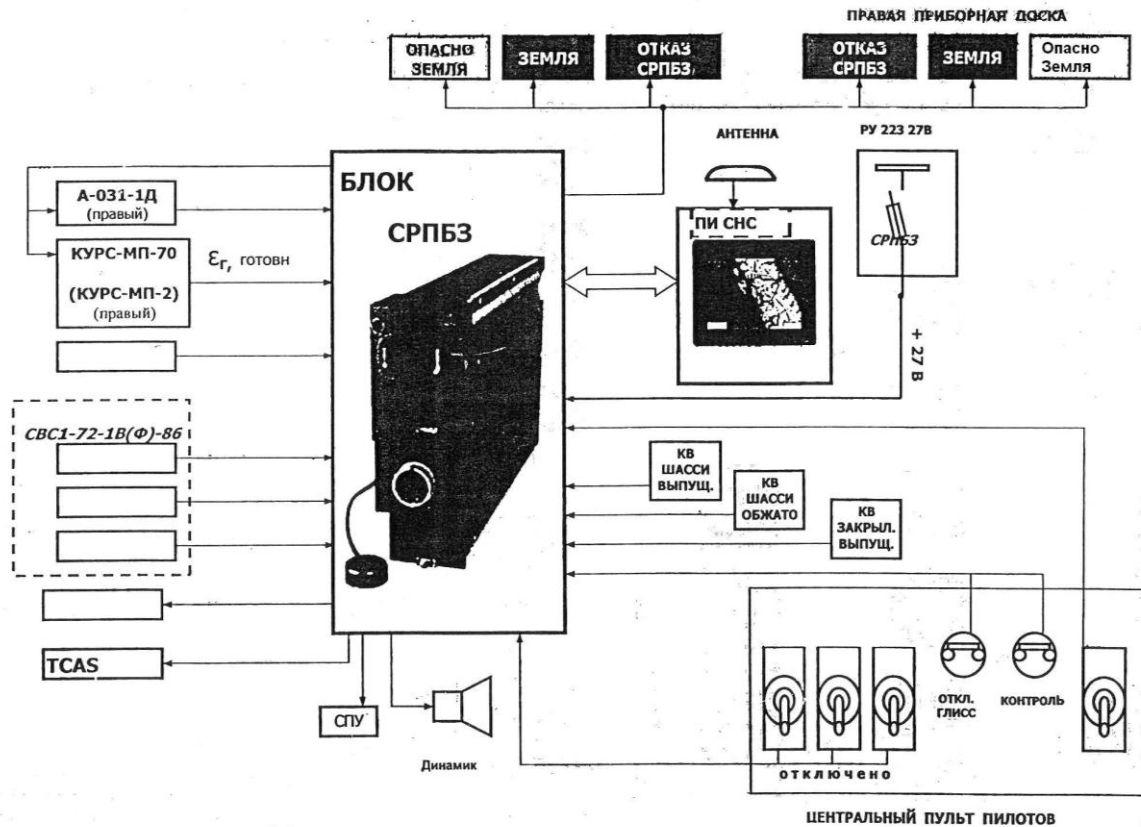


Рис. 2. Блок-схема и схема связей СРПБЗ

Состав СРПБЗ и размещение элементов системы. Размещение системы СРПБЗ на самолете показано на рис.3. Состав системы и размещение её блоков и органов управления приведены в табл.1.

Таблица 1

Состав и размещение системы СРПБЗ

Наименование блока	Кол-во	№ схем	Размещение
Блок СРПБЗ	1	Н1/27	Правый борт (вместо ССОС). Левый борт (вместо СППЗ) 9-10 шп.
Рама амортизационная	1		Правый борт (вместо ССОС). Левый борт (вместо СППЗ) 9-10 шп.
Блок индикатора СРПБЗ	1	Н2/27	Над центральной панелью приборной доски пилотов
Антенна блока индикатора	1		Верхняя часть фюзеляжа между шп. 13-14
Табло «ОПАСНО ЗЕМЛЯ»	2	Н7/26 Н8/26	На приборных досках
Табло «ЗЕМЛЯ»	2	Н9/26 Н10/26	На приборных досках пилотов
Табло «ОТКАЗ СППЗ»	2	Н11/26 Н16/26	На приборных досках пилотов
Кнопка «Контроль»	1	Н7/27	Передняя часть центрального пульта пилотов

Продолжение табл. 1

Кнопка «ГЛИСС ОТКЛ»	1	Н8/27	Передняя часть центрального пульта пилотов
Выключатель «ОБЩ»	1	Н3/27	Передняя часть центрального пульта пилотов
Выключатель «ЗАКРЫЛ»	1	Н4/27	Передняя часть центрального пульта пилотов
Выключатель «РЕЛЬЕФ»	1	Н5/27	Передняя часть центрального пульта пилотов
Переключатель «QNH-QFE»	1	Н6/27	Передняя часть центрального пульта пилотов

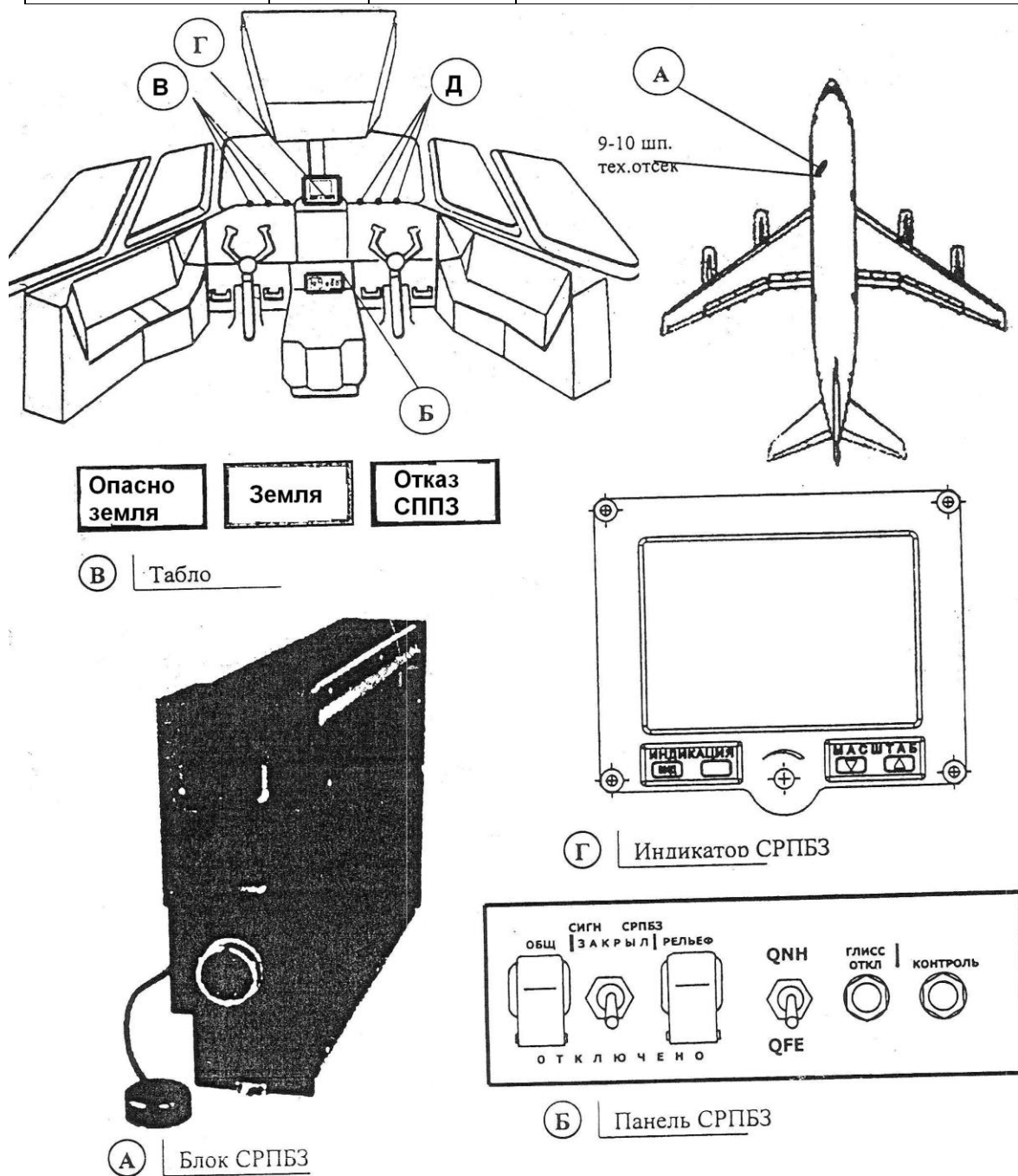


Рис. 3. Размещение СРПБЗ на самолете

Органы управления и сигнализации. Органы управления. Выключатель «ОБЩ»- для отключения речевых и визуальных предупреждений при ложных срабатываниях системы, при ее неконтролируемых отказах или при необходимости.

Выключатель «ЗАКРЫЛ» - для отключения речевых и визуальных предупреждений «НИЗКО, ЗАКРЫЛКИ» при необходимости.

Выключатель «РЕЛЬЕФ» - для отключения световых и речевых сигналов раннего предупреждения при необходимости.

Переключатель «QNH/QFE» - для выдачи признака барометрической высоты при посадке на конкретный аэродром.

Кнопка «КОНТРОЛЬ» - для включения режима встроенного контроля системы.

Кнопка «ГЛИСС ОТКЛ» - для отключения речевых и визуальных предупреждений «ГЛИССАДА» при преднамеренном снижении ниже глиссады РТС посадки.

Средства сигнализации. Речевые сообщения. Речевые сообщения, формируемые системой, прослушиваются экипажем через авиагарнитуры СПУ и динамик.

Речевые сообщения и установленный приоритет их выдачи приведены в табл. 2.

Таблица 2

Речевые сообщения и приоритеты

Приоритет	Речевое сообщение	Категория	Режим сигнализации
1	«тяни вверх»	А	1,2,7 (МДВ)
2	«Высота 60», «50», «40», «30», «25», «15», «10», «5» (отсчет высот в метрах)	У	
3	«тяни вверх»	А	7(РППЗ)
4	«земля»	П	2
5	«впереди земля»	П	7
6	«низко, земля»	П	4А,4Б,4В,8
7	«высота 150» (сигнализация о МДВ в метрах)	У	
8	«низко, шасси»	П	4А,4В
9	«низко, закрылки»	П	4Б,4В
10	«проверь высоту»	П	6
11	«опасный спуск»	П	1
12	«не снижайся»	П	3А,3Б
13	«глиссада»	П	5

Примечание: А – аварийная сигнализация; П – предупреждающая сигнализация; РППЗ – раннее предупреждение о приближении земли; МДВ – минимально допустимая высота; У – уведомляющая высота.

При одновременном формировании нескольких речевых сообщений выдаётся сообщение, имеющее более высокий приоритет.

Световые сигналы. Система одновременно с выдачей речевых сообщений выдает сигналы (разовые команды) для включения бортовых сигнализаторов (табло). Табло работают в проблесковом режиме с частотой 2÷3 Гц.

Табло «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» (красного цвета) срабатывает при выдаче системой аварийных речевых сообщений «ТЯНИ ВВЕРХ» и при индикации на экране индикатора текста «ТЯНИ ВВЕРХ» (красного цвета).

Табло «ЗЕМЛЯ» (желтого цвета) срабатывает при выдаче системой предупредительных сообщений и индикации текста этих сообщений (желтого цвета) на экране индикатора.

Табло «ОТКАЗ СРПБЗ» (желтого цвета) срабатывает при отсутствии сигналов исправности бортовых систем, с которыми взаимодействует СРПБЗ, или при наличии контролируемой неисправности системы. В процессе режима «контроль» табло «ОТКАЗ СРПБЗ» мигает.

Блок СРПБЗ. Блок СРПБЗ, установленный на амортизационную раму, образует моноблок СРПБЗ. Внешний вид блока приведен на рис.4.

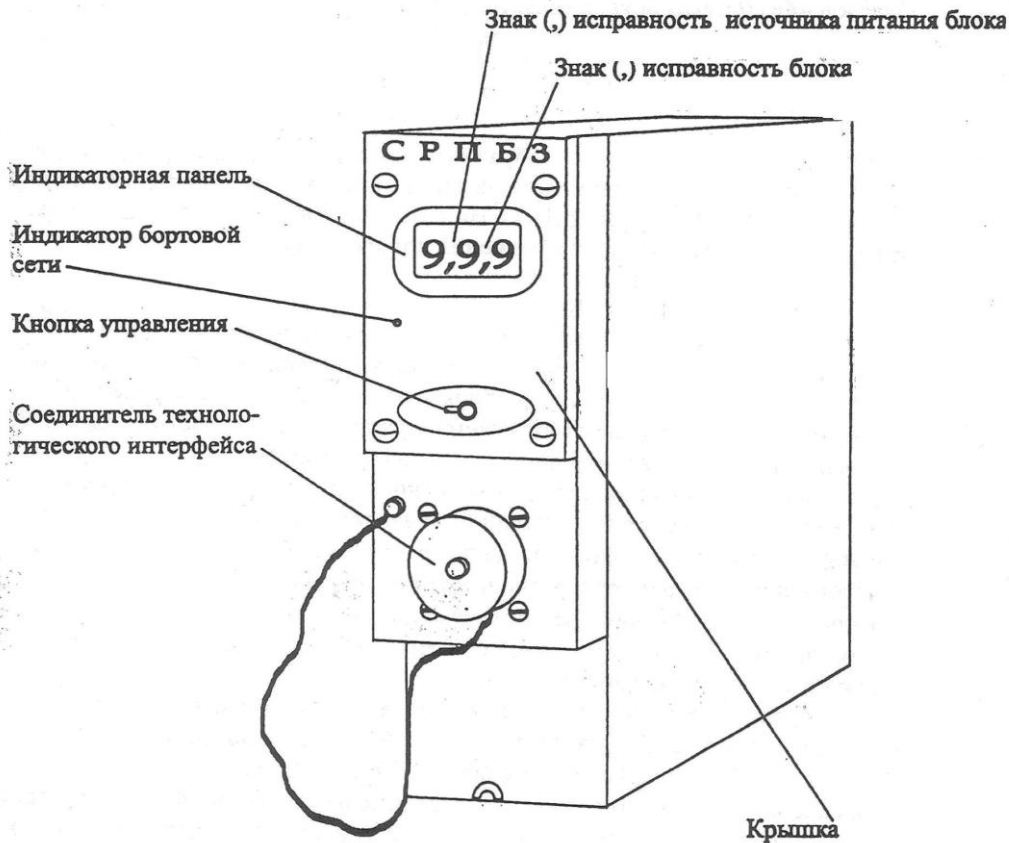


Рис. 4. Внешний вид блока СРПБЗ (без рамы)

Конструктивно блок выполнен в гостированном корпусе. Подключение блока к бортовой сети самолета осуществляется через разъемы типа СНЦ, установленные на амортизационной раме. На передней панели блока СРПБЗ размещены:

- соединитель технологического интерфейса;
- индикаторная панель для индикации кодов неисправностей и исправности СРПБЗ и источника питания блока;
- кнопка управления для управления режимами работы блока;
- индикатор бортовой сети (загорается при включении питания блока).

Под крышкой на передней панели блока установлены два предохранителя типа ВП1-1В-1,0А-250В и ПВ-1В-3,0А-250В соответственно на 1А и 3А сетей электропитания 115В 400Гц и 27В.

Амортизационная рама. Амортизационная рама предназначена для установки и амортизации блока СРПБЗ. Рама снабжена перемычкой металлизации и соединителями для подключения бортовых кабелей.

В амортизационной раме расположена плата с реле, которые осуществляют необходимую коммутацию разовых команд и выдачу их потребителям.

Охлаждение системы осуществляется за счет естественной конвекции воздуха через вентиляционные отверстия в корпусе блока.

Индикатор СРПБЗ. Индикатор предназначен для отображения подстилающей поверхности и наземных препятствий в направлении полета на основе информации, поступающей из блока СРПБЗ, а также от приёмоизмерителя (ПИ СНС), размещенного внутри индикатора. В индикаторе предусмотрено два режима отображения подстилающей поверхности:

- вид сверху ("план");
- вид сбоку ("профиль").

Управление режимами отображения рельефа осуществляется кнопками «ВИД» (план или профиль) и «МАСШТАБ», расположенными на передней панели индикатора. На панели расположена ручка для регулировки яркости изображения на экране индикатора. В режиме "план" на экране отображается прямоугольный участок подстилающей поверхности, расположенной впереди по полету самолета.

Для оценки расположения препятствия относительно самолета на экране индикатора отображается сетка системы координат «удаление-направление» на препятствие. В режиме "профиль" на экране индикатора отображается вертикальный разрез участка подстилающей поверхности, расположенной впереди по полету самолета.

Для оценки расположения препятствия относительно самолета на экране индикатора отображается сетка прямоугольной системы координат "удаление - превышение препятствия относительно самолета".

Объекты рельефа и искусственные препятствия отображаются на экране индикатора с использованием красного, желтого, зеленого и черного цвета (для участков земной поверхности, расположенных ниже 600 м под самолетом).

На экране индикатора отображается текст речевых сообщений, выдаваемых системой. Тексты аварийных сообщений окрашены в красный цвет, тексты предупредительных сообщений в желтый цвет.

В случае отказа индикатора на экране отображается текст "ОТКАЗ ИНДИКАТОРА" желтого цвета.

Работа системы. Принцип работы СРПБЗ основан на сравнении текущих параметров полета с запрограммированными в системе допустимыми (безопасными) значениями этих параметров в зависимости от положения шасси и закрылков (режимы 1-6) или вычислении прогноза данных о взаимном расположении элементов рельефа и самолета, по которому определяется степень опасности элементов рельефа для полета самолета (режимы 7 и 8).

Система СРПБЗ функционирует следующим образом.

Входные сигналы $H_{рв}$, $H_{отн}$, E_T поступают на входы аналого-цифровых преобразователей (АЦП), которые преобразовывают сигналы постоянного тока, переменного тока или относительного сопротивления в цифровые сигналы в формате общей шины процессора системы. Входные разовые команды поступают на входы адаптера разовых команд, который преобразовывает их в цифровые сигналы. Центральный процессор системы производит:

- обработку цифровых сигналов текущих параметров и вычисления программных значений срабатывания;
- сравнения текущих значений параметров с программными значениями;
- логическую обработку входных сигналов и разовых команд;
- формирование выходных сигналов по заданным алгоритмам;
- выдачу сигналов предупреждения с заданным приоритетом.

Штатное программное обеспечение системы включает в себя рабочую и технологическую программы, алгоритмы формирования сигналов и хранится в ПЗУ. Сформированные центральным процессором речевые предупреждения и выходные разовые команды поступают в плату адаптера разовых команд, где преобразуются в цифровой сигнал или в разовые команды требуемого уровня. Далее эти сигналы или разовые команды выдаются потребителям.

Система СРПБЗ обеспечивает выдачу сигналов предупреждения в следующих режимах:

Режим 1: «Чрезмерная скорость снижения». Режим функционирует на всех этапах полета в диапазоне истинных высот от 750 до 15 м независимо от положения шасси и закрылков. В этом режиме выдаются речевые сообщения «ОПАСНЫЙ СПУСК», «ТЯНИ ВВЕРХ».

Режим 2: «Чрезмерная скорость сближения с земной поверхностью». Режим функционирует на всех этапах полета в диапазоне истинных высот от 750 до 15 м.

Режим имеет два подрежима:

Режим 2А – закрылки в непосадочном положении;

Режим 2Б – закрылки в посадочном положении. В этих подрежимах выдаются речевые сообщения «ЗЕМЛЯ», «ТЯНИ ВВЕРХ».

Режим 3: «Чрезмерная скорость снижения или чрезмерная потеря высоты при взлете или уходе на второй круг». Режим функционирует в диапазоне истинных высот от 30 до 50 м при взлете и от 15 до 350 м при уходе на второй круг.

Режим имеет два подрежима:

Режим 3А – чрезмерная скорость снижения при взлете или уходе на второй круг;

Режим 3Б – чрезмерная потеря высоты при взлете или уходе на второй круг.

В режимах 3А и 3Б выдаются речевые команды «НЕ СНИЖАЙСЯ».

Режим 4: «Недостаточный запас высоты над местностью при полете в непосадочной конфигурации». Режим функционирует на всех этапах полета, кроме взлета, ухода на второй круг в диапазоне высот от 300 до 15 м по радиовысотомеру.

Режим 4 подразделяется на три подрежима:

Режим 4А - шасси убрано, закрылки в любом положении, выдаются речевые сообщения "НИЗКО, ЗЕМЛЯ" или "НИЗКО, ШАССИ";

Режим 4Б - шасси выпущено, закрылки не выпущены полностью, выдаются речевые сообщения "НИЗКО, ЗЕМЛЯ" или "НИЗКО, ЗАКРЫЛКИ";

Режим 4В - шасси убрано или шасси выпущено, закрылки не выпущены полностью, выдаются речевые сообщения "НИЗКО, ЗЕМЛЯ" или "НИЗКО, ШАССИ", или "НИЗКО ЗАКРЫЛКИ".

Режим 5: «Чрезмерное снижение самолета ниже глиссады при заходе на посадку по РТС посадки». Режим функционирует на этапе захода на посадку (шасси выпущено). В этом режиме выдается речевое сообщение "ГЛИССАДА" различной громкости и частоты выдачи в зависимости от величины отклонения от глиссады и высоты полета.

Режим 6: «Превышение порогового значения разности истинной и относительной барометрической высоты». Режим функционирует на истинных высотах от 15 до 250 м при выпущенных шасси, при посадке на аэродромах, использующих системы барометрической высоты относительно атмосферного давления на уровне аэродрома (QFE). В этом режиме выдается речевое сообщение "ПРОВЕРЬ ВЫСОТУ".

При установке переключателя в положение «QNH» режим 6 автоматически отключается.

Режим 7: «Оценка рельефа местности в направлении полета, функционирует при полете по маршруту, при наборе высоты, на снижении, при предпосадочном маневре». В этом режиме выдается речевое сообщение "ВПЕРЕДИ ЗЕМЛЯ" или "ТЯНИ ВВЕРХ".

Степень опасности элементов рельефа для самолета индицируется на индикаторе окраской участков опасной местности в желтый или красный цвет.

Режим 8: «Преждевременное снижение при заходе на посадку». Режим активен на всех этапах полета, кроме взлета и ухода на второй круг в диапазоне высот от 10 до 235 м. При выполнении условий сигнализации, когда анализируемые параметры самолета находятся в зоне сигнализации, система выдает речевое предупреждение "НИЗКО, ЗЕМЛЯ".

Режимы работы системы в полете включаются автоматически в зависимости от этапов полета, положения шасси и закрылков, высоты полета над подстилающей поверхностью. Все речевые сообщения во всех режимах работы системы сопровождаются соответствующей световой сигнализацией и индикацией текста на экране индикатора.

Контроль работоспособности. Встроенные средства контроля (ВСК) СРПБЗ обеспечивают четыре вида контроля исправности системы.

Контроль по включению ("стартовый контроль") производится при каждом включении СРПБЗ. При этом проверяется работоспособность вычислительной части СРПБЗ (процессора, ОЗУ, общей шины) и правильность загрузки рабочей программы. Контроль в процессе работы ("фоновый контроль") производится постоянно в процессе функционирования СРПБЗ. При этом проверяется наличие напряжений питания, наличие сигналов исправности бортовых систем, с которыми взаимодействует СРПБЗ, и наличие признаков исправности функциональных узлов СРПБЗ.

Углубленный предполетный контроль ("тест-контроль") осуществляется без применения контрольно-проверочной аппаратуры. Проверка производится только на земле при обжатом положении шасси. Включение режима "тест-контроль" производится от бортовой кнопки "КОНТРОЛЬ", при этом сигнал "тест-контроль" подается также и на датчики первичной информации, у которых предусмотрен режим встроенного контроля с выдачей контрольных значений сигналов.

При наличии на входе СРПБЗ контрольных значений сигналов от датчиков информации или сигналов исправности (готовности), сигналов выпущенного положения шасси и при исправности СРПБЗ система выдает сигналы исправности и окончания проверки. В режиме "тест-контроль" и "старт-контроль" на экране индикатора индицируется текст "тест-контроль" или "старт-контроль", кроме того, на поле экрана индикатора формируется восемь равных по ширине окрашенных полос. Цвета первых пяти полос соответствуют цветам, используемым для отображения диапазонов превышения рельефа. Цвета шестой и седьмой полос циклически изменяются (светло-желтый / темно-желтый, светло-красный / темно-красный соответственно). Цвет восьмой полосы - фиолетовый (используется для отображения вспомогательной информации).

В процессе прохождения циклограммы тест-контроля табло «ОТКАЗ СРПБЗ» мигает. В случае благополучного завершения тест-контроля табло «ОТКАЗ СРПБЗ» гаснет. В случае обнаружения отказа (неисправности) системы цикл тест-контроля останавливается, загорается и постоянно горит табло "ОТКАЗ СРПБЗ". При отказе индикатора на его экране индицируется текст "ОТКАЗ ИНДИКАТОРА", табло "ОТКАЗ СРПБЗ" при этом не загорается.

Вид экрана индикатора в режимах тест-контроля, стартового контроля, при его отказе и отказе режима раннего предупреждения приведен на рис. 5, 6, 7 и 8. Диагностический контроль осуществляется в условиях АТБ перед установкой системы на самолет или в случае обнаружения неисправности.

Процедура проведения диагностического контроля СРПБЗ приведена в технологической карте "диагностика с помощью встроенных средств контроля".

Электропитание системы. Электропитание системы осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В. Питание постоянным током – от РУ223 через автомат защиты «СРПБЗ». Включение системы в работу производится указанными АЗС.

Основные технические данные СРПБЗ

Время готовности к работе, мин	не более 1,5
Время непрерывной работы, ч	не более 16
Мощность, потребляемая от сети электропитания:	27В, Вт
Масса системы, кг	не более 4,5
Температурный рабочий диапазон работы, град	от -40° до плюс 55°

База данных системы СРПБЗ. Для реализации функций раннего предупреждения близости земли используется (ББД) бортовая база данных, состоящая из базы данных рельефа (БДР) и базы аэронавигационной информации (БАИ).

Программное обеспечение СРПБЗ и базы данных БДР, БАИ хранятся в ПЗУ, расположенном на платах процессоров.

Срок действия базы данных рельефа (БДР) и базы аэронавигационной информации (БАИ) контролируется по отображению на экране индикатора при прохождении режима «тест-контроль» системы СРПБЗ на земле. Контроль срока действия БДР и БАИ необходимо осуществлять на реже одного раза в три месяца.

В руководящих документах авиакомпания должен быть определен ответственный за обновление БД.



Рис. 5 Индикация на экране о прохождении режима “ТЕСТ-КОНТРОЛЬ”



Рис. 6 Индикация на экране о прохождении режима “СТАРТ КОНТРОЛЯ”

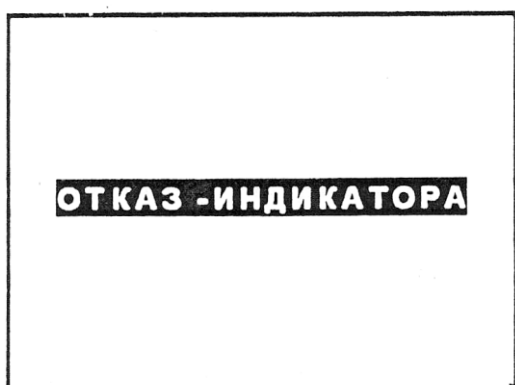


Рис.7 Индикация на экране индикатора отказа индикатора.

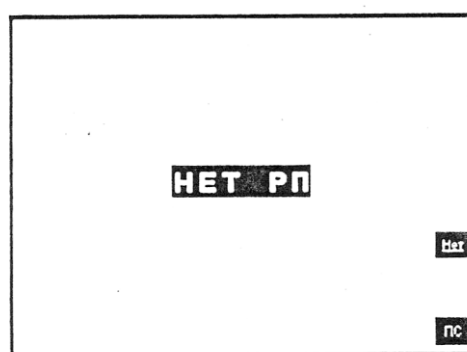


Рис. 8 Индикация на экране индикатора отказа режима раннего предупрежде случае отсутствия данных от ПИ СНС

Регулярность обновления БДР и БАИ системы СРПБЗ определяется эксплуатантом воздушного судна на основании анализа региона эксплуатации и введенных в БДР и БАИ изменений и дополнений, содержащихся в Сервисных Бюллетенях, но не реже одного раза в год.

2. СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ САМОЛЕТОВ В ВОЗДУХЕ TCAS II

Назначение системы. Система TCAS II используется в качестве функционального дополнения к экипажу самолета для обнаружения встречных самолетов и предотвращения столкновения. Система TCAS II не сообщает сведений о самолетах, не оснащенных радиомаяками, с помощью которых фиксируется высота, на которой находится самолет.

Состав системы. Система TCAS состоит из (рис.9):

- компьютера с приемопередатчиком;
- одной направленной и одной ненаправленной антенн (или двух направленных антенн);
- одного или двух ответчиков, работающих в режиме S;
- ненаправленных антенн ответчиков;
- двух дисплеев TVI-920;
- пульта управления TTC-920.

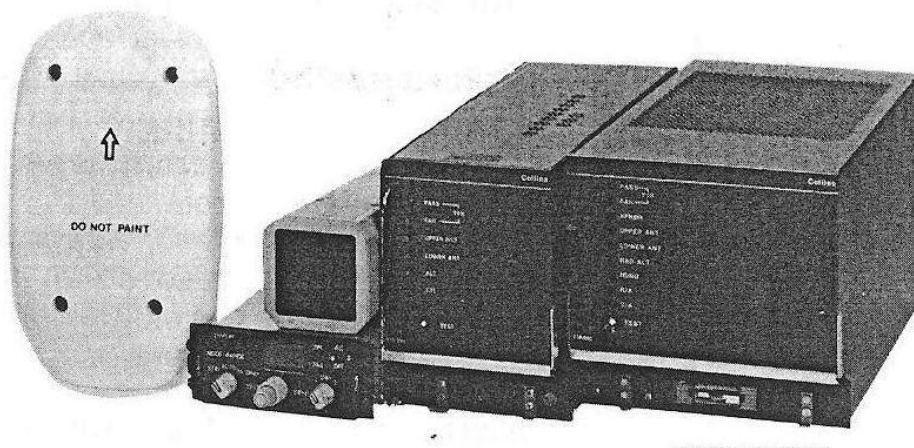


Рис. 9. Комплект системы TCAS II

Основные термины

Advisory (Рекомендация) - сигнал, который подается летчику и который содержит информацию, необходимую для того, чтобы избежать столкновения с другим самолетом.

Alarm (Тревога) - акустический сигнал, который подается летчику с целью немедленно привлечь его внимание к дисплею (дисплеям).

Alert (Предупреждение) - сигнал (визуальный или звуковой), своевременно передающий экипажу самолета информацию о том, что отмечены какие-то отклонения от нормы.

CPA (Closest Point of Approach) - точка максимального приближения- минимальное расстояние между самолетом, оснащенным системой TCAS, и пролетающим поблизости самолетом, при котором нет риска столкновения самолетов.

Corrective Resolution Advisory (Рекомендации по корректировке управления самолетом) - эти рекомендации даются экипажу в случаях возникновения опасных ситуаций

для изменения вертикальной скорости в безопасном направлении. Например, рекомендация CLIMB- ПОДЪЕМ ВВЕРХ дается в том случае, когда дальнейшее движение самолета с выбранной вертикальной скоростью грозит столкновением. Изображается на дисплее в виде красной и зеленой дуг.

Full time display (Постоянно действующий дисплей) - постоянно действующий дисплей, показывающий движение самолетов (по сравнению с “pop-up” дисплеем).

Intruder (Самолет, пересекающий трассу движения вашего самолета) - другой самолет, который система TCAS определяет как потенциально опасный для вашего самолета; при появлении такого другого самолета предусмотрен сигнал TA (предупреждение об опасности на трассе движения самолета).

Mode C (Режим C) - установленный на самолете ответчик, который в ответ на “запрос” радара или системы TCAS передает данные о высоте, на которой находится самолет.

Mode S (Режим S) - установленный на самолете ответчик, который “отвечает” на дискретный “запрос”, поступающий с другого самолета, а также на “запросы”, сделанные в режиме C находящимися на земле радарными установками и системами TCAS, находящимися на борту самолета.

Pop-up (Внезапно появляющиеся объекты) – режим работы указателя вертикальной скорости системы TCAS, при котором все появляющиеся на трассе движения самолета объекты фиксируются на дисплее, если система подает сигнал RA или TA.

RA-Resolution Advisory (Рекомендации по принятию немедленных решений для избежания столкновения) - звуковая или визуальная информация, которая передается экипажу для того, чтобы экипаж мог избежать опасного сближения или столкновения.

Threat (Угроза) - объект, который система воспринимает как потенциальную угрозу для самолета; при появлении такого объекта экипажу подается рекомендация по корректировке действий, направленных на избежание столкновения.

TA (опасность на трассе движения самолета) - передаваемая экипажу информация о местонахождении другого самолета, “вторгающегося” на трассу движения вашего самолета.

Traffic Display (Дисплей движения самолетов) – дисплей, на котором в горизонтальной плоскости показано местонахождение всех самолетов, оснащенных ответчиками с режимами работы C или S, пролетающих вблизи от вашего самолета. Если их ответчики работают в режиме C или S, то на дисплее появляется информация о высоте этих самолетов.

Принцип действия системы. Система TCAS для обнаружения пролетающих рядом самолетов (рис.10) и для предотвращения столкновений устанавливается на борту самолета и передает в режиме C или S ответчикам пролетающих рядом самолетов запросы с целью определить местонахождение этих самолетов и выяснить, есть ли вероятность столкновения с этими самолетами. Полученные в ответ на запрос сведения передаются экипажу. Система создает “защитную зону” вокруг самолета. Когда в ответ на запрос поступают сведения о возможном вторжении другого самолета в эту “защитную зону”, система подает экипажу самолета звуковые и визуальные команды, помогающие действовать ей в нужном направлении, чтобы избежать столкновения.

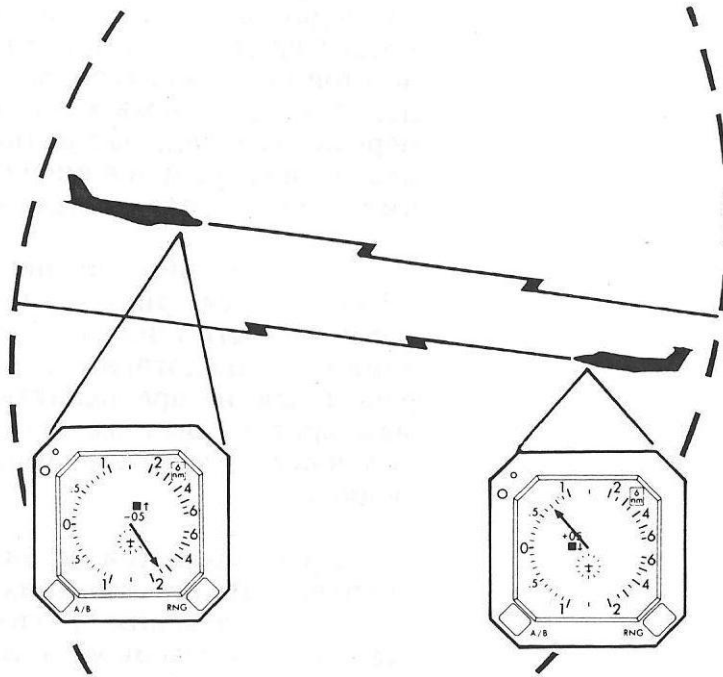


Рис. 10. Взаимодействие самолетов при сближении

Подаются два вида команд - **сигналы об опасности** и **рекомендации по принятию решений**.

Сигналы об опасности подаются в тех случаях, когда другой самолет через 40 секунд будет в точке CPA (т.е. на минимальном допустимом расстоянии от вашего самолета; за этой точкой появляется возможность столкновения). После передачи сигнала об опасности экипажу самолета подается визуальная информация о местоположении самолета, вторгающегося в "защитную зону".

Когда до приближения другого самолета к CPA останется примерно 25 секунд, система начнет давать экипажу рекомендации по действиям для предотвращения столкновения; такие рекомендации предполагают вертикальное маневрирование (изменение направления вертикальной скорости) или ограничение вертикальной скорости.

В распоряжении экипажа имеется два типа дисплеев.

На дисплее движения самолетов показано положение других самолетов, оснащенных импульсными ретрансляторами, работающими в режиме C или S.

На дисплее рекомендаций показаны те способы вертикального маневрирования или ограничения вертикальной скорости, которые необходимы для того, чтобы избежать опасности.

Оба типа дисплеев могут составлять единую систему с вариометром (индикатором вертикальной скорости) самолета (VSI).

Система TCAS будет подавать команды в случае опасности столкновения с самолетами, оснащенными ответчиками, которые работают в режиме C или S и подают информацию о высоте, на которой они находятся. Сигнал об опасности может быть подан системой и в том случае, если ответчик другого самолета, работающий в режиме C или S, просто подает информацию о приближении самолета без указания высоты, на которой он находится.

Система TCAS не дает информации о приближающихся самолетах, если их радиомаяки не работают в режиме A/C или S, или если эти самолеты не оснащены ответчиками. Функциональная схема системы показана на рис. 11.

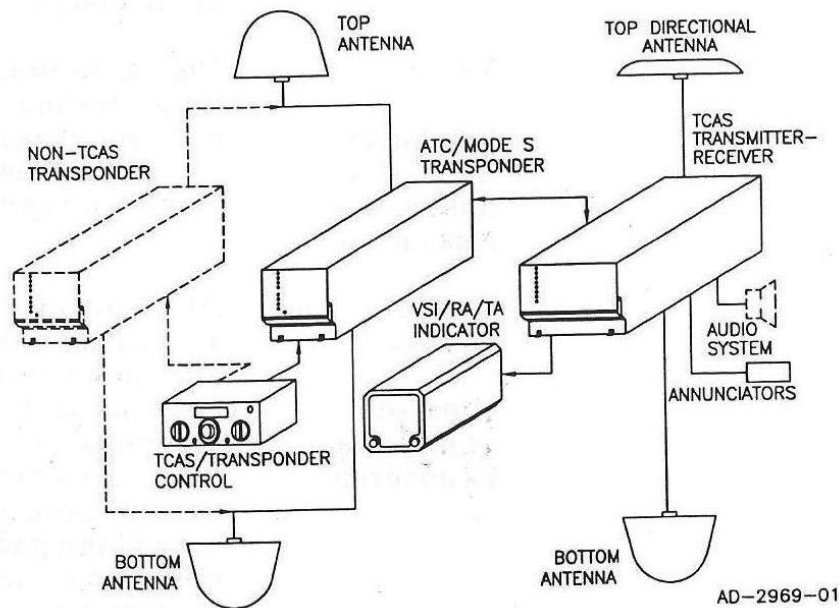


Рис. 11. Функциональная схема TCAS

Приемопередатчик передает на приближающийся самолет "запросы" и получает "ответы" на них. Компьютер обрабатывает полученную информацию и вычисляет местоположение приближающегося самолета, его скорость, высоту, на которой он находится. Если какой-либо самолет приблизился к вычисленной компьютером точке CPA, то на дисплей (как правило, на дисплей индикатора вертикальной скорости) подаются соответствующие команды: RA, TA и другие. Звуковые сигналы тревоги подаются через имеющиеся в кабине самолета акустические системы (в наушники членов экипажа и в динамики).

Если приближающийся самолет также оснащен системой TCAS, то с помощью импульсного повторителя на борт этого самолета также будут переданы в режиме S рекомендации по предотвращению столкновения. Это дает возможность экипажам обоих самолетов координировать свои действия, направленные на предотвращение столкновения, и не допустить того случая, когда для предотвращения столкновения оба самолета начинают двигаться в одном и том же направлении, например, подниматься вверх. Рекомендации, подаваемые системой, рассчитаны на то, чтобы трасса движения вашего самолета не соприкасалась с трассой движения другого самолета.

Пульт управления TTC-920. С помощью пульта управления TTC-920 (рис.12) осуществляется управление системой TCAS и ответчиком. Если имеющийся в системе дисплей вертикальной скорости оснащен дополнительными переключателями режима работы и дальности передачи сигналов о пролетающих самолетах, то на пульте управления этих переключателей не будет.

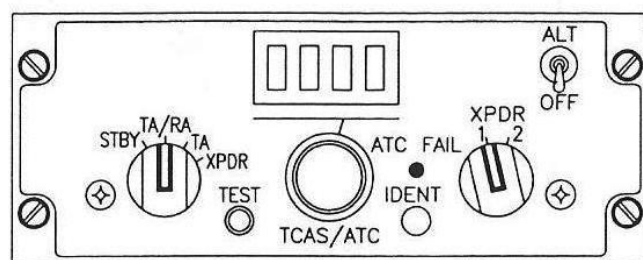


Рис. 12. Пульт управления TTC-920

Органы управления, подписи к ним и их расположение могут быть различными в зависимости от вида пульта управления. Различные виды пультов управления приспособлены для каждой конкретной модели установки. На рис. 12 показаны все возможные варианты расположения органов управления. А в табл. 3 указаны варианты подписей к каждому органу управления и переключателю. Указаны также их функции. О работе с пультом управления системы TCAS см. раздел "Как работать с системой".

Таблица 3

Органы управления пульта

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ	НАЗВАНИЕ	ФУНКЦИИ
Переключатель режимов	STBY, TA/RA, TA, XPDR	Не предусматривается функции TEST; она устанавливается с помощью S2.
Включение системы контроля	TEST	Осуществление тест-контроля системы TCAS и ответчика.
Включение идентификации	IDENT	Дает возможность ответчику работать в режиме IDENT(идентификация)
Fail индикатор неисправности	ATC FAIL	Если лампочка этого индикатора загорается, то имеется неисправность в ответчике, на пульте управления, в антеннах или в системе данных. При включении системы для её теста лампочка этого индикатора тотчас же загорается; это необходимо для проверки работы лампы
Переключатель ответчиков	1-2 [L-R]	Для включения TCAS переключатель должен быть в положении 1(или L)
Выключатель индикации высоты	ALT-OFF	Позволяет передавать данные о высоте с помощью ответчика. ВНИМАНИЕ! Для работы системы TCAS необходимо, чтобы в систему поступали сведения о высоте, на которой находится ваш самолет. Если этот переключатель будет поставлен в положение OFF, то система TCAS перестанет функционировать.
Code select (выбор кода)	Устанавливаются цифры от 0000 до 7777	Осуществляется выбор кода, по которому будет работать ответчик (цифры кода появляются в окошке!)

Дисплей-индикатор вертикальной скорости TVI-920. TVI-920 - основная составляющая часть системы TCAS. В нем дисплей системы TCAS совмещается со стандартным дисплеем вертикальной скорости. В некоторых моделях TVI-920 имеются также переключатели дальности передачи сигнала о пролетающих самолетах и режимах работы.

На рис. 13 показан пример данных, которые появляются на TVI-920.

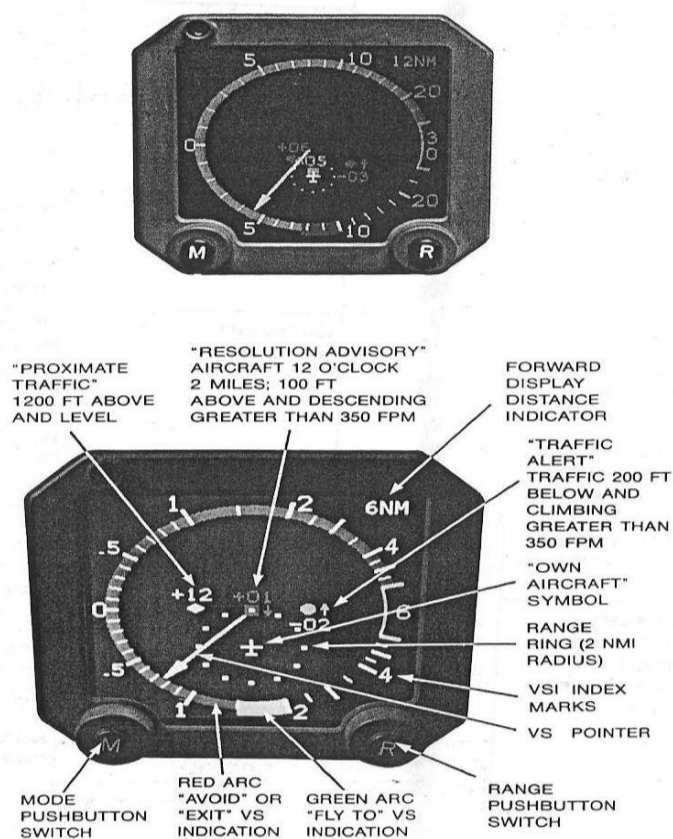


Рис. 13. Дисплей-индикатор TVI-920

Значковая сигнализация. В табл. 4 описываются различные значки, которые могут появляться на TVI-920. В этой же таблице описаны различные положения переключателей дальности передачи сигнала и режима работы.

На вариометре TVI-920 имеется 7 окошек, в которых появляются различные значки и цифры. На рис. 6 цифры и буквы видны в окошечках 1, 3 и 6. Контуры окошек 2, 4, 5 и 7 обрисованы.

Сведения об интерпретации данных TVI-920, о типичных ситуациях, которые встречаются в полете, и о том, что надо делать в той или иной ситуации, содержатся в разделе "Как работать с системой".

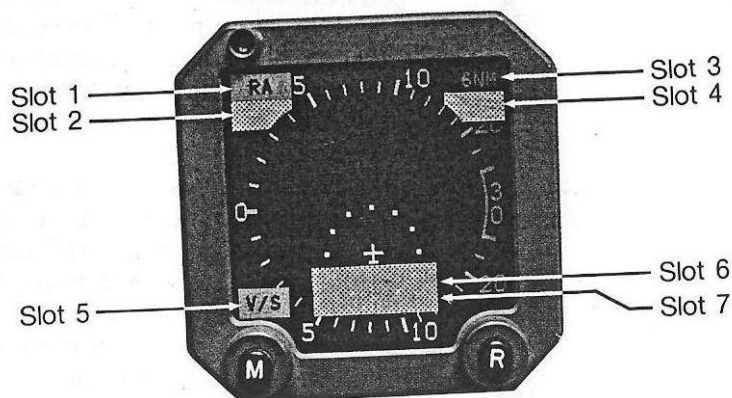


Рис. 14. Дисплей-индикатор TVI-920 с окошками

Таблица 4

Значковая сигнализация

Символ	ИНТЕРПРЕТАЦИЯ СИМВОЛА
	Дисплей вертикальной скорости
Шкала вертикальной скорости (всегда видна и обозначена белым цветом)	От 0 до 10 метров в секунду - оцифровка 1 метр в секунду. От 10 до 20 метров в секунду - оцифровка 2 метра в секунду. От 20 до 30 метров в секунду – оцифровка 5 метров в секунду.
Стрелка (белая)	Показывает вертикальную скорость в данный момент. Стрелка появляется лишь в том случае, когда у самолета есть та или иная вертикальная скорость.
	Дисплей рекомендаций
Красная дуга (одна или несколько)	Не выходите на этот диапазон скоростей, если ваша вертикальная скорость за пределами дуги (предупреждение); покиньте этот диапазон скоростей, если ваша вертикальная скорость внутри дуги (коррекция).
Зеленая дуга	Рекомендуемая вертикальная скорость
	Дисплей движения самолетов
Самолет (белый)	Обозначает ваш самолет. Если система работает в режиме обнаружения (POP-UP) пролетающих рядом самолетов, этот значок появляется лишь в тех случаях, когда системой зафиксированы другие самолеты; если система работает в режиме постоянной фиксации других самолетов на дисплее (full-time), то этот значок виден на дисплее постоянно.
Кольцо вокруг самолета (белое)	Зона радиусом 2 морские мили (3.6 км) вокруг вашего самолета. Если на дисплее нет данных о месте нахождения самолета, видна только верхняя часть кружка
Красный квадратик	Самолет, вторгающийся в “защитную зону” вокруг вашего самолета. RA показывает данные о месте нахождения этого самолета относительно вашего самолета.
Желтый кружок	Самолет, непосредственно угрожающий вашему самолету. Подается сигнал об опасности ТА с указанием местоположения этого самолета относительно вашего самолета.
Полностью закрашенный ромбик (зелено-голубой)	Самолет, пролетающий на высоте ± 1200 футов (± 366 м) и на расстоянии 6 морских миль (10.8 км) от вашего самолета.
Полый ромбик (зеленовато-голубой)	Прочие самолеты; высота и расстояние, на котором такие самолеты фиксируются системой, могут быть установлены с помощью соответствующих переключателей.
Цифры, относящиеся к данному самолету (такого же цвета, как и значок, которым показан самолет)	Относительная и абсолютная высота, на которой находится самолет, вторгшийся в вашу "защитную зону". Если не удалось получить данных о высоте, на которой находится самолет, эти цифры не появляются.
Стрелка направления движения самолета (такого же цвета, как и значок, которым показан самолет)	Скорость, с которой этот самолет поднимается или снижается (> 350 футов в минуту (1,78 метров в секунду)).
Частичное изображение значка пролетающего рядом самолета (того же цвета, что и основной значок)	Появляется в тех случаях, когда вашему самолету удастся удалиться от другого самолета на расстояние, при котором уже не появляются сигналы RA и ТА.

Продолжение табл. 4

	Сигналы режимов работы и команд
V/S (окошечко 5 черные буквы на желтом фоне)	Недопустимая вертикальная скорость; или система находится в режиме самопроверки.
RA (окошечко 1 черные буквы на желтом фоне)	Рекомендации по принятию решений; или недопустимая вертикальная скорость.
TCAS (окошечко черные буквы на желтом фоне)	Система TCAS неисправна.
ONLY TA (окошечки 1 и 2 белые буквы на черном фоне в белой рамке)	Система TCAS поставлена в режим работы "только ТА" (вручную или автоматически). Если появляется другой самолет, буквы и рамка окошечка окрашиваются в желтый цвет.
TCAS OFF (окошечки 3 и 4 белые буквы на черном фоне в белой рамке)	Отключена система TCAS (вручную или автоматически).
TEST (окошечко 6 белые буквы на черном фоне в белой рамке)	Система TCAS поставлена в режим самопроверки.
6NM или 12 NM 6 морских миль или 12 м.миль (10,8 км или 21,6 км) (белые буквы на черном фоне)	Избранная для индикации на дисплее дальность самолётов, находящихся впереди "вашего" самолёта.
Не удается получить данные (окошечки 6 и 7 красный цвет для RA, желтый для TA)	Подается сигнал RA или TA, но данных о расстоянии до самолета, вторгшегося в "защитную зону" и о высоте, на которой он находится, получить не удалось (если нет данных о высоте, в том месте, где обычно появляются цифры, указывающие высоту, будут видны только значки тире (--)).
	Переключатели режима работы и дальности передачи сигналов(имеются не на всех приборах)
R (переключатель дальности)	Даёт возможность переключать дисплей в режим индикации самолётов, находящихся впереди "вашего" самолёта на расстоянии 6 -12 морских миль (10,8 – 21,6 км).
M (переключатель режима работы)	Дает возможность появления данных о самолетах на дисплее только в момент их обнаружения системой (режим pop-up) или постоянной подачи данных на дисплей (режим full-time).
	Объявление об опасности на трассе движения самолета
TRAFFIC, TRAFFIC, TRAFFIC (движется самолет)	Через 45 секунд возможно столкновение с другим самолетом (значок этого самолета - желтый кружок).

Звуковые команды. Звуковые команды приведены в табл. 5.

Таблица 5

Звуковые команды	
КОМАНДА	ИНТЕРПРЕТАЦИЯ
	Рекомендации по принятию решений с целью избежать столкновения
CLIMB, CLIMB, CLIMB (поднимайтесь вверх)	Поднимайтесь вверх со скоростью, указанной на индикаторе вертикальной скорости.
CLIMB-CROSSING CLIMB; CLIMB- CROSSING CLIMB	Поднимайтесь вверх с указанной вертикальной скоростью. Ваша настоящая траектория полета будет пересечена другим самолетом.

Продолжение табл. 5

REDUCE CLIMB; REDUCE CLIMB (уменьшить подъем)	Уменьшить скорость подъема, как это показано на индикаторе вертикальной скорости.
DESCEND; DESCEND; DESCEND (снижение)	Снижайте самолет со скоростью, показанной на индикаторе вертикальной скорости.
DESCEND-CROSSING DESCEND; DESCEND-CROSSING DESCEND	Снижайте самолет с указанной вертикальной скоростью. Ваша траектория полета будет пересечена другим самолетом.
REDUCE DESCENT; REDUCE DESCENT (уменьшить снижение)	Уменьшить скорость снижения, как это показано на индикаторе вертикальной скорости.
MONITOR VERTICAL SPEED; MONITOR VERTICAL SPEED (следите за вертикальной скоростью)	Следите за вертикальной скоростью, чтобы не достичь того участка индикатора, который ограничен красной дугой.
	Команды, направленные на срочное усиление или изменение тех или иных действий экипажа
INCREASE CLIMB; INCREASE CLIMB (усилить подъем вверх)	Следует за командой CLIMB, если маневры другого самолета продолжают угрожать самолету. В этом случае скорость подъема самолета следует увеличить.
INCREASE DESCENT; INCREASE DESCENT (усилить снижение)	Следует за командой DESCEND, если маневры другого самолета продолжают угрожать вашему самолету. В этом случае скорость снижения самолета следует увеличить.
CLIMB-CLIMB NOW; CLIMB-CLIMB NOW (теперь поднимайтесь)	Следует за командой DESCEND, если для того, чтобы избежать столкновения, нужно изменить направление движения самолета.
DESCEND-DESCEND NOW; DESCEND-DESCEND NOW (теперь снижайте самолет)	Следует за командой CLIMB, если для того, чтобы избежать столкновения, нужно изменить направление движения самолета.
DESCENDED-DESCENDED NOW; DESCENDED-DESCENDED NOW (теперь снижайте самолет)	Следует за командой CLIMB, если для того, чтобы избежать столкновения, нужно изменить направление движения самолета.
	Оповещение о ликвидации опасности
CLEAR OF CONFLICT (конфликта нет)	Другой самолет больше не угрожает.

Дисплей движения самолетов. Самолеты, пролетающие поблизости от вашего самолета, обозначаются четырьмя различными видами значков, отличающихся друг от друга по цвету и по конфигурации.

Это следующие группы значков:

- прочие самолеты;
- самолеты, пролетающие поблизости;
- самолеты, представляющие для вас опасность (TA);
- самолеты, которые требуют немедленного принятия тех или иных решений с вашей стороны (RA).

Если вторгающийся самолет находится за пределами шкалы дисплея, то соответствующий ему символ в периферийной части дисплея, соответствующей пеленгу, будет виден частично. По мере продвижения объекта вглубь дисплея - полностью.

Вторгающиеся самолеты, соответствующие RA или TA, о которых TCAS не может получить данные о пеленге, будут изображены в виде текстовой информации (например: RA 1.4 - 10+; команда о принятии решения в отношении самолета, идущего с набором высоты на расстоянии 1.4 мил 1000 футов ниже вашего самолета) на дисплее. Для RA текст будет красного цвета, а для TA - жёлтого.

Прочие самолеты. Показаны в виде полого ромбика белого или зеленовато-голубого цвета. Это самолеты, находящиеся на высоте ± 2700 футов (± 823 м) по отношению к вашему самолету и на том расстоянии, которое зависит от положения переключателя дальность R, уставленного вами на TVI. Система TCAS не рассматривает эти самолеты как потенциальную угрозу. На некоторых индикаторах значки этих самолетов не появляются вовсе.

Самолеты, пролетающие поблизости. Показаны в виде ромбиков, полностью окрашенных белым или зеленовато-голубым цветом. Это самолеты, находящиеся на высоте ± 1200 футов (± 366 м) по отношению к вашему самолету и на том расстоянии, которое зависит от положения переключателя дальность-R, уставленного вами на TVI. Система не рассматривает эти самолеты как потенциальную угрозу, но если подается сигнал TA или RA, то эти самолеты всегда будут на дисплее, чтобы члены экипажа, корректируя свой курс во избежание столкновения с другим самолетом, не выпускали из виду и эти самолеты.

Самолеты, представляющие опасность (TA). Показаны в виде кружков желтого или янтарного цвета. Это те самолеты, которые через некоторое время приблизятся к точке CPA. Сигнал TA дает экипажу время оценить положение, однако в это время система TCAS не подает никаких команд. Если самолет продолжает приближаться, подается сигнал RA.

Таблица 6

Время до достижения CPA

Высота (в футах)	Сколько секунд осталось до достижения точки CPA
500-2500(152.4-762м)	35
2500-10000(762-3048м)	40
10000-20000(3048-6096м)	45
20000-> 20000 (6096->6096м)	48

Самолеты, которые требуют немедленного принятия тех или иных решений с вашей стороны(RA). Показаны в виде красных квадратиков. Это те самолеты, которые представляют для вас непосредственную опасность, и которые через несколько секунд (как это показано ниже) достигнут точки CPA.

Таблица 7

Время до достижения CPA

Высота (в футах)	Сколько секунд осталось до достижения точки CPA
500-2500(152.4-762м)	20
2500-10000(762-3048м)	25
10000-20000(3048-6096м)	30
20000-> 20000 (6096->6096м)	35

Реакция пилота на показания дисплея (RA), требующие принятия немедленного решения. Значки дисплея рекомендаций - это красные и зеленые дуги, появляющиеся на шкале вертикальных скоростей вариометра в системе TCAS. Экипажу дается два типа рекомендаций: предупредительные (каких диапазонов скоростей следует избегать) и корректирующие (с какой скоростью следует и не следует осуществлять снижение или подъем для того, чтобы избежать опасности).

Предупредительные рекомендации. Появляются в тех случаях, когда имеет место сигнал RA и когда система TCAS определяет, что та вертикальная скорость, с которой ваш самолет движется, дает возможность избежать столкновения.

Предпосылки к таким рекомендациям появляются тогда, когда другой самолет находится на высоте 300-900 футов (91-274 м) по отношению к вашему самолету, расстояние между самолетами уменьшается, и примерно через 25 секунд другой самолет достигнет точки CPA. Экипаж самолета должен только внимательно следить за вертикальной скоростью; никаких других действий от него не требуется.

Корректирующие рекомендации. Появляются в тех случаях, когда имеет место сигнал RA и когда система TCAS определяет, что экипаж самолета должен предпринять те или иные действия для того, чтобы избежать столкновения, так как двигаться с той вертикальной скоростью, с какой самолет движется в данный момент, опасно.

Предпосылки к таким рекомендациям появляются тогда, когда другой самолет находится на высоте менее 300 футов (91 м) по отношению к вашему самолету, расстояние между самолетами продолжает уменьшаться, и примерно через 25 секунд другой самолет достигнет точки CPA. Система TCAS покажет, с какой вертикальной скоростью следует осуществлять подъем или снижение (в диапазоне от 1500 до 2500 футов в минуту (7.6 до 12.7 метров в секунду)), и это позволит избежать столкновения.

Корректирующие рекомендации даются с помощью одной или двух красных дуг и зеленой дуги. Так же, как и при предупредительных рекомендациях, красные дуги показывают, каких вертикальных скоростей следует избегать. Однако в данном случае самолет, оснащенный системой TCAS, движется с вертикальной скоростью, которая находится в пределах одной из красных дуг. В конце этой красной дуги появится зеленая дуга, которая будет показывать ту вертикальную скорость, с которой рекомендуется двигаться вашему самолету для того, чтобы отойти на безопасное расстояние от другого самолета.

Летчик должен выполнить корректирующую рекомендацию в течение 5 секунд после того, как она появилась на дисплее. Команды, направленные на усиление тех или иных действий "INCREASE CLIMB" или "INCREASE DESCENT", подаются в экстренных ситуациях, и выполнять эти команды следует в течение 5 секунд.

Сигнал RA (предупредительная или корректирующая рекомендация) перестанет подаваться, как только расстояние между самолетами станет достаточно большим.

Ситуации, с которыми сталкивается летчик

Нормальная работа системы. На рис.15 на дисплее показана нормальная работа системы TCAS в режиме "POP-UP" при отсутствии зафиксированных системой самолетов. Если будет подан сигнал RA или TA, на дисплее тотчас же появятся сведения обо всех самолетах, находящихся в установленном диапазоне дальности. Эти сведения будут оставаться на дисплее до тех пор, пока опасность столкновения не будет ликвидирована. Как только опасность будет ликвидирована, дисплей вновь станет таким же, как показано на рис. 15.

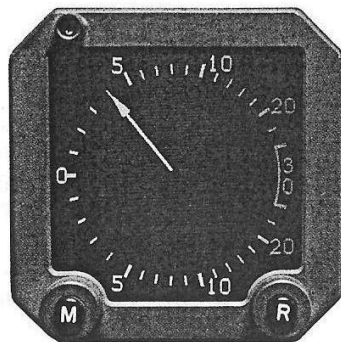


Рис. 15. Режим "POP-UP" (Обнаружение) или "FULL-TIME" (Обзор)

Если вы установили режим работы системы "FULL-TIME", на дисплее будет постоянно виден значок, изображающий ваш самолет, а вокруг него - белое кольцо. Это изображение будет на дисплее независимо от того, пролетают ли рядом другие самолеты. Если поблизости нет других самолетов, дисплей будет выглядеть так, как это показано на рис. 16.



Рис. 16. Режим "FULL-TIME" (Обзор)

Если поблизости будут пролетать другие самолеты, сведения о них тотчас же появятся на дисплее.

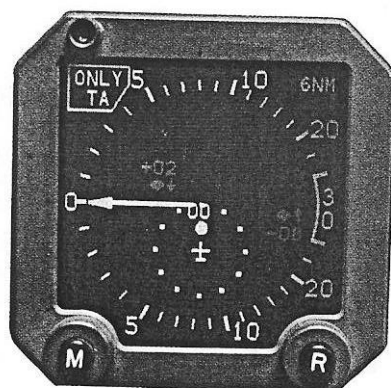


Рис. 17. ТА (только ТА)

Если система работает в режиме ТА (этот режим включается вручную на пульте управления или в некоторых ситуациях автоматически), на дисплее в окошечках 1 и 2 появится значок ONLY TA. Такая ситуация показана на рис. 17. Как показывают данные, на дисплее включен режим FULL-TIME (постоянное наблюдение за пролетающими поблизости самолетами), а дальность передачи сигнала составляет 6 морских миль (10,8 км), при этом пролетающих поблизости самолетов не зафиксировано. Если бы такие самолеты были в кольце радиусом 6 морских миль (10,8 км), данные об этих самолетах тотчас же появились бы на дисплее.

Корректирующие рекомендации. На рис.18 изображен дисплей с корректирующей рекомендацией. Это "фотография" индикатора TVI-920, на которой показано начало процесса корректирования курс полета. Самолет снижается со скоростью 650 футов в минуту (3,3 метров в секунду), чтобы выйти из диапазона вертикальных скоростей, обозначенного красной дугой. Рекомендуемая вертикальная скорость показана зеленой дугой - от 1500 до 2000 футов в минуту (7,6 до 10,2 метров в секунду).

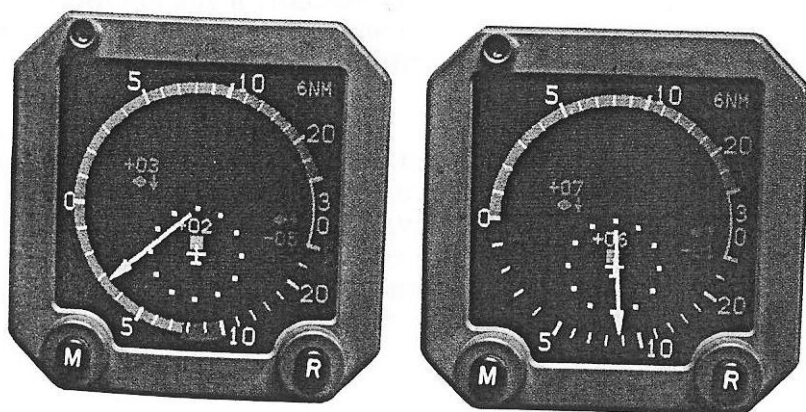


Рис. 18. Дисплей с корректирующей рекомендацией

Этот маневр выполняется для того, чтобы избежать столкновения с пролетающим поблизости самолетом, который обозначен красным квадратиком. Этот самолет находится на расстоянии 1/2 мили (926 метров) прямо по курсу (12 часов) и на высоте 200 футов (61 метр) над вашим самолетом.

Когда расстояние между двумя самолетами уменьшится настолько, что сигнал RA придет на смену сигналу TA, в кабине самолета раздастся команда: "DESCEND; DESCEND; DESCEND". Команда будет подаваться как в динамики, расположенные в кабине, так и в наушники членов экипажа.

На дисплее также показаны другие самолеты, пролетающие поблизости. Ромбик по курсу 11 часов - это самолет, находящийся на высоте 300 футов (91 метр) над вашим самолетом и на расстоянии примерно 3 миль от силуэта самолета. В настоящее время он для вас не опасен, но так как он находится на расстоянии до 6 миль (10,8 км) от вашего самолета, система TCAS фиксирует его.

Кружок - это самолет, который представляет для вас потенциальную опасность.

Если первая корректирующая команда не обеспечит достаточного удаления самолетов друг от друга, то подаются еще две команды. Это происходит в тех случаях, когда маневры другого самолета не дают возможности вашим маневрам ликвидировать опасную ситуацию.

Если скорость, с которой самолет поднимался (или снижался) от 1500 до 2000 футов в минуту (7,6 до 10,2 метров в секунду), окажется недостаточной, будет дана дополнительная команда подниматься или снижаться со скоростью от 2500 до 3000 футов в минуту (12,7 до 15,2 метров в секунду). Эти рекомендации на дисплее будут сопровождаться звуковой командой "INCREASE CLIMB; INCREASE CLIMB" или "INCREASE DESCENT; INCREASE DESCENT" в зависимости от конкретной ситуации.

Возможен и такой вариант, когда система TCAS определяет, что направление движения самолета следует изменить на противоположное. Это бывает в тех случаях, когда другой самолет изменяет направление движения. Например, если ранее ваш самолет поднялся вверх, чтобы избежать столкновения с другим самолетом, то теперь тот самолет тоже поднялся вверх и может пересечь трассу движения вашего самолета, тем самым снова представляя для вас опасность, если вы и дальше будете подниматься.

В таких случаях рекомендации на дисплее будут сопровождаться звуковыми командами "CLIMB - CLIMB NOW; CLIMB - CLIMB NOW" или "DESCEND - DESCEND NOW; DESCEND - DESCEND NOW" в зависимости от конкретной ситуации.

Индикация при отсутствии данных о пеленге. Когда самолет вторгается в нашу "защитную зону", но не удастся определить его местоположение, в окошечке 6 (а также и в окошечке 7, если таких самолетов два или больше) не будут появляться цифры. Цифры в этих окошечках должны показывать высоту, на которой находятся самолеты, вызывающие

сигналы RA или TA, и расстояние до этих самолетов. Если нет информации о высоте, на которой они находятся, в окошечке появятся значки тире (- -). Если самолет вызывает сигнал RA, то цифры будут красного цвета, если сигнал TA - желтого. Цифры, показанные на фотографии вверху, должны быть желтого цвета. Сигнал TA показывает, что данный самолет представляет потенциальную опасность. Цифры "1.2" показывают, что расстояние до этого самолета 1.2 мили (2.2 км). Цифры "0.0" показывают, что этот самолет находится на одной высоте с вашим самолетом и поднимается вверх. Аналогичным образом интерпретируются цифры красного цвета, появляющиеся при сигнале RA.

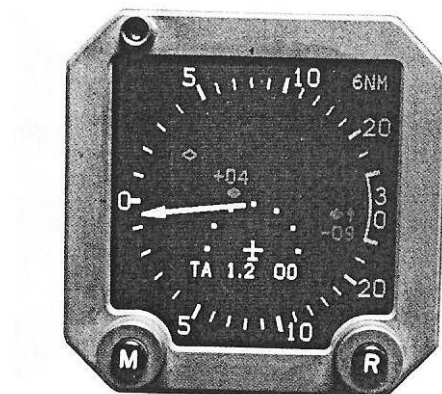


Рис. 19. Дисплей при отсутствии данных о пеленге

Инцидент исчерпан. Когда расстояние между вашим самолетом и самолетом, вызвавшим сигнал RA, начнет увеличиваться, наступит такой момент, когда система зафиксирует отсутствие опасности. В этом случае раздастся звуковая команда "CLEAR OF CONFLICT". Если сигнал RA вызывают не один, а несколько самолетов, эта команда не будет подана до тех пор, пока ваш самолет не удалится на безопасное расстояние от всех этих самолетов.

Если самолет выйдет за пределы досягаемости в то время, пока сигнал RA еще действует, подача сигнала RA может прекратиться и без команд "CLEAR OF CONFLICT".

Индикация отказов. На дисплее, изображенном на рис. 20, виден значок TCAS, показывающий, что в системе TCAS имеются неисправности. Заметьте также, что на дисплее нет белого кольца, показывающего "защитную зону" вокруг вашего самолета. Однако вариометр работает нормально.

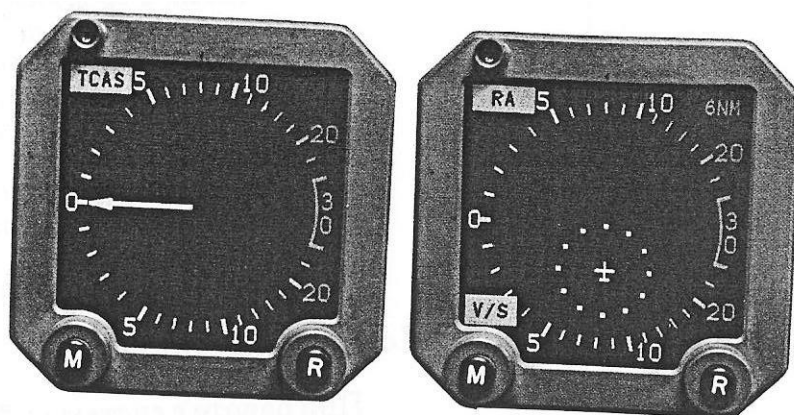


Рис. 20. Индикация отказов на дисплее

Если в результате тест-контроля обнаружится неисправность, которая отразится на дисплее, то сразу же после окончания проверки раздастся звуковой сигнал: "TCAS SYSTEM TEST FAIL" (проверка системы показывает неисправности).

На дисплее внизу показаны значки V/S и RA, показывающие, что имеется неисправность в вариометре. Если он неисправен, на дисплее не будут появляться рекомендации о направлении движения и о необходимой вертикальной скорости. Поэтому на дисплее появился и значок RA (не работает система рекомендаций и команд, направленных на избежание столкновения). Однако нормальная работа ТА при этом продолжается, и на дисплее по-прежнему будут фиксироваться самолеты, представляющие для вас потенциальную опасность.

Работа с системой

Подготовка к полету. При работе с системой TCAS не требуется какой-либо особой подготовки к полету. Время, необходимое для "нагрева" системы и начального функционирования ее компьютерного устройства, обычно составляет менее 1 минуты с момента включения системы.

При взлете и подъеме рекомендуется поставить переключатель дальности передачи сигнала в положение "6 морских миль". Если установить меньшую дальность передачи сигнала, на дисплей не будут поступать данные о многих потенциально опасных для вас самолетах как раз в то время, когда вы находитесь в зоне, где опасность столкновений особенно велика, - рядом с аэропортом.

Внимание! Для работы системы TCAS в неё должны поступать данные о той высоте, на которой находится самолет. Если поставить переключатель относительной/абсолютной высоты в положение OFF, система TCAS не будет функционировать. На дисплее в этом случае появится надпись: "TCAS OFF".

Внимание! Второй или правый (R) ответчик (если он установлен) не работает в режиме S и соответствует требованиям, предъявляемым системой TCAS. Если на пульте управления включить только 2-й (R) ответчик, то система TCAS не будет функционировать. В этом случае на дисплее появится надпись: "TCAS OFF".

Перед тем, как включить систему в режим работы, можно проделать следующие операции:

1. Поставьте переключатель в положение STBY.
2. Установите код для ответчика (assigned code).
3. Установите высоту ALT.
4. Включите 1 ответчик (или L). (См. раздел "Внимание!").
5. Поставьте переключатель дальности передачи сигнала на 6 морских миль (в зависимости от типа пульта управления).

Тест-контроль системы. Если система TCAS, установленная на самолете, позволяет это, в любое время можно провести самопроверку системы (в некоторых системах самопроверка невозможна во время полета). Во время тест-контроля система перестает нормально функционировать; она генерирует и обрабатывает внутренние "проверочные" сигналы и сопоставляет их с показаниями приборов для того, чтобы определить, нет ли каких-нибудь нарушений. После того, как тест-контроль закончится, система вернется в нормальный режим работы.

Чтобы начать тест-контроль системы, необходимо сделать следующее:

1. Поставить переключатель на пульте управления в положение TEST.
2. На вариометре VSI и системы TCAS вместо надписи TCAS появится надпись TEST (внизу дисплея).

3. В конце проверки раздастся звуковой сигнал "TCAS SYSTEM TEST OKAY" (проверка показала, что система в порядке) или "TCAS SYSTEM TEST FAIL" (проверка показала, что в системе имеются неисправности) в зависимости от результатов проверки. Если будет непрерывно гореть лампочка индикатора FAIL, это будет свидетельствовать о том, что имеются неисправности в ответчике или в компонентах системы, управляемых ответчиком (на пульте управления, в антеннах, в системе данных) в зависимости от типа системы, установленной на самолете. Индикатор FAIL будет гореть в течение секунды во время тест-контроля системы для того, чтобы осуществить проверку исправности индикатора и его включения в режим проверки с помощью TPR-720. В течение секунды будет включен и индикатор кода ответчика для проверки его функционирования; в окошечке в это время появятся цифры 8888.

Если проверка выявит неисправность, необходимо поступить так, как указано в разделе "Альтернативные приемы работы с системой". Если проверка не выявит неисправностей, можно продолжить обычную работу.

Нормальная работа во время полета. Если известно о том, что рядом могут пролетать другие самолеты (например, в тех случаях, когда самолет идет на посадку), можно отключить RA. Для этого нужно поставить переключатель в положение TA.

Во время взлета, в крейсерском режиме и при посадке нужно делать следующее.

Работа на взлете и во время подъема. Внимание! Второй или правый (R) ответчик (если он установлен) не работает в режиме S и не соответствует требованиям, предъявляемым системой TCAS. Если на пульте управления включить только 2-й (R) ответчик, то система TCAS не будет функционировать. В этом случае на дисплее появится надпись: "TCAS OFF".

1. Перед самым взлетом включите TA/RA и 1 (или L).

2. Можно также включить, если Вы не сделали этого раньше, диапазон морских миль.

Работа в полете. Когда самолет набрал необходимую высоту:

1. Поставьте переключатель дальности передачи сигнала на 12 морских миль (или больше, если это возможно).

2. Включите N.

Работа после полета. Хотя систему TCAS можно и не отключать после посадки, бесперебойная работа системы может отразиться на дисплеях, оснащенных системой TCAS самолетов, которые взлетают или совершают посадку в данном аэропорту. Поэтому рекомендуется сразу же после посадки отключить систему TCAS.

После посадки сделайте следующее: отключите систему и ответчик, поставив переключатель в положение STBY.

Альтернативные приемы работы с системой

Следующие альтернативные приемы работы с системой следует осуществлять в том случае, если на дисплее индикатора вертикальной скорости появляются значки V/S, RA или TCAS, или если на пульте управления зажглась лампочка индикатора ATC FAIL.

Появление значка V/S. Появление этого значка свидетельствует о неисправности вариометра. На дисплее неисправного индикатора не будут появляться сигналы RA, если одновременно со значком V/S появился значок RA.

Для нормальной работы системы TCAS необходимо, чтобы в распоряжении летчика был хотя бы один исправный вариометр. Если один вариометр отказал, а второй функционирует, система TCAS может нормально работать.

Если на обоих вариометрах появились значки V/S, сделайте следующее.

1. Установите переключатель режимов дисплея в положение TA или TA ONLY (в зависимости от типа пульта управления).

ВНИМАНИЕ! Управляя самолетом, руководствуйтесь не только информацией, которая имеется на дисплее движения самолетов.

2. На дисплее появятся данные о пролетающих поблизости самолетах (включая те самолеты, которые представляют для вас потенциальную опасность).

Появление значка RA. Появление этого значка свидетельствует о том, что в вариометре нарушен механизм подачи сигналов RA.

Делайте то же самое, что и при появлении значка V/S (см. выше).

Появление значка TCAS. Появление значка свидетельствует о том, что неисправна система TCAS.

1. Проверьте, не зажегся ли индикатор ATC FAIL. Если да, то делайте то, что указано в разделе "Если зажегся индикатор ATC FAIL". Если нет, делайте то, что указано ниже.

2. Поставьте переключатель режимов дисплея в положение TA.

ВНИМАНИЕ! Управляя самолетом, руководствуйтесь не только информацией, которая имеется на дисплее движения самолетов.

3. Если вместо значка TCAS появится ONLY TA, продолжайте работать с системой в режиме TA.

4. Если на дисплее продолжает оставаться значок TCAS, поставьте переключатель режимов дисплея в положение XPDR. Система TCAS перестаёт функционировать.

Если зажегся индикатор ATC FAIL. Этот индикатор указывает на неисправность в ответчике, на пульте управления или в верхней или нижней антенне ответчика.

Внимание! Второй или правый (R) ответчик (если он установлен) не работает в режиме S и не соответствует требованиям, предъявляемым системой TCAS. Если на пульте управления включить только 2-й (R) ответчик, то система TCAS не будет функционировать. В этом случае на дисплее появится надпись: "TCAS OFF".

Не работает ответчик. Если загорелся индикатор ATC FAIL, ответчик и TCAS перестают функционировать.

Не работает указатель высоты. Если отказывает указатель высоты, то TCAS автоматически переходит в режим STANDBY.

Не работает антенна ответчика. Если зажегся индикатор ATC FAIL, и при этом на дисплее не появляется значок TCAS, это означает, что неисправна одна антенна или обе антенны ответчика.

Неисправность в антеннах ответчика никак не сказывается на работе системы TCAS вашего самолета. Однако ваша система TCAS не сможет уже давать рекомендации экипажу другого самолета, оснащенного системой TCAS. Неисправность в антеннах также может препятствовать нормальной работе в системе управления движения самолетов.

Ограничения функционирования системы

В системе запрограммированы несколько факторов, ограничивающих ее функционирование. Эти факторы не поддаются контролю со стороны членов экипажа, так как они связаны с такими параметрами как максимальная высота, положение рычагов управления и др.

Однако некоторые из этих факторов иногда могут оказывать влияние на сигналы TA и RA. Поэтому эти факторы перечислены и охарактеризованы в табл. 8.

Таблица 8

Факторы и ограничения

ФАКТОР	ОГРАНИЧЕНИЕ
Высота менее 1450 футов (442 м) над уровнем земли	Прекращается увеличение скорости снижения при сигнале RA
Высота менее 1000 футов (305 м) над уровнем земли	Прекращается снижение при сигнале RA

Продолжение табл. 8

Высота менее 500 футов (152 м) над уровнем земли	Прекращается подача рекомендаций по принятию решений (при этом система TCAS автоматически переключится на TA ONLY)
Высота менее 400 футов (122 м) над уровнем земли	Прекращается подача звуковой информации при сигнале TA
Расстояние между самолетами меньше, чем приблизительно 900 футов (274 м)	Наблюдение за самолетом может не осуществляться
Вертикальная скорость 1500 футов в минуту (7.6 метров в секунду)	Подача команды "Подъем вверх" ("CLIMB") прекращается (при этом прекращение или продолжение подачи команды зависит также от траектории полета)
Вертикальная скорость 2500 футов в минуту (12.7 метров в секунду)	Подача команды об увеличении скорости подъема прекращается (при этом прекращение или продолжение подачи команды зависит также от траектории полета).
Самолет в воздухе	Тест-контроль системы может не осуществляться
Воздействие более мощных систем или природных факторов (например, некоторые наземные установки, действующие во время посадки самолета, сильный ветер и др).	Функционирование системы TCAS может быть ограничено до TA ONLY или до STBY
Максимальная высота работы системы	Соответствует максимальной высоте, на которую может подняться ваш самолет.

3. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА И-11-1

Назначение системы. Инерциальная система И-11-1 предназначена для определения текущих навигационных параметров полета и выдачи соответствующей информации экипажу. Кроме того, система И-11-1 совместно с САУ обеспечивает автоматический полет по маршруту в соответствии с программой, введенной в систему перед полетом.

На самолете установлены две системы И-11-1, каждая система может быть подключена к САУ (рис. 21, 22).

Для совместной работы с САУ система И-11-1 выдает в САУ сигналы z и $\dot{z}$, пропорциональные отклонению и скорости отклонения от линии заданного пути (ЛЗП), вычисленные системой. Сигналы z и $\dot{z}$ поступают в САУ, если переключатель "Управление САУ" находится в положении "И-11-1(1)" или "И-11-1(2)".

Для вычисления параметров ветра (U и δ) в систему от ИКВСП подается сигнал исправности СВС и сигнал $V_{ист}$, пропорциональный истинной скорости полета.

Состав системы и назначение блоков приведены в табл. 9.

Таблица 9

Состав системы и назначение блоков

Блок	Тип	Ко- лич. шт.	Обозн. на схеме	Назначение
Платформа гироскопическая	ПГ-11-2	2	H8/24 H8/245	Удерживает оси чувствительности акселерометров в заданном положении относительно земли независимо от угловых перемещений самолета; выдает в АЦБС информацию о линейных ускорениях ПГ относительно земли и об угловом положении самолета.
Платформа (монтажное устройство)	П-21-1	2	H7/24 H7/245	Обеспечивает амортизацию и электрическое соединение блоков АЦБС, СВУ, БЭ-3-1, БА-20-1 и БСП-5-1, а также их обдув воздухом из системы кондиционирования и с помощью вентиляторов.
Аналого-цифровой блок связи АЦБС	E3103A	2	-	Преобразует сигналы, поступающие от УВМ и других датчиков системы, в код, необходимый для последующих вычислений в СВУ.
Специализированное вычислительное устройство СВУ	E3104M1	2	-	Решает запрограммированные задачи на основе исходных данных, поступающих от АЦБС.
Блок электроники	БЭ-3-1	2	-	Усиливает сигналы стабилизации в каналах курса, крена и тангажа гироскопической платформы, арретирует гиropлатформу, осуществляет стабилизацию температуры гироскопов, платформы и блока электроники.
Блок автоматики	БА-20-1	2	-	Преобразует сигналы датчиков гиropлатформы и управляющие сигналы, которые поступают на датчики моментов гироскопов гиropлатформы; обеспечивает включение и работу системы в режимах "выставка", "навигация" в "курсовертикаль"; контролирует исправность гиropлатформы.
Блок стабилизированного питания	БСП-5-1	2	-	Обеспечивает электропитание блоков системы постоянным и переменным током.
Устройство ввода и индикации УВИ	E3102A	2	H1/24, H1/245	Служит для ввода значений координат стоянки самолета и ППМ маршрута, проведение коррекции, индицирует навигационные параметры, обеспечивает оперативное изменение маршрута.
Пульт управления	ПУ-36	2	H6-24 H6/245	Включает систему и переключает режимы её работы, сигнализирует о включении режимов работы и об отказах системы.
Самолетное оборудование				
Выключатель "УПРАВЛЕНИЕ САУ"	ЗППНТК	1	H9/24	Служит для переключения САУ из подрежима "Управление от НВ" в подрежим "Управление от И-11-(1)" и "Управление от И-11-1(2)".
Выпрямительное устройство	ВУ-ЗБ	2	H2/24 H2/245	Служит для питания системы постоянным током.

Технические данные системы:

- время готовности при $t \geq 20^\circ\text{C}$ - 20 мин, при $t \leq 20^\circ\text{C}$ время готовности увеличивается на 1 мин на каждые 5°C ;
- погрешность определения текущих координат: 3,7 км - за первый час полета; за первые 10 часов не должны превышать: 37 км по боковому отклонению; 46 км - по дальности.

Система должна быть устойчива к воздействию следующих климатических факторов:

- t окружающей среды - 60°C до $+50^\circ\text{C}$;
- относительная влажность окружающей среды $95\% + 3\%$ при температуре до $+40^\circ\text{C}$;
- давление окружающей среды 107 кПа (805 мм рт.ст.) до 12 кПа (90 мм рт.ст.)

и механических воздействий в соответствии с реальными условиями на самолете.

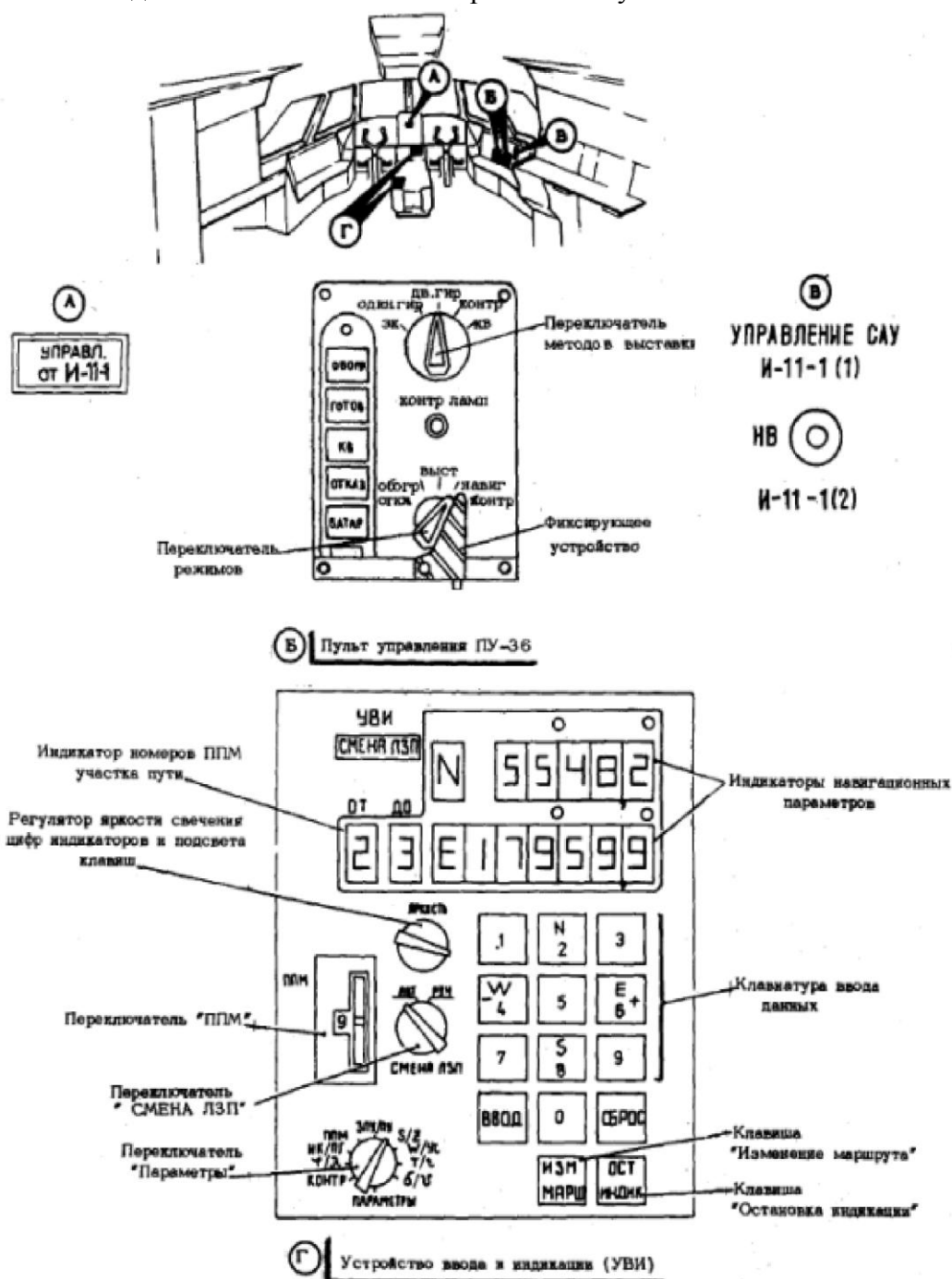


Рис. 21а. Размещение приборов И-11-1 в кабине экипажа (лист 1)

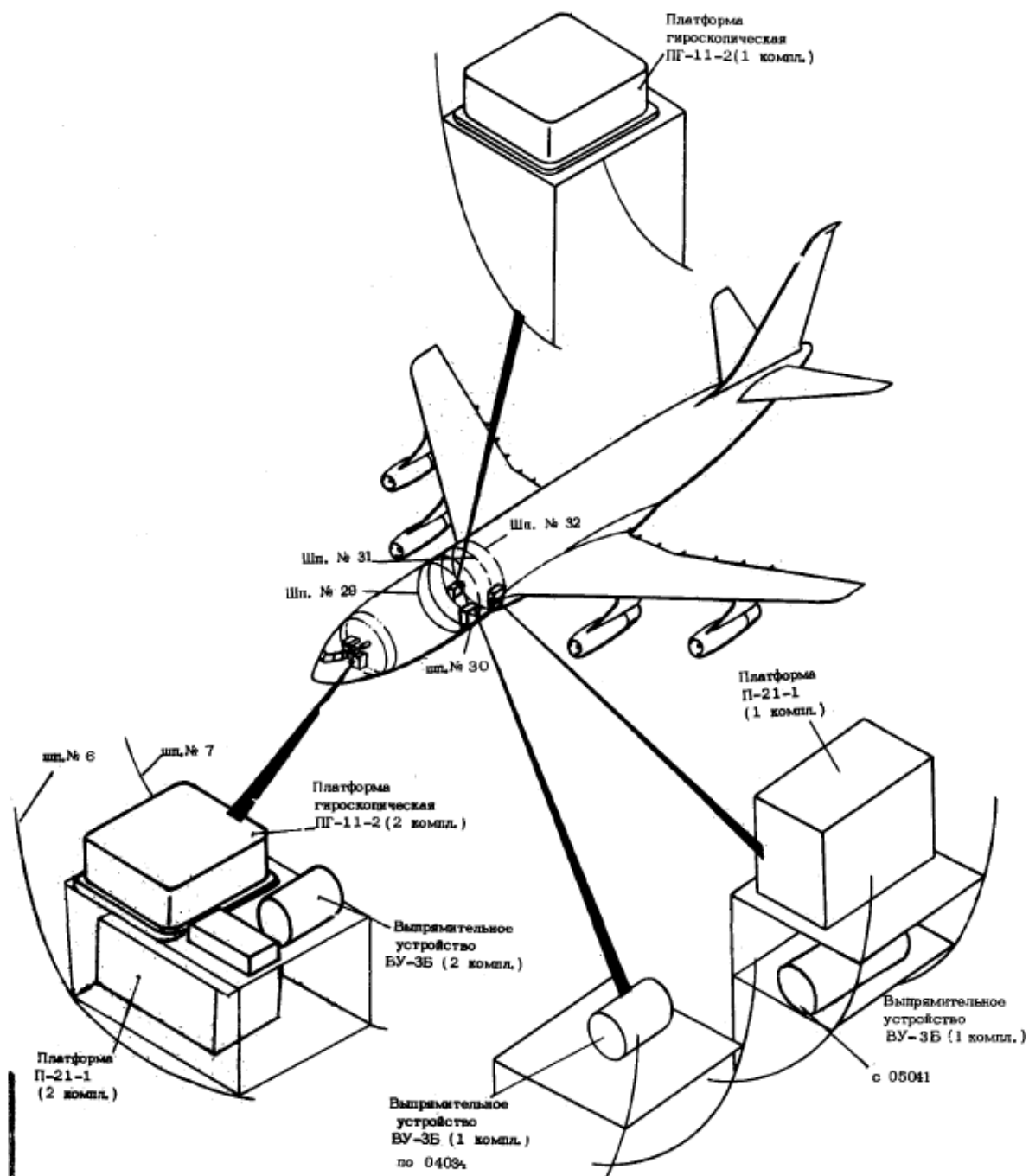


Рис. 216. Размещение блоков И-11-1 на самолете (лист 2)

Рис. 22. Схема электропитания, кабельных соединений и связей с САУ и СВС

Принцип действия. Система И-11-1 является автономной системой, для её работы не требуется информация от других систем, за исключением сигнала $V_{ист}$, поступающего от ИКВСП и необходимого для вычисления скорости и направления ветра (U, δ). Информация, необходимая для работы системы (исходные данные), вырабатывается самой системой. В качестве такой информации используются значения горизонтальных ускорений самолета и величина истинного курса самолета.

Ускорения измеряются акселерометрами, размещенными в горизонтальной плоскости (на гиropлатформе) перпендикулярно друг другу.

Истинный курс (ИК) самолета вычисляется путем гирокомпасирования: начальной выставкой гиropлатформы перед полетом. Выставка производится автоматически при включении системы. После окончания выставки гиropлатформа горизонтальна, ориентирована по осям самолета и сбалансирована, истинный курс самолета вычислен и введен в память системы. В полете (в режиме "навигация") измеренные ускорения интегрируются, при этом вычисляется путевая скорость W самолета, двойное интегрирование позволяет вычислить местоположение самолета в географических или частноортодромических координатах (φ, λ или S, z).

Для программирования маршрута полета в систему вводятся вручную (через УВИ) географические координаты девяти поворотных пунктов маршрута (ППК).

В процессе полета система непрерывно вычисляет: текущие географические координаты (φ, λ) самолета, а на каждом участке маршрута - боковое отклонение z от линии заданного пути и расстояние S до очередного ППМ, заданный и текущий путевые углы (ЗПУ и ПУ), путевую скорость (W), скорость и направление ветра (U, δ), угол сноса (УС), время прибытия в очередной ПМ (T) и время полета до очередного ППМ (t).

Во время полета предусмотрена возможность оперативно изменять маршрут: пропускать ПМ, изменять географические координаты ППМ, а также выполнять коррекцию параметров, определяющих местоположение самолета (φ, λ или S, z).

При использовании системы совместно с САУ автопилот САУ, получая от системы сигналы z и $\dot{z}$, пропорциональные боковому отклонению и скорости бокового отклонения от ЛЭП, управляет самолетом так, чтобы отклонения самолета от ЛЭП устранялись.

Платформа гироскопическая ПГ-П-2. Гиropлатформа представляет собой стабилизированную 4-рамочную платформу с двумя трехстепенными астатическими гироскопами.

Гиropлатформа имеет три взаимно перпендикулярные оси вращения, на которых установлены синусно-косинусные трансформаторы (СКТ), выдающие информацию об угловом положении самолета (сигналы крена, тангажа и курса). На основании гиropлатформы закреплены два гироскопа и три акселерометра. Оси кинетических моментов гироскопов взаимно перпендикулярны. Два акселерометра используются для решения навигационных задач, а один (его ось чувствительности вертикальна) служит для определения вертикальных ускорений.

Гиropлатформа стабилизирована в горизонтальном положении и сохраняет это положение независимо от эволюции самолета. Стабилизация гиropлатформы обеспечивается с помощью следящих систем. При отклонении гиropлатформы от горизонтального положения соответствующие акселерометры вырабатывают сигнал, который поступает на датчики моментов гироскопов. Под воздействием датчиков моментов гироскопы прецессируют, при этом вырабатывается сигнал, пропорциональный углу поворота кинетического момента гироскопа. Этот сигнал усиливается, преобразуется и поступает на стабилизирующий двигатель, который восстанавливает горизонтальное положение гиropлатформы.

Гироплатформа имеет систему терморегулирования. Система включает электронагреватели, термодатчики и вентиляторы. Система терморегулирования обеспечивает постоянный температурный режим внутри гироплатформы.

Конструкция гироплатформы состоит из корпуса, амортизационного подвеса, кожуха и теплоизоляционных кожухов.

На корпусе размещены узлы и детали, элементы терморегулирования. С внешней стороны корпуса имеется два соединительных жгута со штепсельными разъемами и перемычка металлизации.

Амортизационный подвес закреплен на профилях винтами и крепится на четырех амортизаторах. Подвес состоит из четырех рам, которые образуют кардан, обеспечивающий поворот платформы относительно трех взаимно перпендикулярных осей.

Кожух состоит из двух частей: внешней и внутренней. На внешней части находятся штуцер для подсоединения трубопровода системы кондиционирования и жалюзи для выхода воздуха.

Снаружи гироплатформа закрыта теплоизоляционными кожухами. Верхний и нижний кожухи соединены между собой пружинными замками.

Платформа П-21-1. Платформа предназначена для установки блоков системы: АЦБС, СВУ, БЭ, БА и БСП, обеспечивает их электрическую связь и подключение к бортовой сети самолета, а также обдув перечисленных блоков воздухом из системы кондиционирования и с помощью вентиляторов. Платформа выполнена в виде стойки и состоит из 5 унифицированных рам, 6 вентиляторов и устройства согласования с ИКВСП по сигналу $V_{ист}$. Платформа установлена на восьми амортизаторах.

На задних стенках рам имеются врубные разъемы для стыковки блоков с платформой. Для соединения системы с бортовой сетью, контрольно-проверочной аппаратурой, а также с пультами и датчиками на платформе имеются штепсельные разъемы типа 2РМД. Для обдува воздухом из системы кондиционирования платформа имеет штуцер для подключения воздухопровода.

На элементах конструкции имеются надписи, указывающие размещение блоков на платформе и назначение разъемов. Размещение платформы показано на рис. 21.

Аналого-цифровой блок связи. АЦБС предназначен для преобразования входных сигналов, поступающих от датчиков системы и от других систем, в код, требуемый для последующих вычислений в СВУ, а также для преобразования выходной информации, поступающей из СВУ, в аналоговый или цифровой вид для индикации на УВИ и выдачи в САУ.

Блок установлен на платформе П-21-1 и фиксируется на ней двумя направляющими штырями, которые входят во втулки рамы платформы, и запорными ручками. На передней панели блока размещена лампа "ОТКАЗ Е31А", две запорные ручки. На задней панели - два разъема типа РПКМ для электрического соединения с платформой. Блок работает с принудительным обдувом, воздух к блоку поступает через платформу от системы кондиционирования и с помощью вентиляторов.

Специализированное вычислительное устройство СВУ. Устройство предназначено для решения навигационных и других предусмотренных программой задач. СВУ размещено на платформе П-21-1, на общем основании с АЦБС, и фиксируется двумя направляющими штырями, которые входят во втулки рамы платформы, и двумя запорными ручками. Конструкция блока аналогична конструкции АЦБС. Электросоединение с платформой обеспечивается двумя разъемами типа РПКМ. Блок работает с принудительным обдувом снизу, воздух к блоку поступает через платформу от системы кондиционирования и от вентиляторов.

Блок электроники БЭ-3-1. Блок электроники предназначен для усиления сигналов в каналах стабилизации курса, крена и тангажа гироскопов, а также для арретирования и термостабилизации гироскопов, гироскопов собственного блока электроники.

Блок установлен на платформе П-21-1 на одном основании с БА и БСП. Блок на передней панели имеет запорные ручки, на задней - два разъема типа РПКМ, с помощью которых блок электрически соединяется с платформой.

Блок автоматики БА-20-1. Блок автоматики предназначен для преобразования сигналов датчиков гироскопов и управляющих сигналов СВУ и для обеспечения работы системы в режимах "выставка", "навигация" и "курсовертикаль".

Блок установлен на платформе П-21-1. Корпус блока имеет двойные стенки для перемещения воздуха, который поступает к блоку для обдува.

На передней панели блока размещены красные лампы "ОТКАЗ АКС", "ОТКАЗ ГИР", сигнализирующие об отказе акселерометров и гироскопов, и кнопка "СБРОС ОТКАЗА", на задней панели - один разъем типа РПКМ, который электрически соединяет блок с платформой и следовательно, с другими блоками, установленными на платформе П-21-1. Блок на платформе фиксируется с помощью штырей, которые входят во втулки на раме платформы, и двух запорных ручек на передней панели.

Блок специализированного питания БСП-5-1. Блок обеспечивает систему электропитанием токами требуемой формы, частоты и напряжения.

Блок установлен на платформе П-21-1 и имеет конструкцию, аналогичную конструкции блока электроники, на его передней панели установлена лампа "ОТКАЗ БП", сигнализирующая об отказе блока.

Устройство ввода и индикации УВИ. Устройство ввода и индикации предназначено для набора и ввода исходных данных и индикации навигационных параметров. На передней панели устройства размещены кнопки для набора исходных данных, переключатели параметров, индикаторы, табло и регуляторы яркости свечения индикаторов. Размещение УВИ показано на рис.21.

Пульт управления ПУ-36. Пульт управления предназначен для включения системы, переключения режимов работы системы и методов начальной выставки гироскопов.

На передней панели пульта находятся два переключателя (режимов и методов выставки), табло, сигнализирующие о включении некоторых режимов работы и об отказах системы, а также кнопка контроля исправности ламп табло. Пульта установлены на правом пульте пилотов в кабине экипажа, крепятся к панели четырьмя винтами. На планках фиксирующих устройств пультов нанесены цифры "1" (первая система) и "2" (вторая система). На задней стороне пульта имеется жгут со штепсельным разъемом. Совместно с пультом крепится фиксирующее устройство для фиксации ручки переключателя режимов в положении "НАВИГ" в полете. Для работы переключателя режимов необходимо нажать на пружину фиксирующего устройства и повернуть фиксатор.

Выпрямительное устройство ВУ-3Б. Выпрямительное устройство предназначено для питания системы постоянным током напряжением 28,5 В.

Выпрямительное устройство преобразует переменный трехфазный ток напряжением 200В в постоянный ток. Устройство выполнено в виде цилиндра, установленного на амортизаторы. Корпус устройства стянут двумя хомутами. Передняя и задняя крышки имеют сетки для прохода охлаждающего воздуха, который нагнетается вентилятором, размещенным

внутри корпуса. Устройство имеет штепсельный разъем для подключения к бортовой сети, клеммы, с которых снимается постоянное напряжение, и перемычку металлизации.

ВУ-ЗБ первой системы установлено на этажерке между шпангоутами № 29 и 30 или № 31 и 32 у левого борта, на нижней палубе, второй системы - между шпангоутами № 6 и 7, по оси симметрии самолета, на нижней палубе (рис. 21).

Технические данные

Напряжение питания переменным трехфазным током частоты 400 Гц	200±6 В
Потребляемый ток	не более 10 А
Номинальный ток нагрузки	100 А
Выходное напряжение	2 В

Питание. Системы И-11-1 питаются постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 36 В и 200 В частоты 400 Гц. Причем система И-11-1(1) питается от правого борта, система И-11-1(2) - от шин левого борта. Питание первой системы переменным током 200В и 36 В осуществляется через автоматы защиты "И-11-1(1)" на РУ221 и РУ222 и второй системы - через автоматы защиты "И-11-1(2)" на РУ211 и РУ212.

Питание систем постоянным током производится от выпрямительных устройств ВУ-ЗБ, подключенных к шинам переменного тока напряжением 200 В, и от шины И1 РУ383, к которой подключен аккумулятор аварийного освещения № 5, через автоматы защиты "И-11-1(1)" и "И-11-1(2)", размещенные в блоке 226. Аккумулятор № 5 подзаряжается от бортовых выпрямительных устройств в полете и на земле (если включены аэродромные средства электропитания или ВСУ). Кроме того, через автоматы защиты "И-11-1(1)" и "И-11-1(2)" на РУ223 и РУ213 подается напряжение 27 В в устройство контроля исправности каждой системы.

Питание переменным током ВУ-ЗБ первой системы производится через автоматы защиты "ВУ-ЗБ И-11-1(1)" на РУ221, ВУ-ЗБ второй системы - через автомат защиты "И-11-1(2) ВУ-ЗБ" на РУ211. Аккумулятор аварийного освещения № 5 выполняет роль буфера. Снижение напряжения на выходе ВУ-ЗБ, которое возможно при запуске двигателей, переключении питания от аэродромных источников на бортовые, а также при отказах ВУ-ЗБ или его питания переменным током, может привести к нарушению работы системы И-11-1. Электропитание от шины И1 и аккумулятора № 5 в этом случае поддерживает необходимое напряжение питания системы.

Если напряжение на выходе ВУ-ЗБ снизится ниже допустимого значения, то питание к системе будет поступать только от шины И1 и аккумулятора № 5. Питание системы И-11-1 только от шины И1 и аккумуляторной батареи № 5 осуществляется также в том случае, если система включена и произошел отказ питания от шин 200 В 400 Гц.

При прекращении питания от шины И1 РУ383 из-за отказа или по другим причинам аккумулятор № 5 отключается. Сведения об автоматах защиты, через которые питается система И-11-1, указаны в табл. 10.

Таблица 10

Автоматы защиты питания системы И-11-1

Автомат защиты	Тип	Схемное обозначение	РУ	Шина
"И-11-1(1)"	АзЗК-10	221-158/772	221	А2, В2, С2
"ВУ-ЗБ И-11-1(1)"	АзЗК-3	221-159/772	221	А2, 32, 02
"И-11-1(1)"	АзЗК-2	222-157/772	222	А, В, С
"И-11-1(1)"	АзРГК-2-2 сер.	223-156/772	223	И1
"И-11-1(2)"	АзЗК-10	211-164/772	211	А2, В2, С2

Продолжение табл. 10

"И-11-1(2) ВУ-ЗБ"	АзЗК-3	211-165/772	211	А2, В2, С2
"И-11-1(2)"	АзЗК-2	212-163/772	212	А, В, С
"И-11-1(2)"	АзРГК-2-2 сер.	213-162/772	213	И1
"И-11-1(1)"	АзРГК-20-2 сер.	226-167/772	226	
"И-11-1(2)"	АзРГК-20-2 сер.	226-168/772	226	

Работа. Система И-11-1 работает в режимах "обогрев", "выставка", "навигация", "контроль" и "курсовертикаль". Режимы включаются на пульте ПУ-36 переключателем режимов.

Режим "обогрев". Режим обеспечивает необходимые температурные условия для работы системы, при этом внутри блоков ПГ, БА и БЭ создается и поддерживается заданная температура в течение всего времени работы системы. Режим включается перед режимом "выставка" или совместно с ним. В первом случае переключатель режимов на ПУ-36 следует установить в положение "ОБОГР". Время работы в режиме "обогрев" не ограничено. Минимальное время выхода в заданный температурный режим 5-6 мин.

При одновременном включении режимов "обогрев" и "выставка" переключатель следует сначала установить в положение "ОБОГР", а затем, убедившись в том, что на ПУ-36 загорелось табло "ОБОГР", установить в положение "ВЫСТ". При этом, если температура окружающей среды ниже $20+5^{\circ}\text{C}$, вначале включается режим "обогрев" и затем, когда внутри ПГ температура достигнет $20+5^{\circ}$, производится автоматическое включение режима "выставка". Дальнейший нагрев блоков системы до заданной температуры производится в режиме "выставка". Система обогрева продолжает работать во всех последующих режимах.

Режим "выставка". Режим устанавливается на земле, он предназначен для ориентирования гиролатформы относительно осей самолета, определения истинного курса самолета на стоянке и определения балансировочных коэффициентов.

Режим может быть выполнен методом одинарного гирокомпасирования, двойного гирокомпасирования или методом выставки по заданному курсу.

Включение методов выставки производится переключателем методов выставки (верхним) на ПУ-36. В процессе выставки необходимо через УВИ ввести в систему значение географических координат места стояния самолета и девяти ППМ маршрута с точностью до 0,1 угловых минут.

Во время выставки методом одинарного гирокомпасирования гиролатформа вначале ориентируется по осям самолета, далее производится её горизонтирование, затем вычисляется истинный курс (ИК) самолета. Процесс выставки сопровождается индикацией на УВИ показателя готовности (ПГ), который уменьшается от 90 до 0. Переключатель "ПАРАМЕТРЫ" при этом должен быть установлен в положение "ИК/ПГ". Об окончании выставки сигнализирует загорающееся табло "ГОТОВ" на ПУ-36. Одновременно определяются балансировочные коэффициенты, которые вводятся в память системы и используются для компенсации дрейфа гиролатформы в предстоящем полете.

При выставке методом двойного гирокомпасирования вначале проводится гирокомпасирование и определение балансировочных коэффициентов гиролатформы, развернутой на 90° против часовой стрелки относительно основного положения. Затем гиролатформа автоматически возвращается в основное положение и проводится повторное гирокомпасирование. В конце гирокомпасирования определяются окончательные значения балансировочных коэффициентов, которые вводятся в память системы и сохраняются до следующей выставки методом двойного гирокомпасирования.

Выставка гироскопической платформы методом по заданному курсу применяется при наличии информации о стояночном курсе самолета. Стояночный курс должен быть известен с точностью до 15 угловых минут.

Значение заданного истинного курса вводится в систему (через УВИ) в режиме "выставка" при ПГ, равном 90-80. Выставка по ЗК аналогична одинарному гироскопированию, но при этом не производится вычисления курса самолета, а только определение балансовых коэффициентов. Об окончании выставки сигнализирует табло "ГОТОВ" на ПУ-36.

Режим используется в полете. В этом режиме система вычисляет текущие навигационные параметры полета и индицирует их в зависимости от положения переключателя "ПАРАМЕТРЫ" на УШ.

Режим включается установкой переключателя режимов (нижнего) на ПУ-36 в положение "НАВИГ" после того, как загорелось табло "ГОТОВ", ручка переключателя фиксируется фиксирующим устройством.

В режиме "навигация" производится ручное или автоматическое переключение участков маршрута, запрограммированных перед полетом, изменения маршрута в полете и коррекции местоположения самолета. В этом режиме система может работать совместно с САУ. Для этого требуется, чтобы САУ была включена в режим "навигация".

Для включения совместной работы с САУ необходимо убедиться в том, что координата z , вычисленная системой И-11-1, подключаемой к САУ, близка к нулю, а затем установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ САУ" на правом пульте пилотов в положение "И-11-1(1)" или "И-11-1(2)". При этом САУ отключается от НВ и подключается к одной из систем И-11-1, одновременно загорается табло "УПРАВЛ ОТ И-11-1" на центральной панели приборной доски пилотов.

При работе с САУ подключенная система выдает в автопилот сигналы, пропорциональные величине бокового отклонения от ЛЗП и скорости отклонения от ЛЗП соответственно. Автопилот САУ, воспринимая эти сигналы, удерживает самолет на линии заданного пути или производит разворот самолета при смене ЛЗП.

Режим "контроль". Режим предназначен для проверки работоспособности системы без использования КПА после окончания режима "выставка".

Для включения режима необходимо установить оба переключателя на ПУ-36 (методов выставки и режимов) в положение "КОНТР".

В режиме "контроль" система имитирует полет по заданной траектории. Через 15 и 60 мин после включения режима производится сравнение вычисленных системой координат и их эталонных значений. Если разница между ними превысит пороговое значение, то на ПУ-36 мигает табло "ОТКАЗ", что означает, что система работоспособна, но не выдерживает заданной точности определения навигационных параметров.

Режим "курсовертикаль". Режим используется при отказе вычислителя. При этом на ПУ-36 загорается табло "КВ". В этом режиме производится только горизонтирование гироскопической платформы, навигационные параметры полета не вычисляются и не индицируются.

Режим включается автоматически при отказе вычислителя или вручную. Для ручного включения необходимо установить переключатель методов выставки в положение "КВ", а переключатель режимов - в положение "ВЫСТ", при этом горит табло "КВ". После того, как закончится горизонтирование гироскопической платформы и загорится табло "ГОТОВ", следует переключатель режимов установить в положение "НАВИГ".

Встроенный контроль. В системе И-11-1 осуществляется непрерывный контроль за работой стабилизации гироскопической платформы, акселерометров, блока питания и вычислителя во всех режимах работы, кроме режима "обогрев". При отказе элементов стабилизации гироскопической платформы акселерометров и блока питания система контроля выключает питание И-11-1, одновременно загорается табло "ОТКАЗ" на ПУ-36 и в зависимости от вида отказа загорают-

ся лампы "ОТКАЗ ГИР" или "ОТКАЗ АКС" на БА-20-1 или лампа "ОТКАЗ БП" на БСП-5-1, одновременно информация об отказе поступает для регистрации в систему МСРП.

При отказе вычислителя на ПУ-36 загорается табло "КБ" и на передней панели блока АЦБС лампа "ОТКАЗ Е31А", система автоматически переходит в режим "курсовертикаль".

Система контроля "запоминает" отказы после выключения питания, поэтому в дальнейшем в зависимости от вида отказа система И-11-1 или не включится, или включится в режиме "курсовертикаль" (при этом сигнализация отказа сохраняется). Для включения системы необходимо нажать кнопку "СБРОС ОТКАЗА" на передней панели БА-20-1.

4. СПУТНИКОВАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА TNL-2000 APPROACH PLUS

Назначение системы. Система GPS Trimble TNL – 2000 Approach Plus (TNL) является автономной дополнительной навигационной системой, которая обеспечивает:

- ввод навигационной программы полета, ее выполнение и оперативное изменение;
- определение текущих координат местоположения самолета по сигналам навигационных спутников;
- вычисление и индикацию навигационных параметров полета, необходимых для выполнения ручного самолетовождения.

Функционально система TNL представляет собой глобальную систему определения местоположения самолета (GPS) и навигационный вычислитель.

Конструктивно система TNL состоит из

- приемоиндикатора,
- антенны

и сопрягается с датчиком баровысоты SSD-120-42.

Блок-схема системы TNL представлена на рис. 23, размещение – на рис. 24.

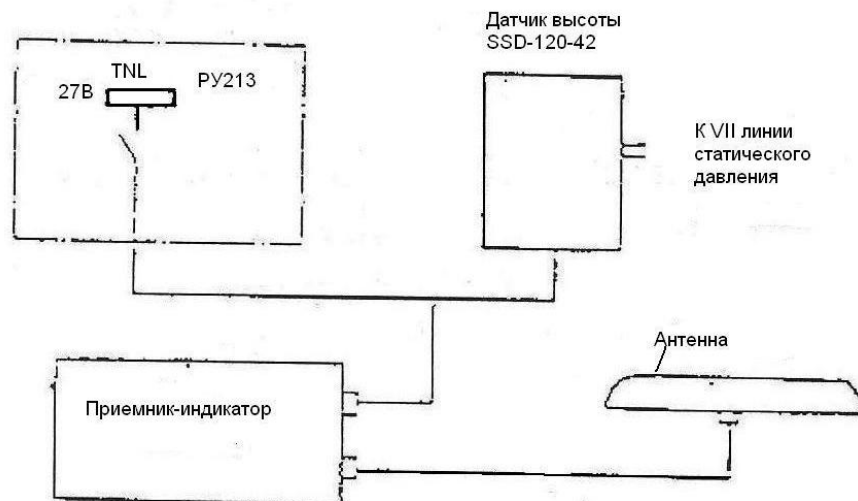


Рис. 23. Схема системы TNL

Приемоиндикатор (блок) TNL. Блок TNL предназначен для обработки сигналов навигационных спутников, хранения навигационных данных, проведения вычислений, управления системой, отображения информации.

Блок TNL включает в себя:

- приемник GPS,
- навигационный вычислитель,
- внутренние часы,

- литиевую батарею,
- экран,
- органы управления.

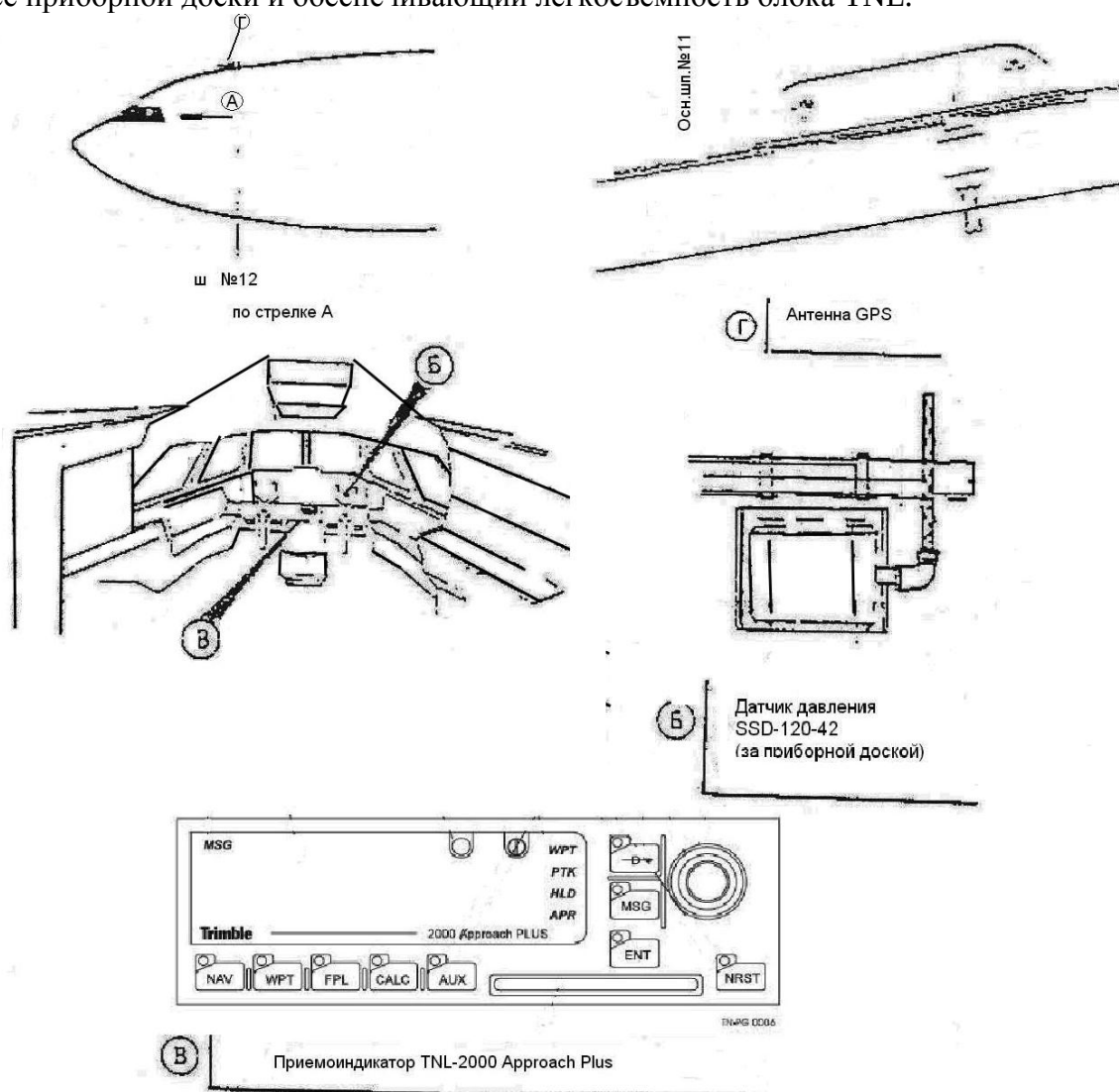
Блок TNL содержит стандартную базу данных и пользовательскую (оперативную) память. Стандартная база данных находится в съемной плате памяти (картридже).

Стандартная база данных содержит навигационную информацию для определенных географических регионов. В связи с тем, что навигационные данные периодически меняются, стандартная база данных должна обновляться через каждые 28 дней путем замены картриджа.

Пользовательская память предназначена для хранения вводимых вручную данных о пунктах маршрута (ППМ), создаваемых планов полета, вводимых установок системы.

Для поддержания жизнедеятельности пользовательской памяти, а также для питания внутренних часов служит встроенная литиевая батарея. Срок службы батареи 3...5 лет. Рекомендуется проводить замену литиевой батареи каждые три года в центре обслуживания TRIMBLE NAVIGATION.

В комплект приемоиндикатора входит монтажный кожух, жестко закрепленный на каркасе приборной доски и обеспечивающий легкосъемность блока TNL.



Размещение системы TNL 2000AP
и датчика высоты SSD-120-42
фиг.2

Рис. 24. Размещение системы TNL

Антенна GPS. Антенна предназначена для приема сигналов навигационных спутников. В комплект антенны входит отдельная монтажная прокладка, устанавливаемая для улучшения контакта между фланцем антенны и обшивкой фюзеляжа.

Датчик абсолютного барометрического давления SSD-120-42. Датчик барометрического давления обеспечивает выдачу в систему TNL-2000AP информации об абсолютной барометрической высоте полета самолета в диапазоне $-1000 \div +42000$ футов. Датчик барометрического давления установлен за приборной доской правого пилота и подключен к VII-й линии статического давления.

Принцип действия. Текущие координаты самолета определяются GPS как функция дальности от нескольких спутников.

Если обеспечивается прием сигналов от четырех или более спутников, то GPS работает в трехмерном режиме (3D). Если осуществляется сопровождение только трех спутников, то GPS переключается на работу в двухмерном режиме (2D), и в этом случае для нормальной работы GPS используются данные от датчика баровысоты.

Поиск, захват и сопровождение спутников в системе TNL осуществляется автоматически. Система может одновременно отслеживать не более 12 спутников.

ВНИМАНИЕ. НА СТОЯНКЕ САМОЛЕТА НЕ ДОЛЖНО БЫТЬ ЗАТЕНЕНИЯ АНТЕННЫ БЛИЗКИМИ МЕТАЛЛИЧЕСКИМИ КОНСТРУКЦИЯМИ В ПРЕДЕЛАХ ТЕЛЕСНОГО УГЛА НЕ МЕНЕЕ 160 ГРАДУСОВ.

По введенной программе полета навигационный вычислитель определяет:

- линию заданного пути (ЛЗП),
- заданный путевой угол (ЗПУ),
- вычисляет расстояние между ППМ.

Используя данные GPS (текущие координаты, путевую скорость), навигационный вычислитель определяет:

- положение самолета относительно ЛЗП,
- вычисляет фактический путевой угол (ФПУ),
- боковое отклонение от ЛЗП,
- расчетное время полета до очередного ППМ,
- азимут «на» или «от» ППМ и другие навигационные параметры.

Все угловые параметры вычисляются в TNL относительно магнитного севера. Информация, формируемая навигационным вычислителем, может быть вызвана для просмотра на экран блока TNL.

Управление, индикация, сигнализация

Приемоиндикатор TNL-2000AP

(1) Выключатель электропитания. При нажатии выключателя электропитание подключается, при оттягивании – отключается.

(2) Экран дисплея. Предназначен для отображения информации, содержащейся в базах данных и формируемой TNL.

(3) Паз для картриджа базы навигационных данных Джемсена.

(4) Клавиши режимов: “NAV” (навигация), “WPT”(ППМ), “FPL” (план полета), “CALC” (вычисления), “AUX” (вспомогательный режим), “NRST” (ближайшие ППМ). Клавиши режимов предназначены для выбора соответствующего режима работы TNL. После нажатия клавиши режима она светится, поддерживая выбор. Если режим имеет подрежимы или функции, то каждое нажатие клавиши режима выбирает определенный подрежим (функцию).

(5) Внутренняя селекторная ручка.

(6) Внешняя селекторная ручка.

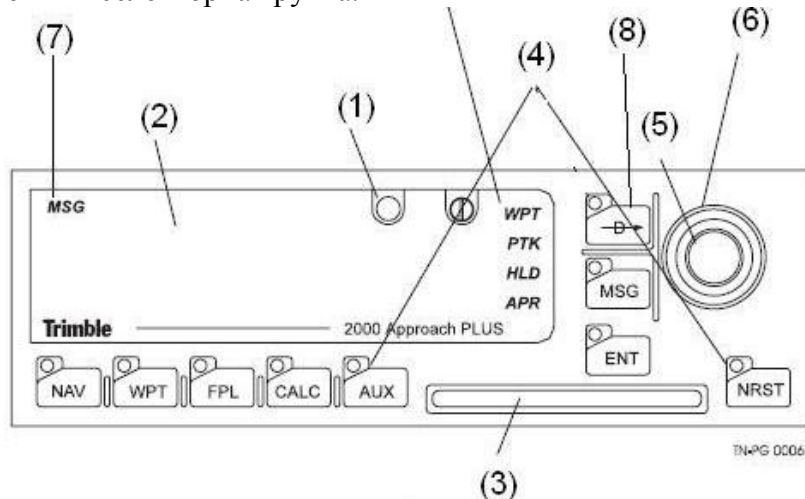


Рис. 25. Приемоиндикатор TNL-2000AP

Клавиша “NAV”. При нажатии клавиши NAV отображается одна из страниц информации режима “NAV” (та, которая отображалась последней перед сменой режима).

Клавиша “WPT”. Каждое нажатие клавиши WPT обеспечивает выбор одной из восьми категорий ППМ: “AIRPORT”, “SID” (стандартный маршрут выхода), “STAR” (стандартный маршрут подхода), “APPROACH” (заход), “VOR”, “NDB”, “INTERSECTION” (пересечение), “USER” (оперативный ППМ). Название категории появляется на экране после нажатия клавиши на короткое время.

Клавиша “NRST”. Каждое нажатие клавиши обеспечивает выбор одной из шести категорий ближайших ППМ: (“AIRPORT”, “APPROACH”, “VOR”, “NDB”, “INTERSECTION”, “USER”), а также ближайшего диспетчерского пункта.

Названия категорий ближайших ППМ индицируются на короткое время после нажатия клавиши, а для диспетчерского пункта индицируется страница с названием контролируемой зоны или центра УВД.

Клавиша “FPL”. При первом нажатии клавиши “FPL” отображается первая страница последнего выбранного плана полета. При повторном нажатии клавиши “FPL” отображается вторая страница этого плана, при этом клавиша “FPL” мигает.

Клавиша “CALC”. Каждое нажатие клавиши “CALC” обеспечивает выбор определенного подрежима или функции.

Клавиша “AUX”. Каждое нажатие клавиши “AUX” обеспечивает выбор одного из шести подрежимов: “CHECKLIST” (контрольные листы), “SYSTEM STATUS” (состояния системы), “SENSOR STATUS” (состояние GPS), “CONFIGURE” (конфигурирование), “USER SETUP” (регулировки пользователя), “INSTALL SETUP” (установки пользователя).

Название подрежима появляется на экране после нажатия клавиши на короткое время.

Внутренняя и внешняя ручки используются для выбора страниц и другой различной информации после того, как выбран режим или подрежим с помощью клавиш режимов. Если какие-либо из выбранных данных заключены в угловые скобки (< >), то эти данные можно непосредственно редактировать поворотом внутренней ручки.

Если какое-либо поле данных открыто для редактирования (нажатием клавиши “ENT”), то с помощью внутренней и внешней ручек производится ввод или изменение данных. При этом внешняя ручка управляет курсором, а внутренняя ручка используется для набора символов.

(7) Светоиндикаторы: “MSG” (сообщение), “WPT” (подход к ППМ), “РТК” (параллельный маршрут), “HLD” (ожидание), “APR” (заход по GPS). Светосигнализаторы невидимы до тех пор, пока не загорятся.

Светоиндикатор “MSG”. Мигает, если сформировано сообщение, и оно дожидается вывода на экран для прочтения. При наличии сообщений, остающихся в памяти после их прочтения, светоиндикатор горит. Для вывода текста сообщения на экран необходимо нажать клавишу “MSG”. При этом вместе с текстом сообщения индицируется текущая шкала CDI.

Светоиндикатор “WPT”. Загорается за 10 секунд до подхода к точке начала разворота и гаснет после прохода этой точки. Время срабатывания сигнализатора можно изменить в пределах 3...60 с при конфигурировании информационных сообщений.

Светоиндикатор “РТК”. Горит, если задан параллельный маршрут. При наличии клавиши “MSG” на экран выводятся параметры смещения.

Светоиндикатор “HLD”. Горит, если задан режим ожидания.

Светоиндикатор “APR”. Загорается после активизации режима захода на посадку по GPS.

(8) Функциональные клавиши: “” (прямо на), “MSG” (сообщение), “ENT” (ввод).

Клавиша “”. Используется для активации плана полета, а также для выбора активного ППМ и задания направления полета на этот ППМ.

Клавиша “MSG”. Нажатие клавиши обеспечивает вывод на экран текста системных и информационных сообщений. Наличие сформированных сообщений сигнализируется миганием или горением светоиндикатора “MSG”.

Клавиша “ENT”. Используется для ввода, выбора или изменения информации, отображаемой в текущий момент. Эта клавиша используется, как правило, совместно с селекторными ручками. Готовность данных к завершению процедуры ввода отмечается миганием клавиши “ENT”.

Общие правила ввода (изменения) данных.

(1) После выбора соответствующей страницы или строки нажмите клавишу “ENT”. На экране появляется курсор (мигающая рамка).

ПРИМЕЧАНИЕ: При наличии на экране курсора внешняя ручка управляет курсором, а внутренняя – выбирает символы.

(2) Вращая внешнюю ручку, поместите курсор на поле данных.

ПРИМЕЧАНИЕ: В определенных случаях курсор устанавливается на поле данных автоматически.

(3) Вращая внутреннюю ручку, задайте первый символ в мигающее поле курсора.

(4) Вращая внешнюю ручку, переместите мигающее поле курсора на позицию следующего символа.

(5) Вращая внутреннюю ручку, задайте следующий символ в мигающее поле курсора.

(6) Аналогично для п. (4), (5) наберите все символы.

(7) Нажмите клавишу “ENT” для завершения процедуры ввода.

ПРИМЕЧАНИЕ: В определенных случаях курсор может переместиться на следующее поле (при этом можно продолжить ввод данных) либо удалиться с экрана.

Системные и информационные сообщения. Система TNL формирует сообщения о неисправностях (системные сообщения), а также сообщения об изменении навигационной ситуации (информационные сообщения).

Если сформировано новое сообщение, то начинает мигать светоиндикатор MSG. Для вызова текста сообщения на экран необходимо нажать клавишу MSG.

Если сформировано более одного сообщения, то после первого нажатия клавиши MSG светоиндикатор MSG продолжает гореть. В этом случае каждое нажатие клавиши MSG выводит очередное сообщение.

Если светоиндикатор MSG не горит, значит, просмотрены все сообщения.

Если какое-либо сообщение после просмотра остается в силе, то горит соответствующий светоиндикатор на экране. Это сообщение можно вывести на экран, если снова нажать клавишу MSG.

Очередность вывода сообщений устанавливается в следующем порядке:

новые системные сообщения;

новые информационные сообщения;

старые системные сообщения;

старые информационные сообщения.

Перечень системных сообщений приведен в табл. 11.

Таблица 11

Перечень системных сообщений

Текст сообщения	Условия формирования	Рекомендуемые действия
BATTERY BACK-UP FAIL	Отказ внутренней батареи привел к стиранию пользовательской памяти	Замените батарею в центре обслуживания TRIMPLE NAVIGATION
DATA BASE CARD TYPE NOT VALID	Тип базы данных непригоден	Используйте пригодный для TNL-2000AP картридж базы данных
DATABASE MISSING	Картридж базы данных либо вынут, либо неправильно вставлен	Отключите электропитание TNL. Вставьте правильно картридж базы данных
DEAR RECKONING ENTER GS ÷ TRACK	Принимается недостаточно спутников или сигналы спутников имеют плохое качество	Если сообщение появилось после включения питания, дождитесь захвата спутников
GPS: RECEIVER FAIL (возможно уточнение отказа)	Отказ приемника GPS	Замените TNL
GPS: ANTENNA FAULT	Отказ антенны GPS	Замените антенну
LOW VOLTAGE: INPUT VOLTAGE 18 V	Напряжение на входе ниже 18 V	Проверьте напряжение на шине РУ 24
MANUEL MAGNETIC VARIATION IN USE	Система не вычисляет магнитное склонение	Замените TNL
RAIM UNAVAILABLE	Функция контроля точности (RAIM) определила недопустимую погрешность из-за недостаточного количества спутников или низкого качества их сигналов	Проверьте состояние спутников и приемника GPS. При необходимости замените TNL
RAIM ERROR	То же	То же
EXTERNAL ALTIMETER LOST COMMUNICATION	Потеряна связь с датчиком высоты	Устраните повреждения линии связи. Проверьте работоспособность канала высоты
EXTERNAL ALTIMETER IS IN ERROR	Датчик высоты выдает неверные данные	Проверьте работоспособность канала высоты. При необходимости замените датчик высоты

Режимы работы TNL

Режим работы “AUX” (вспомогательный). Режим работы “AUX” имеет два подрежима (“SYSTEM STATUS” и “SENSOR STATUS”), которые используются для оценки состояния системы, а также подрежимы “CONFIGURE” (конфигурирование) и “INSTALL SETUP” (установки), которые используются для различных установок.

Подрежим “SYSTEM STATUS” (состояние системы). Подрежим имеет шесть исходных страниц:

время (DATE/TIME);

текущее положение/высота (PRESENT POSITION/ALTITUDE);

напряжение и температура (VOLTAGE, TEMP);

годность базы данных (DATA BASE EXPIRATION);

версии программного обеспечения (SOFTWARE REVISION);

код программного обеспечения (SYSTEM CODE).

Для выбора подрежима «состояние системы» необходимо нажимать клавишу AUX, пока на экране не появится надпись: SYSTEM STATUS. Затем появляется страница времени.

Для выбора остальных страниц состояния необходимо вращать внутреннюю ручку, пока не появится название страницы.

Страница времени. Страница предназначена для отображения и ввода даты и времени.

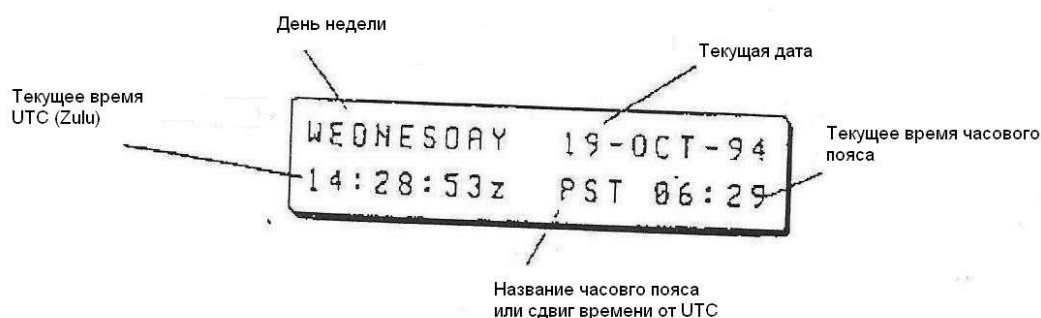


Рис. 26. Страница времени

Если принимаются сигналы спутников, время и дата устанавливаются автоматически. Предусмотрен ручной ввод даты и времени.

Часовой пояс или сдвиг времени относительно UTC устанавливаются оператором. Для ввода часового пояса или сдвига времени относительно UTC:

(1) Нажмите клавишу “ENT”.

(2) Установите курсор в поле слева от часового пояса/сдвига времени.

(3) Поворачивая внутреннюю ручку, выбирайте название часового пояса или сдвиг времени.

ПРИМЕЧАНИЕ: Часовой пояс записан перед сдвигом времени.

(4) Нажмите клавишу “ENT”. Индицируется текущее время выбранного часового пояса.

Страница “PRESENT POSITION” (текущее положение). На странице индицируется текущее положение, вычисленное GPS.

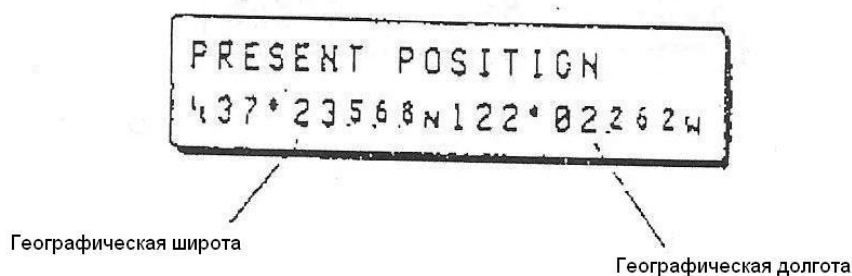


Рис. 27. Страница "текущее положение"

Страница "ALTITUDE". Страница "ALTITUDE" вызывается вращением внешней ручки при отображении страницы текущего положения.

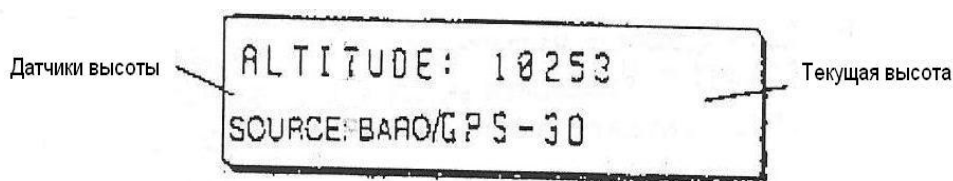


Рис. 28. Страница "ALTITUDE"

Датчиками высоты могут быть: бародатчик и GPS в режиме "3D" (BARO/GPS 3D), бародатчик и GPS в режиме "2D" (BARO/GPS 2D), бародатчик (BARO ONLY); GPS в режиме "3D" (GPS 3D).

Если GPS принимает только три спутника (режим «2D»), то в течение 1 мин сохраняется значение последней вычисленной GPS высоты, а затем автоматически появится страница для ручного ввода высоты:

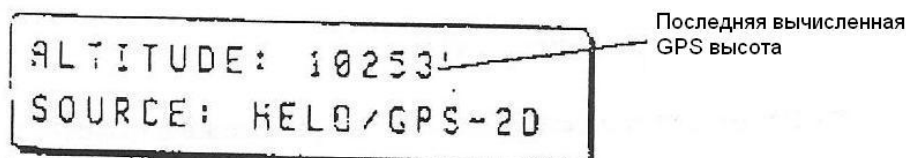


Рис. 29. Страница режима «2D»

Для ввода значения высоты, необходимой для вычисления координат:

- (1) Нажмите клавишу "ENT".
- (2) Установите курсор на поле первой цифры значения индицируемой высоты и введите новое значение высоты.
- (3) Нажмите клавишу "ENT". Индицируется информация типа:

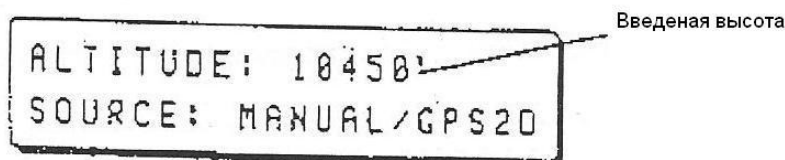


Рис. 30. Страница ввода высоты

Страница "VOLTAGE", "TEMP" (напряжение и температура). Исходная страница напряжения и температуры вызывается в подрежиме "SYSTEM STATUS" вращением внутренней ручки. После вызова исходной страницы с помощью внешней ручки можно вызвать следующие страницы:

страница смещения частоты кристалла ("CRYSTAL OFFSET");
страница антенны GPS ("GPS ANTENNA").

Страница температуры и напряжения. Страница предназначена для индикации величины напряжения питания и температуры внутри блока TNL.

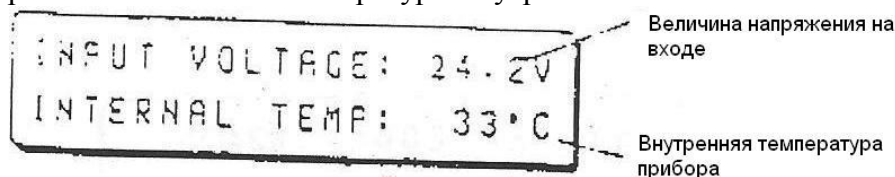


Рис. 31. Страница температуры и напряжения

Страница "CRISTAL OFFSET" (смещение частоты кристалла). Страница предназначена для индикации величины смещения частоты кристалла и напряжения внутренней батареи.

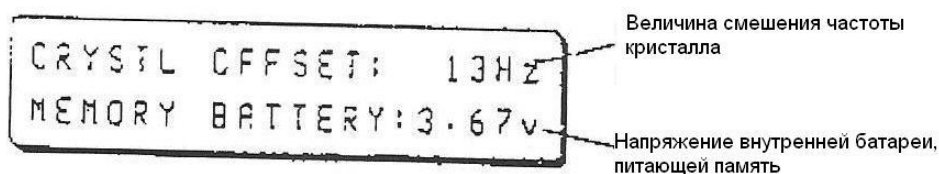


Рис. 32. Страница смещения частоты кристалла

Страница "GPS ANTENNA" (антенна GPS). Страница предназначена для индикации напряжения и силы тока на выходе антенны.

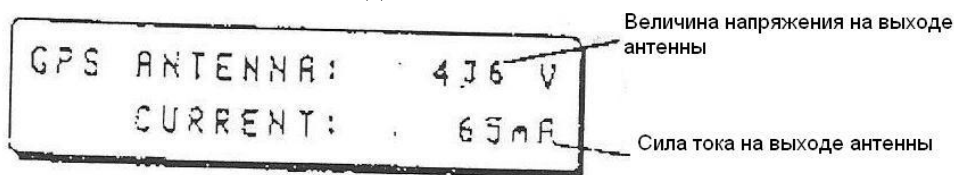


Рис. 33. Страница антенны

Страница "DATA BASE EXPIRATION" (годность базы данных). На странице индицируется дата истечения срока годности навигационных данных.

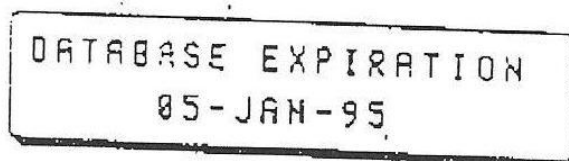


Рис. 34. Страница годности базы данных

Страница "REVISION" (версии программного обеспечения). Система TNL содержит два процессора (навигационный и GPS), каждый из которых имеет собственную версию программного обеспечения. Номера версий представлены на странице:

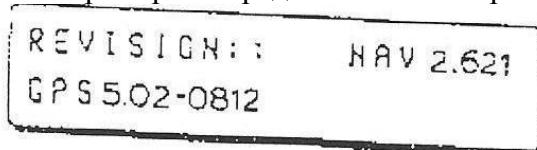


Рис. 35. Страница версии программного обеспечения

Страница “SYSTEM CODE” (код страницы). Страница содержит номер версии программного обеспечения системы:

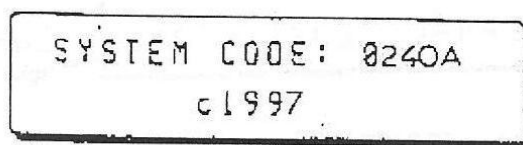


Рис. 36. Страница кода

Подрежим “SENSOR STATUS” (состояние GPS). Подрежим предназначен для контроля состояния системы. Он имеет семь исходных страниц:

- состояние GPS (“GPS”);
- оценка точности (“ESTIMATED ACCURACY”);
- отслеживаемые спутники (“GPS TRACK”);
- состояние спутников (“GPS CV”);
- перезапуск системы (“RESET GPS SENSOR”);
- доступность спутников (“GPS AVAIL”);

доступность автономного контроля точности при заходе на посадку (“APR RAIM AVAILABLE”).

Для выбора подрежима необходимо нажимать клавишу “AUX”, пока на экране не появится надпись: “SENSOR STATUS”. Затем появляется страница “GPS” (состояние GPS).

Выбор остальных страниц осуществляется с помощью внутренней или внешней ручки.

Страница “GPS” (состояние GPS). Страница предназначена для отображения данных приемника GPS.

Режим работы “GPS”. Отслеживается 4 и более спутников (“3-D”). Отслеживается 3 спутника, необходим ручной ввод высоты (“2-D”).

Использование для определения высоты барометрического высотомера (“BARO”), если не используется прочерк(-)



Рис. 37. Страница состояния

Страница “ESTIMATED ACCURACY” (оценка точности). Страница предназначена для индикации ошибки определения координат. Она вызывается поворотом внешней ручки против часовой стрелки.

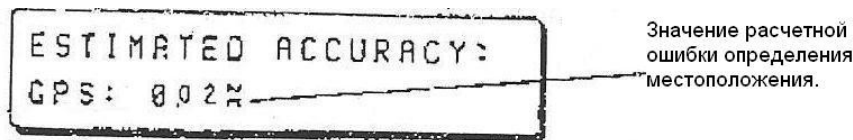


Рис. 38. Страница оценки точности

Страница “GPS TRACK” (отслеживаемые спутники). Страница предназначена для отслеживания количества и номеров отслеживаемых спутников. Она вызывается поворотом внешней ручки по часовой стрелке.

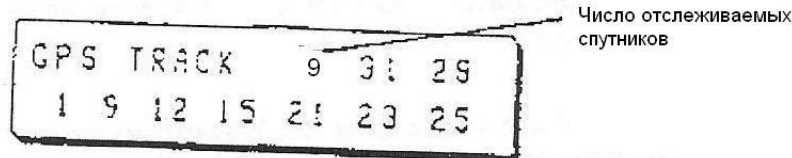


Рис. 39. Страница отслеживаемых спутников

На странице индицируется число и номера отслеживаемых спутников. Мигающий номер означает, что соответствующий спутник отслеживается, но не используется для вычислений.

Страница “GPS CV” (состояние спутников). Страница предназначена для индикации состояния спутников, а также для запрета использования спутников. Она вызывается поворотом внешней ручки по часовой стрелке.

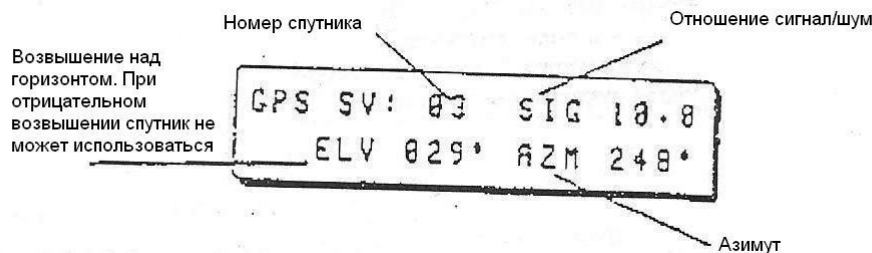


Рис. 40. Страница состояния спутников

Поворачивая внешнюю ручку, можно просмотреть состояние каждого спутника. Страница состояния спутников позволяет произвести ручной запрет использования спутника. Для запрета использования спутника:

- (а) Нажмите клавишу “ENT”.
- (б) Вращайте внутреннюю ручку, пока в верхней строке не появится надпись “DISABLE”.
- (в) Нажмите клавишу “ENT”. Сигналы выбранного спутника приниматься не будут.
- (г) При необходимости вращайте внешнюю ручку по часовой стрелке для выбора других спутников и их запрета.

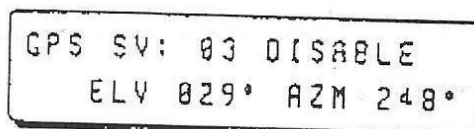


Рис. 41. Страница запрета спутников

После отключения или перезапуска системы спутники станут доступными.

Страница “RESET GPS SENSOR” (перезапуск системы). Страница предназначена для перезапуска системы. Она вызывается поворотом внешней ручки по часовой стрелке, пока в верхней строке не появится надпись “RESET GPS SENSOR?”

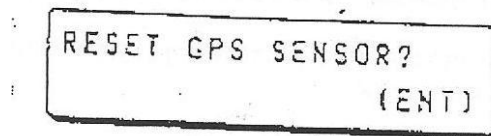


Рис. 42. Страница перезапуска системы (1)

(а) Нажмите клавишу “ENT”.

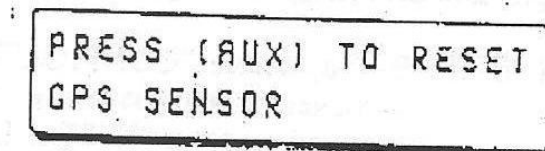


Рис. 43. Страница перезапуска системы (2)

(б) Нажмите клавишу “AUX”.

Перезапуск заставит приемник GPS пройти через всю последовательность операций включения и захвата спутников.

ПРИМЕЧАНИЕ: При нормальной работе перезапуск системы не требуется.

Страница “GPS AVAIL” (доступность спутников). Страница предназначена для отображения информации о доступности спутников. Она вызывается поворотом внутренней ручки по часовой стрелке.

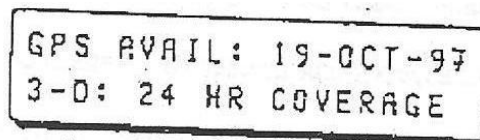


Рис. 44. Страница доступности спутников

Информация на странице означает, что прием сигналов четырех и более спутников (режим “3D”) возможен в данной позиции в течение 24 часов.

Чтобы вызвать информацию о следующем периоде, поверните внешнюю ручку. Можно получить информацию о доступности спутников, введя дату вручную.

Страница “APR RAIM AVAILABLE” (доступность “RAIM”). Страница предназначена для прогноза возможности захода на посадку по GPS в выбранном аэропорту и в заданное время.

ПРИМЕЧАНИЕ: Заход на посадку по GPS на самолете не используется.

Подрежим “CONFIGURE” (конфигурирование). Подрежим предназначен для конфигурирования системы. Он имеет четыре исходные страницы:

- параллельный маршрут (PTK OFF);
- установка интерфейса (I/O Interface Check);
- вычисления вслепую (Deal Reckoning);
- проверка дисплея (Display Diagnostic).

ПРИМЕЧАНИЕ: В подрежиме “CONFIGURE” осуществляется процедура включения/выключения подрежимов “USER SETUP” (регулировки) и “INSTALL SETUP” (установки).

Для выбора подрежима необходимо нажимать клавишу “AUX”, пока на экране не появится надпись “CONFIGURE”. Выбор исходных страниц подрежима осуществляется поворотом внутренней ручки.

ПРИМЕЧАНИЕ: Страницы “PTK OFF”, “DEAL RECKONING”, “I/O INTERFACE CHECK” не рассматриваются.

Страница “DISPLAY DIAGNOSTIC” (проверка дисплея). Страница используется для проверки индикатора и световых табло.

Если выбран подрежим “CONFIGURE”, то необходимо вращать внутреннюю ручку, пока не появится страница “DISPLAY DIAGNOSTIC”.

Затем происходит автоматическая тестовая проверка, при этом по полю индикатора перемещаются горизонтальные линии, световые табло последовательно загораются. Для выхода из режима проверки необходимо повернуть ручку или нажать любую клавишу.

Подрежим “INSTALL SETUP” (установки пользователя). Подрежим предназначен для различных установок системы и имеет 12 исходных страниц:

- установка высотомера (“ALTITUDE SOURCE”);
- установка данных на автопилот (“RSS”);
- конфигурация серийных портов (“SERIAL I/O SETUP”);
- установка уровня звука (“SET AUDIO LEVEL”);
- масштаб шкалы (“CDI SENSITIVITY”);
- выбор единиц измерения (“SELECT USER UNITS”);
- конфигурирование сообщений (“ADVISORY MESSAGE”);
- высота антенны GPS (“GPS ANTENNA HEIGHT”);
- фактор К температуры наружного воздуха (“OAT K FACTOR”);
- объединение шкал TKE/CDI (“COMBINE TKE/CDI”);
- установка яркости дисплея (“SET DISPLAY INTERSITY”);
- установка магнитного склонения (“MAGNETIC VARIATION”).

ПРИМЕЧАНИЕ: Страницы “ALTITUDE SOURCE”, “RSS”, “SERIAL I/O SETUP”, “GPS ANTENNA HEIGHT”, “OAT K FACTOR” не рассматриваются.

В связи с тем, что данный подрежим используется редко, предусмотрено его включение или отключение в подрежиме “CONFIGURE”.

Для включения/выключения подрежима:

- (1) Нажимайте клавишу “AUX” до отображения надписи “CONFIGURE”.
- (2) Вращайте внутреннюю ручку до появления страницы “DISPLAY DIAGNOSTIC”.
- (3) Нажмите последовательно клавиши “”, “”, “ENT”, “”.

В нижней строке появляется надпись “DISABLE” (подрежим отключен) или “ENABLE” (подрежим включен).

- (4) Нажмите клавишу “ENT”.

(5) Вращайте внутреннюю ручку, чтобы изменить “DISABLE” на “ENABLE” (или наоборот).

- (6) Нажмите клавишу “ENT”.

При включенном подрежиме (“ENABLE”) возможен доступ к подрежиму “INSTALL SETUP” с помощью клавиши “AUX” (при многократном нажатии клавиши будет отображаться надпись “INSTALL SETUP”).

Выбор исходных страниц подрежима осуществляется вращением внутренней ручки до появления названия страницы.

Страница “SET DISPLAY INTENSTY LEVEL” (установка яркости дисплея). Страница предназначена для регулировки яркости экрана и подсветки клавиш.



Рис. 45. Страница установки яркости дисплея (1)

Для выполнения процедуры регулировки:

(1) Нажмите клавишу “ENT”. Индицируется страница.

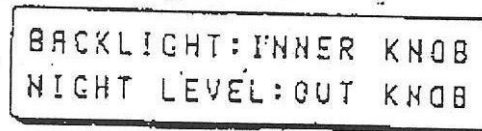


Рис. 46. Страница установки яркости дисплея (2)

(2) Поворачивая внутреннюю ручку, установите подсветку клавиш.

(3) Поворачивая внешнюю ручку, установите яркость экрана.

(4) Нажмите клавишу “ENT”, завершая регулировку.

ПРИМЕЧАНИЕ: Регулировку яркости следует проводить в темноте.

Страница “SELECT USER UNITS” (выбор единиц измерения). Страница вызывается нажатием клавиши “AUX” (до появления надписи “INSTALL”) и вращением внутренней ручки (до появления надписи в верхней строке “SELECT USER UNIT”).

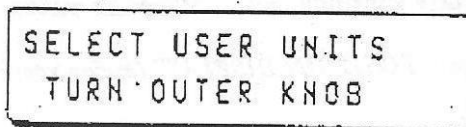


Рис. 47. Страница выбора единиц измерения

При отображении исходной страницы с помощью внешней ручки вызываются следующие страницы (появляется название страницы):

выбора расчетного времени прибытия (“ETA DISPLAY TIME IS”);

выбора координатной системы (“POSITION DISPLAY”);

выбора координатного базиса (“POSITION DATUM IS”);

выбора единиц измерения дальности (“DISTANCE DISPLAY IN”);

выбора единиц измерения скорости (“SPEED DISPLAY IN”);

выбора единиц измерения высоты (“ALTITUDE DISPLAY IN”);

выбора единиц измерения давления (“BAROMETRIC SET IN”);

выбора единиц измерения температуры (“TEMP DISPLAY IN”);

выбора единиц измерения расхода топлива (“FUEL COMPUTATION IN”).

ПРИМЕЧАНИЕ: Страницы “BAROMETRIC SET IN” и “TEMP DISPLAY IN” не рассматриваются.

Страница “ETA DISPLAY TIME IS” (выбор расчетного времени прибытия). Страница предназначена для выбора расчетного времени прибытия по местному (LOCAL) или всемирному (ZULU) времени прибытия.

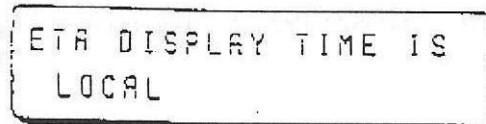


Рис. 48. Страница выбора расчетного времени прибытия

Для выбора времени:

- (1) Нажмите клавишу “ENT”.
- (2) С помощью внутренней ручки выберите местное (LOCAL) или всемирное (ZULU) время.
- (3) Нажмите “ENT”, завершая выбор.

Страницы “POSITION DISPLAY” (выбор координатной системы). Для выбора координатной системы предусмотрены две страницы: “POSITION DISPLAY 1” и “POSITION DISPLAY 2”.

Текущее положение и ППМ во всех режимах работы системы могут быть представлены в следующих координатных системах:

“LAT/LON” – географические широта и долгота;

“MRGS” – картографическая сетка военной системы координат;

“UTM” – картографическая проекция Меркатора.

При определении позиции самолета или ППМ выше 84 градусов северной широты или ниже 80 градусов южной широты “MRGS” и “UTM” автоматически переводятся в полярную стереографическую проекцию (“UPS”).

Первая и вторая страницы выбора координатной системы вызываются с помощью внешней ручки.

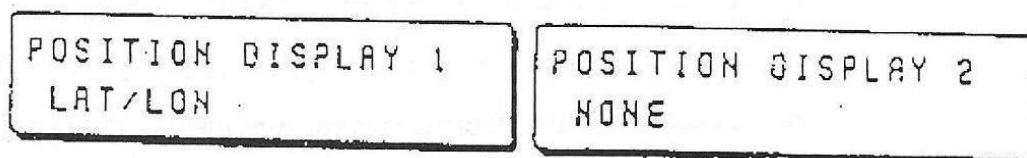


Рис. 49. Страница выбора координатной системы

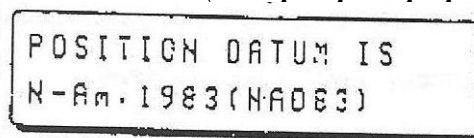
Для задания координатной системы на странице “POSITION DISPLAY 1”:

- (1) Нажмите клавишу “ENT”. Мигают курсор в поле ввода координатной системы и клавиша “ENT”.
- (2) Вращая внутреннюю ручку, выберите “LAT/LON”, “MRGS” или “UTM”.
- (3) Нажмите клавишу “ENT”, завершая выбор.

Аналогично задается координатная система на странице “POSITION DISPLAY 2”.

По умолчанию для первой странице задано “LAT/LON”, а для второй – “NONE”.

Если для второй страницы задано “NONE”, то система во всех режимах будет работать с координатной системой, заданной для первой страницы.

Страница “POSITION DATUM IS” (выбор картографического базиса)**Рис. 50.** Страница выбора картографического базиса

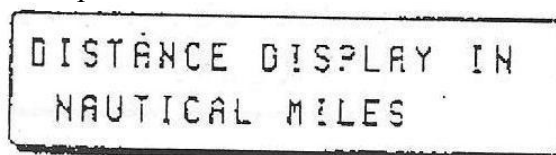
Для выбора картографического базиса:

- (1) Нажмите клавишу “ENT”.
- (2) Вращая внутреннюю ручку, выберите нужный базис (базисы записаны в алфавитном порядке).
- (3) Нажмите клавишу “ENT”, завершая выбор.

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Базис – математическая модель земной поверхности (сфероид или эллипсоид).

2. Если выбран базис, отличный от WGS-84, то при включении питания примерно на пять секунд появится сообщение: “DATUM IN USE”, затем стандартные сообщения.

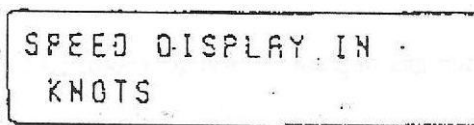
Страница “DISTANCE DISPLAY IN” (выбор единиц измерения дальности). Можно выбрать морские мили, километры или мили.

**Рис. 51.** Страница выбора единиц измерения дальности

Для выбора единиц измерения дальности:

- (1) Нажмите клавишу “ENT”.
- (2) Вращая внутреннюю ручку, выберите морские мили, километры или мили.
- (3) Нажмите клавишу “ENT”, завершая выбор.

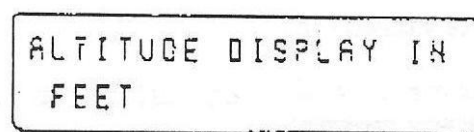
Страница “SPEED DISPLAY IN” (выбор единиц измерения скорости). Можно выбирать узлы, километры в час или мили в час.

**Рис. 52.** Страница выбора единиц измерения скорости

Для выбора единиц измерения скорости:

- (1) Нажмите клавишу “ENT”.
- (2) Вращая внутреннюю ручку, выберите узлы, километры в час или мили в час.
- (3) Нажмите клавишу “ENT”, завершая выбор.

Страница “ALTITUDE DISPLAY IN” (выбор единиц высоты). Можно выбрать футы или метры.

**Рис. 53.** Страница выбора единиц высоты

Для выбора единиц измерения высоты:

- (1) Нажмите клавишу "ENT".
- (2) Вращая внутреннюю ручку, выберите футы или метры.
- (3) Нажмите клавишу "ENT", завершая выбор.

Страница "FUEL COMPUTATION IN" (выбор единиц измерения расхода топлива). Можно выбрать галлоны, имперские галлоны, килограммы, литры или фунты.

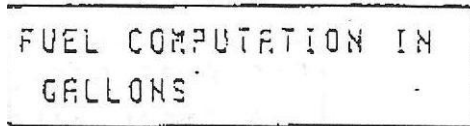


Рис. 54. Страница выбора единиц измерения расхода топлива

Для выбора единиц измерения расхода топлива:

- (1) Нажмите клавишу "ENT".
- (2) Вращая внутреннюю ручку, выберите для определенных марок топлива ("AVGAS", и т.д.) галлоны, имперские галлоны, килограммы, литры или фунты.
- (3) Нажмите клавишу "ENT", завершая выбор.

Страница "ADVISORY MESSAGES" (конфигурирование сообщений). Страница обеспечивает конфигурирование (проведение установок) информационных сообщений.

Для выбора страницы необходимо нажимать клавишу "AUX", пока не появится надпись "INSTALL", затем вращать внутреннюю ручку, пока не появится название страницы.

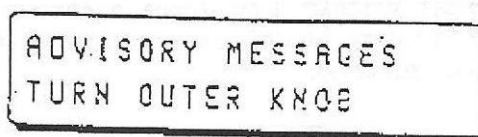


Рис. 55. Страница конфигурирования сообщений

Для проведения установок:

- (а) Вращая внешнюю ручку, выберите требуемое сообщение.
- (б) Нажимая клавишу "ENT", измените установку для выбранного сообщения.

Страница "CDI SENSITIVITY" (масштаб шкалы CDI). Страница обеспечивает установку масштаба шкалы внутреннего CDI. Заводская установка ± 5 нм на полную шкалу.

Для выбора страницы необходимо нажимать клавишу "AUX", пока не появится надпись "INSTALL", затем вращать внутреннюю ручку, пока не появится название страницы.

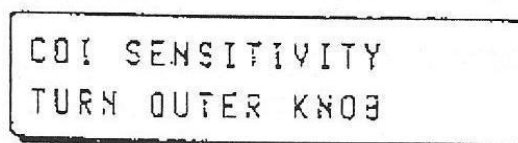


Рис. 56. Страница масштаба шкалы

Масштаб шкалы можно установить ± 5 , ± 2.5 , ± 1 , ± 0.3 , ± 0.1 морские мили или километры на всю шкалу CDI (как выбрано).

Для просмотра текущего масштаба шкалы CDI необходимо повернуть внешнюю ручку на одну позицию по часовой стрелке.

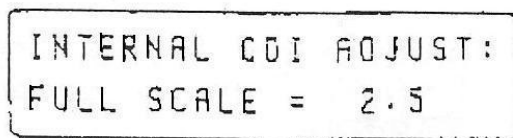


Рис. 57. Страница просмотра масштаба шкалы

Для изменения масштаба шкалы:

- (1) Нажмите клавишу "ENT" и установите с помощью внутренней ручки требуемый масштаб.
- (2) Нажмите клавишу "ENT" для подтверждения нового масштаба.

Страница "MAGNETIC VARIATION" (магнитное склонение). Страница предназначена для отображения текущего значения магнитного склонения, а также для его ввода.

Вычисления угловых параметров в системе осуществляются относительно магнитного севера. Магнитное склонение вычисляется автоматически, но может быть задано вручную.

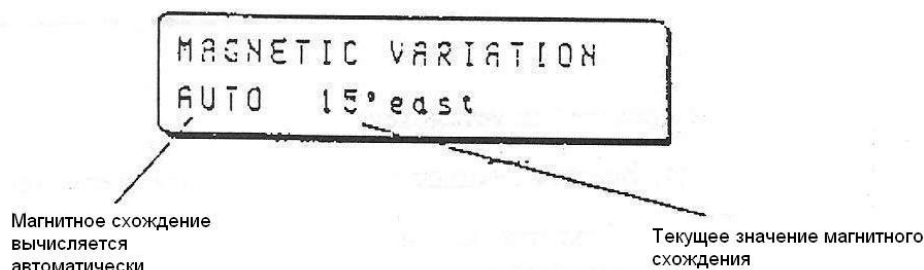


Рис. 58. Страница магнитного склонения

Для изменения индицируемой величины магнитного склонения:

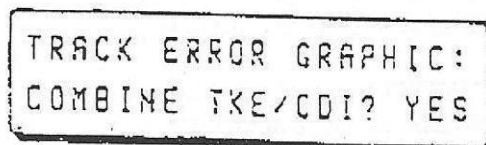
- (1) Нажмите клавишу "ENT".
- (2) Поворачивайте внутреннюю ручку, пока на экране не появится требуемое значение магнитного склонения.

ПРИМЕЧАНИЕ: Поворот по часовой стрелке увеличивает значение склонения к Востоку, против часовой – к Западу.

- (3) Нажмите клавишу "ENT", чтобы подтвердить выбор.

ПРИМЕЧАНИЕ: Чтобы работать с истинным Севером, необходимо ввести магнитное склонение "0".

Страница "COMBINE TKE/CDI" (объединение шкалы TKE и CDI)



Нажимайте клавишу "ENT" для выбора "YES" (объединять) или "NO" (не объединять), затем нажмите "ENT".

Рис. 59. Страница объединения шкалы

Электропитание и включение. Система TNL питается постоянным током напряжением 27 В от РУ 213 через автомат защиты TNL.

Включение и выключение системы осуществляется с помощью выключателя питания на лицевой панели приемоиндикатора. Для включения системы необходимо нажать выключатель питания, для выключения – оттянуть его на себя.

Контроль работоспособности. Контроль работоспособности TNL осуществляется автоматически как при включении электропитания, так и в процессе её работы.

После включения электропитания проходит самоконтроль системы. При этом могут появляться различные сообщения и затем – информация о количестве топлива. Т.к. вычислитель расхода топлива не используется, необходимо нажать клавишу “ENT”. Появится сообщение о готовности системы к работе.

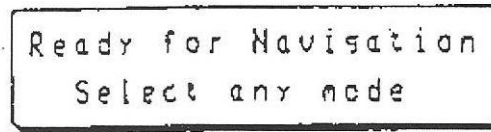


Рис. 60. Сообщение о готовности

Информация о состоянии системы TNL, а также о состоянии приемника GPS и отслеживаемых спутников отображается в режиме “AUX”.

При обнаружении неисправностей в процессе работы формируются системные сообщения. Текст сообщения отображается на экране после нажатия клавиши MSG.

5. РАДИОАППАРАТУРА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Назначение. Радиоаппаратура самолетовождения обеспечивает информацией аппаратуру пилотажно-навигационного комплекса при автоматическом полете самолета по маршруту, выполнении предпосадочного маневра и заходе на посадку. Кроме того, радиоаппаратура самолетовождения с помощью приборов обеспечивает экипаж самолета необходимой информацией при полуавтоматическом и ручном управлении самолетом.

Радиолокационная станция позволяет производить визуальное ориентирование самолета по радиолокационному изображению местности, а также обнаружение грозových очагов.

В состав радиоаппаратуры самолетовождения входят:

- доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-016;
- радиотехническая система ближней навигации и посадки "Радикал";
- радиотехническая система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70";
- самолетный приемоиндикатор радиотехнической системы дальней навигации "Омега" (для самолетов, оборудованных СПИ "Омега");
- самолетный дальномер СД-75 (два комплекта);
- радиовысотомер малых высот А-031 (два комплекта);
- автоматический радиокompас АРК-15М (два комплекта);
- антенно-фидерная система "Пион-НП-86";
- радиолокационная станция "Гроза-86".

Питается радиоаппаратура самолетовождения от бортовой сети переменного тока напряжением 115В 400 Гц (РУ211 и РУ222), от бортовой сети переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц (РУ212 и РУ222) и от бортовой сети постоянного тока +27В (от РУ213 и РУ223).

Радиокompас АРК-15М (1 комплект) и блок СП из комплекта измерителя ДИСС-016 питаются постоянным током +27В от аварийных шин РУ, что обеспечивает их работу при отказе силовой линии.

Радиокompас АРК-15М (1 комплект) при отказе основных источников питается переменным током 36В 400 Гц от преобразователя.

Подсвет пультов управления, селекторов курса в селекторе режимов системы "Курс-МП-70", блоков ЛВД и СП измерителя ДИСС-016, экранов радиолокационной станции "Гроза" и приборов осуществляется белым светом. Лампы подсвета питаются от бортовой сети переменного тока 115В 400 Гц (РУ211 и РУ221) через понижающие регулировочные транс-

форматоры с выходным напряжением 6 В. Включение и регулировка яркости подсвета осуществляется поворотом ручек трансформаторов.

Каждый пульт пилотов (левый, правый и центральный), каждая приборная панель пилотов и верхний щиток имеет свой регулировочный трансформатор, который включает подсвет и регулирует яркость одновременно всех установленных на них приборов, за исключением блоков ЛВД СП и индикатора, входящих в комплект измерителя ДИСС-016.

Питание ламп подсвета и регулировка яркости блока ЛВД, находящегося на пульте правого пилота, осуществляется от трансформатора, питающего лампы подсвета всех приборов на правом пульте. Питание ламп подсвета и регулировка яркости блока СП на центральном пульте и индикатора, находящегося на приборной доске правого пилота, осуществляется совместно с блоком ЛВД.

Подсвет индикаторов дальномеров, расположенных на приборных досках пилотов (по два на каждой приборной доске), включается при включении дальномеров. Яркость цифр регулируется ручками "ЯРК" на лицевых панелях индикаторов ИСД-1 и ИСА.

Лампы подсвета пульта управления радиокompаса АРК-15М (1 комплект) при отказе основного источника питания питаются от преобразователя ПОС-1000.

Для обеспечения возможности включения (выключения) электропитания устройств пилотажно-навигационного комплекса из кабины экипажа на самолете установлена панель Н253 с выключателями в цепях переменного тока напряжения 36 и 115 В. Панель установлена у рабочего места дополнительного члена экипажа на левом борту фюзеляжа. Все выключатели, размещенные на панели Н253, в полете должны находиться во включенном положении. В полете панель закрывается крышкой с надписью "В ПОЛЕТЕ НЕ ОТКРЫВАТЬ". Крышка панели не закроется, если хотя бы один из выключателей будет находиться в выключенном положении. Общий вид панели Н253 со снятой крышкой и ее размещение на самолете показаны на рис.61.

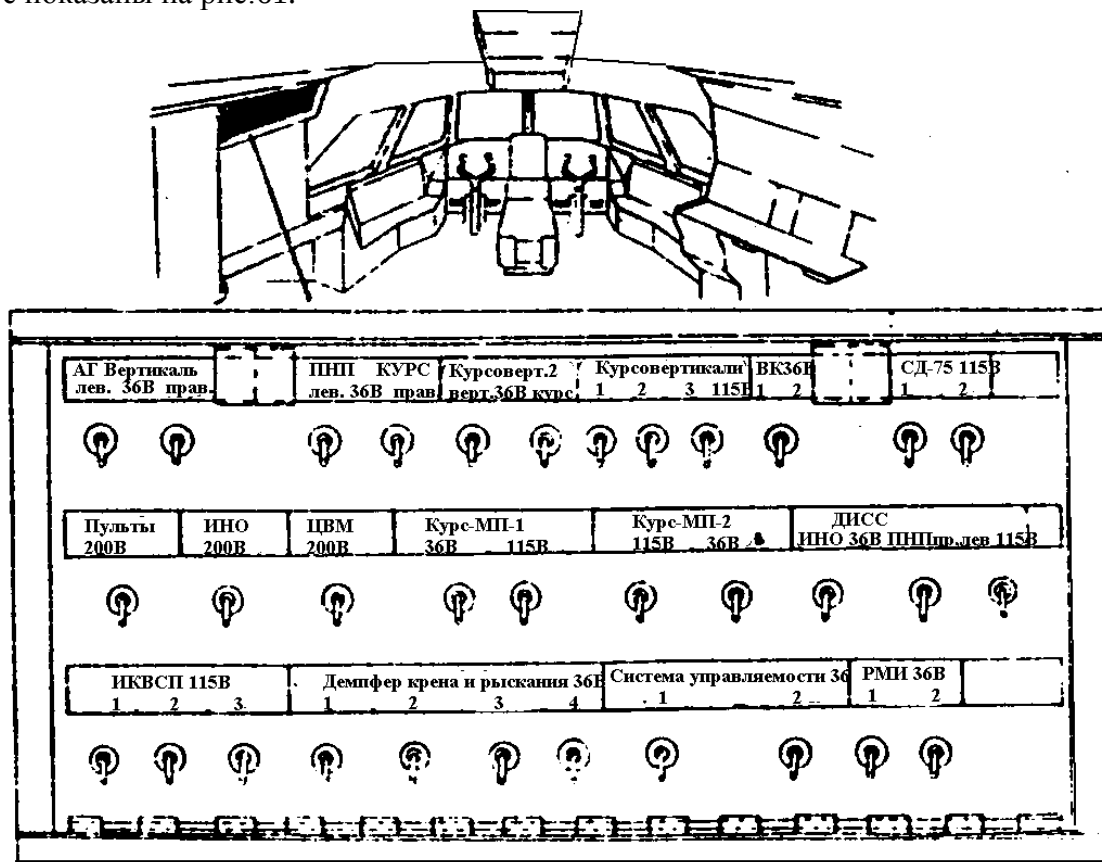


Рис. 61. Общий вид панели Н253 со снятой крышкой и ее размещение в кабине экипажа

5.1. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-15М

Назначение. Автоматический радиокompас АРК-15М предназначен для самолётостроения по приводным и широкополосным радиостанциям. Автоматический радиокompас АРК-15М обеспечивает непрерывный отсчёт курсового угла радиостанции (КУР) и прослушивание позывных сигналов радиостанций через телефоны аппаратуры СПГУ.

На самолёте установлены 1 и 2 комплекта радиокompаса (табл.12). Радиокompас работает в международном диапазоне частот.

Таблица 12

Состав автоматического радиокompаса АРК-15М

№ п/п	Наименование	Обозначение по электрической схеме		Назначение
		1 комплект	2 комплект	
1	Приемник на раме	H1/64	H2/64	Для усиления и преобразования принятых сигналов и сигналов управления; для обеспечения дистанционной настройки радиокompаса
2	Пульт управления	H3/64	H4/64	Для дистанционного управления радиокompасом
3	Антенна рамочная	H5/64	H6/64	Для направленного приема сигналов пеленгуемой радиостанции
4	Антенна ненаправленная	H9/64	H10/64	Для ненаправленного приема сигналов
5	Устройство антенное согласующее	H7/64	H8/64	Для согласования ненаправленной антенны с входом приемника
6	Изолятор проходной	H9a/64	H10a/64	Для обеспечения ввода антенного входа ненаправленной антенны через обшивку фюзеляжа к согласующему устройству
7	Обтекатель антенны	-	-	Для защиты антенн радиокompасов
8	Коробка распределительная	H210	H210	Для коммутации цепей питания и связи между блоками радиокompасов
9	Выключатель	H27/64	H28/64	Подача напряжения 36В 400 Гц на приборы РМИ-2Б при подключении их к радиокompасам

Распределительная коробка (H210) устанавливается одна на оба комплекта радиокompасов. Обтекатель антенн защищает рамочные и ненаправленные антенны обоих комплектов.

Описание схемы (рис. 62). Индикация курсовых углов радиостанций осуществляется двумя радиоманитными индикаторами РМИ-2Б, находящимися на приборных досках пилотов.

Стрелки приборов указывают курсовые углы радиостанций относительно нулевого индекса неподвижной шкалы РМИ-2Б. Узкие стрелки приборов РМИ-2Б подключены к радиокompасу АРК-15М (1 комплект), широкие - к радиокompасу АРК-15М (2 комплект). Стрелки приборов РМИ могут подключаться также к системе "Курс-МП-70". Переключение стрелок осуществляется переключателями, находящимися на фланцах приборов: левый переключатель переключает узкие стрелки, правый - широкие. Под переключателями находятся табло, указывающие, к какой системе подключены стрелки приборов. При подключении

приборов РМИ-2Б к радиоконпасам подача напряжения питания в курсовые каналы приборов осуществляется выключателями РМИ1 и РМИ2, находящимися на панели Н253 в кабине экипажа. В полете, когда все находящиеся на панели выключатели включены, она закрывается крышкой. Крышка закрепляется невыпадающими винтами.

Цепи питания, цепи связи с приборами РМИ-2Б, цепи связи радиоконпасов с пультами управления, а также цепи контроля к контрольным разъемам (Н11/64Ш1) и (Н12/64Ш1) проходят через распределительную коробку (Н210).

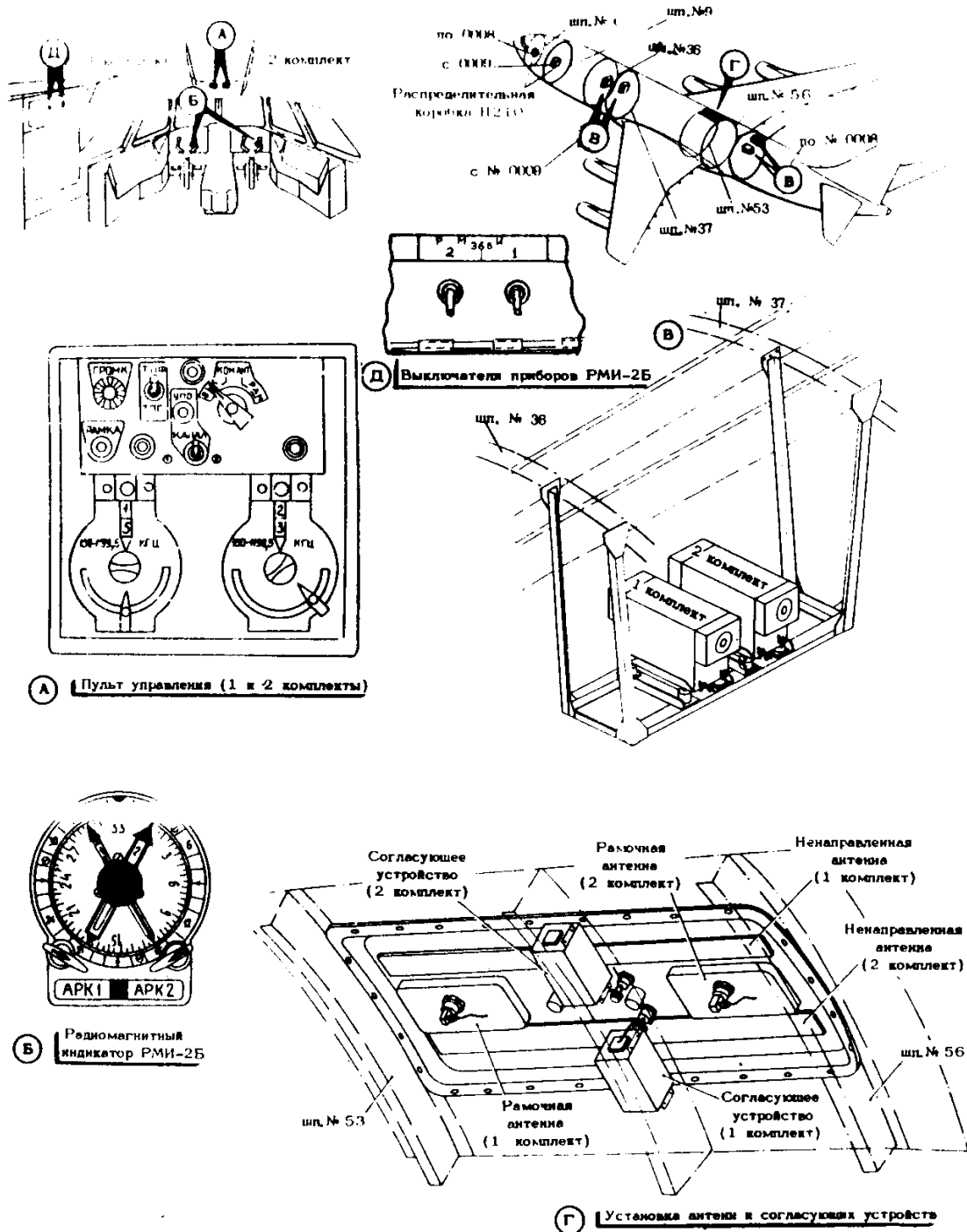


Рис. 62. Размещение блоков радиокompасов АРК 15

Питание. Радиокомпасы питаются от бортовой сети переменным током напряжением 36В 400Гц и постоянным током 27В (рис. 63). Автоматический радиокомпас АРК-15М (1 комплект) питается переменным током от РУ212 подсистемы электроснабжения левого борта, радиокомпас (2 комплект) питается от РУ222 подсистемы правого борта. Питание от РУ в радиокомпасы поступает через автоматы защиты сети АЗЗК-2 с гравировкой "АРК-1" и "АРК-2" соответственно.

При отказе системы переменного тока радиокомпас (1 комплект) автоматически переключается на питание от преобразователя ПОС-1000.

Питание радиокомпаса (1 комплект) постоянным током напряжением 27В осуществляется от РУ213 подсистемы левого борта через автомат защиты сети АЗРГК-2 "АРК-1".

Питание в радиокомпас подается от аварийной шины, которая при отказе генераторов питается от аварийных источников питания.

Питание радиокомпаса (2 комплект) постоянным током осуществляется от РУ223 постоянного тока подсистемы правого борта через автомат защиты сети АЗРГК-2 "АРК-2".

Радиокомпасы включаются переключателем режимов на пультах управления. Для включения радиокомпаса переключатель из положения "ВЫК" необходимо установить в положение, соответствующее режиму, в котором будет работать радиокомпас.

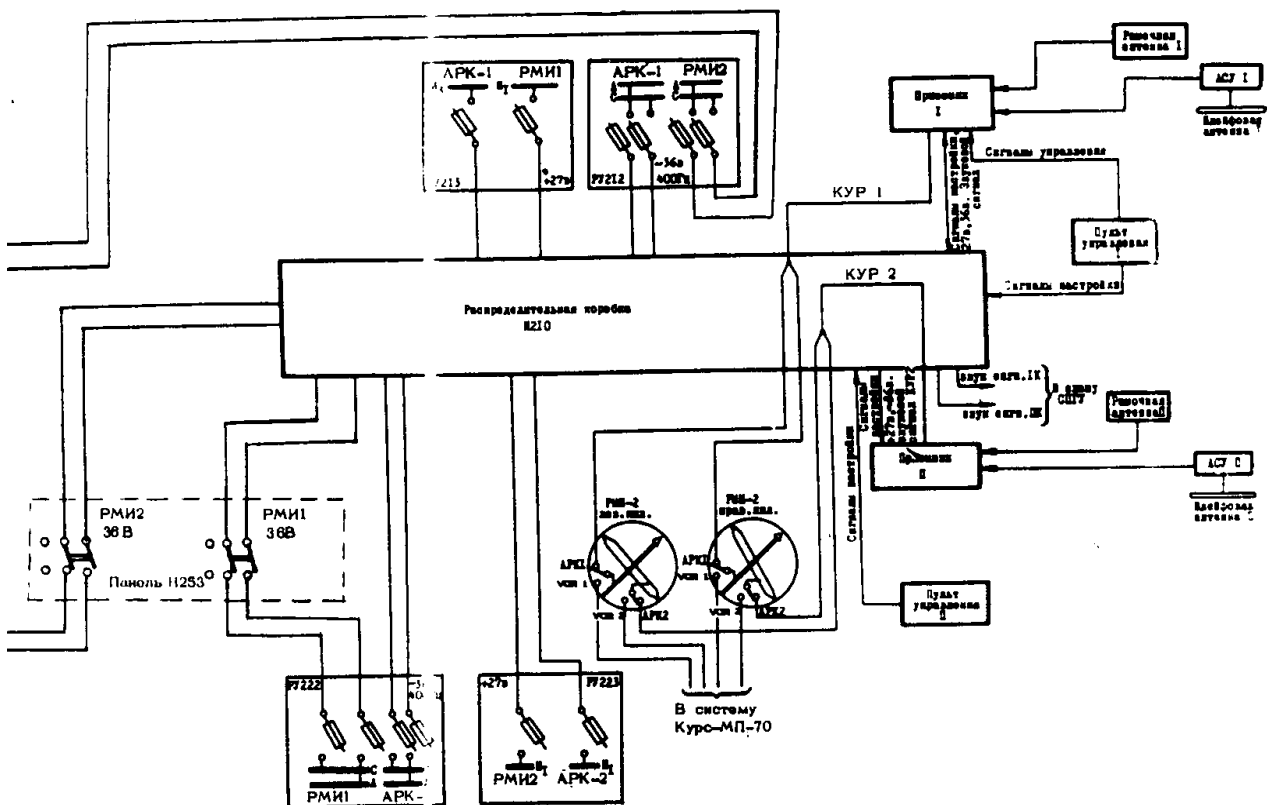


Рис. 63. Электрическая схема автоматического радиокомпаса АРК-15

Работа. Радиокомпас может работать в трех режимах:

- "КОМПАС" - режим автоматического пеленгования;
- "РАМКА" - режим приема на рамочную антенну;
- "АНТЕННА" - режим ненаправленного приема.

Режим "КОМПАС" является основным рабочим режимом. В этом режиме радиокомпас при настройке на частоту пеленгуемой радиостанции автоматически устанавливает

стрелки приборов в положение, соответствующее курсовому углу этой радиостанции. Сигналы радиостанции могут прослушиваться через телефоны пилотов системы СПГУ.

Для прослушивания радиостанций, принимаемых радиокompасом (1 комплект), необходимо установить переключатели "ПРОСЛ" на абонентских аппаратах пилотов и дополнительного члена экипажа в положение "АРК"; для прослушивания радиостанций радиокompасом (2 комплект) необходимо включить выключатели "АРК-2" под надписью "ДОП. ПРОСЛУШИВАНИЕ" на пультах правого и левого пилотов.

В режиме "КОМПАС" радиокompас выполняет навигационные задачи: определение места самолета, полет на радиостанцию и от радиостанции.

В режиме "АНТЕННА" радиокompас принимает сигналы только через ненаправленную антенну. В этом режиме отключается звуковой генератор, рамочный вход, один из каскадов компасного выхода и управляющая схема. Автоматический радиокompас АРК-15М работает как обычный средневолновый приемник и используется для прослушивания позывных сигналов радиостанций. Прослушивание сигналов радиостанций, работающих незатухающими колебаниями, осуществляется за счет включения местной модуляции на пульте управления.

В режиме "РАМКА" радиокompас работает только с рамочной антенной. Этот режим целесообразно применять в условиях электростатических помех, по отношению к которым рамочная антенна менее восприимчива, чем ненаправленная антенна.

5.2. РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ "РАДИКАЛ"

Назначение. Радиотехническая система ближней навигации "Радикал" предназначена для определения места самолета по сигналам радиомаяков типа РСБН и выполнения посадки по радиомаякам ПРМГ-4.

Система "Радикал" используется для коррекции координат самолета, счисленных ЦВМ. Для повышения надежности в комплект системы "Радикал" входят два приемника.

Таблица 13

Состав радиотехнической системы ближней навигации "Радикал"

№ п/п	Название	Тип	Кол-во	Обозначение по схеме	Назначение
1	Моноблок на раме	-		H1/61	Для объединения в моноблок блоков СЗД-Р, УМ, БУ, БИ, БП и двух блоков АДПР
2	Приемник	АДПР	2		Для приема, усиления, преобразования и декодирования сигналов навигационных и посадочных радиомаяков
3	Передатчик	СЗД-Р	1		Для передачи сигналов запроса дальности, сигналов ответа на запрос наземного радиомаяка и сигналов опознавания
4	Усилитель мощности	УМ	1		Для усиления мощности сигналов на выходе передатчика
5	Блок управления	БУ	1		Для приема информации о номере частотно-кодированного канала и типе радио-

					маяка и для формирования сигналов настройки приемника и передатчика. Для контроля исправности системы и обнаружения неисправности блока в режиме "КОНТРОЛЬ"
--	--	--	--	--	---

Продолжение табл. 13

6	Блок измерения	БИ	1		Для измерения дальности и азимута по сигналам наземных радиомаяков, для выдачи измеренных значений дальности и азимута в ЦВМ и на индикаторы
7	Блок преобразования	БП	1		Для преобразования сигналов, поступивших от блока БИ на индикаторы
8	Пульт управления навигацией	ПУН	1	Н2/61	Для выбора способа управления системой (ручного или автоматического), для выбора канала и типа радиомаяка, для контроля системы с помощью кнопки "КОНТРОЛЬ"
9	Индикатор	ИСА-1	1	Н3/61	Для индикации значений текущего азимута, об отказе азимутального канала системы
10	Выключатель "РАДИКАЛ ОПОЗНАВ"	ВГ-15К 2 сер.	1	Н4/61	Для опознавания самолета на экране радиолокатора при включении сигнала "ОПОЗНАВАНИЕ"
11	Устройство защиты	ЕУЗ.229.064	1	Н5/61	Для защиты от перегрузок сети питания по постоянному 27 В
12	Реле	ТКЕ21 ПОДГ	1	Н7/61	Одновременное включение источников питания +27В и 115 В 400 Гц

Конструктивно блоки СЗД-Р, УМ, БУ, БИ, БП и два блока АДПР объединены в моноблок, который установлен на амортизационную раму. Для охлаждения блоков амортизационная рама имеет патрубок, к которому подсоединяется трубопровод от холодной линии системы кондиционирования.

Прием и передачу высокочастотных сигналов система "Радикал" осуществляет через антенно-фидерную систему "Пион-НП-86".

Технические данные

Диапазон частот передатчика	726-812,8 МГц
Диапазон частот приемника	873-1000,5 МГц
Мощность излучения передатчика	не менее 0,5 кВт
Погрешность измерения азимута (2σ)	от $\pm(0,25 + 4/\text{Дкм})$ до $\pm 1,5$ град
Погрешность измерения дальности (2σ)	от $0,2+0,03\%\text{Дкм}$ до $0,3+0,05\%\text{Дкм}$
Дальность действия:	
на высоте полета 250 м	40 км
на высоте полета 15000	420 км
Число каналов при работе с маяками	от 20 до 176

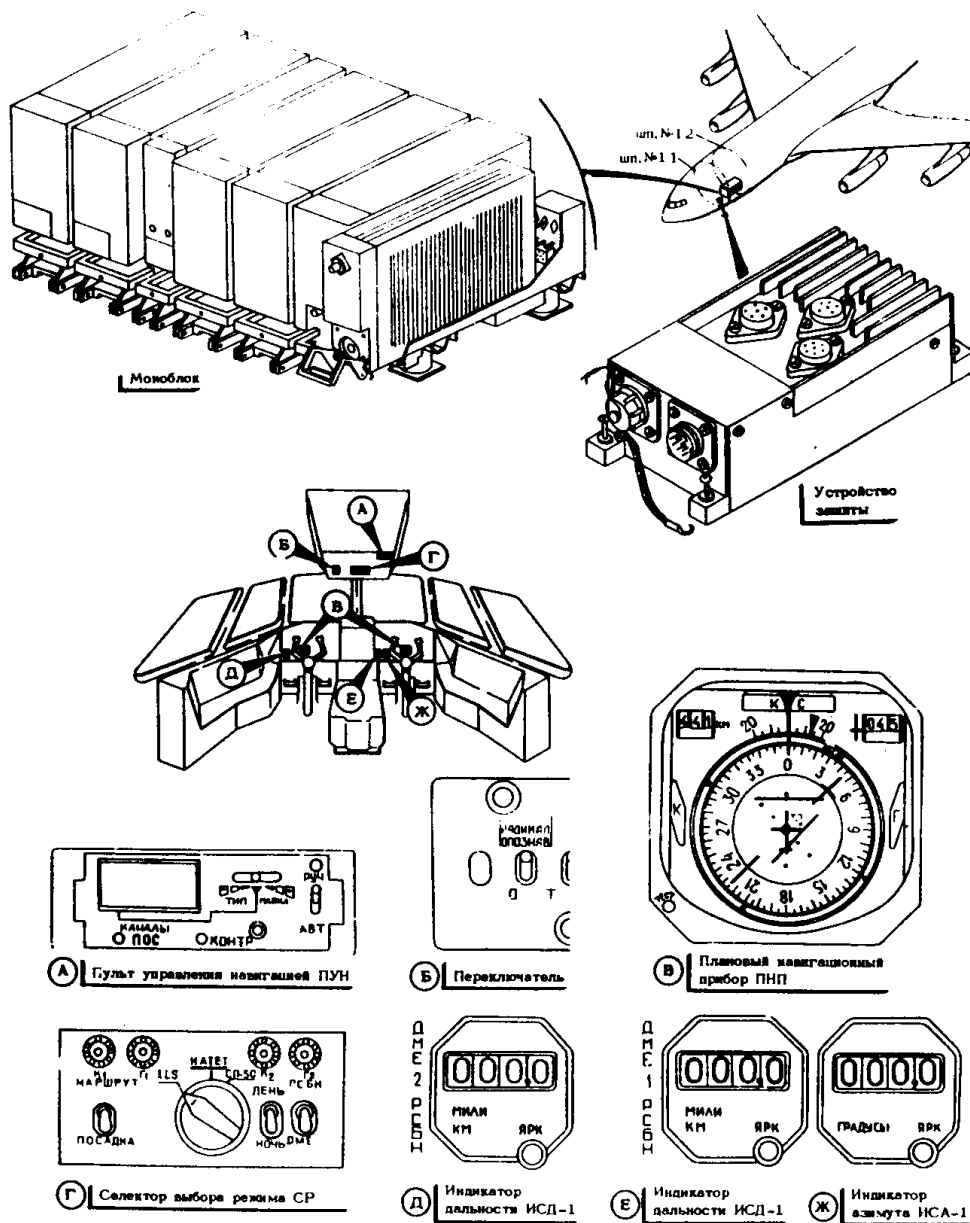


Рис. 64. Размещение блоков радиотехнической системы "РАДИКАЛ"

Принцип действия. Система "Радикал" может работать в двух режимах: "НАВИГАЦИЯ" и "ПОСАДКА". Система обеспечивает:

- измерение дальности и азимута относительно наземных радиомаяков типа РСБН и индикацию этих данных на индикаторах ИСА-1 и ИСА-1;
- выдачу азимута и дальности в ЦВМ для коррекции текущих координат места самолета;
- индикацию сигналов опознавания самолета на наземном индикаторе кругового обзора;
- определение отклонения самолета от равносигнальных зон курсового и глиссадного радиомаяков и выдачу сигналов, пропорциональных этим отклонениям, на приборах ПНП системы автоматического управления;
- определение дальности посадочного радиомаяка;
- опознавание радиомаяков на борту самолета.

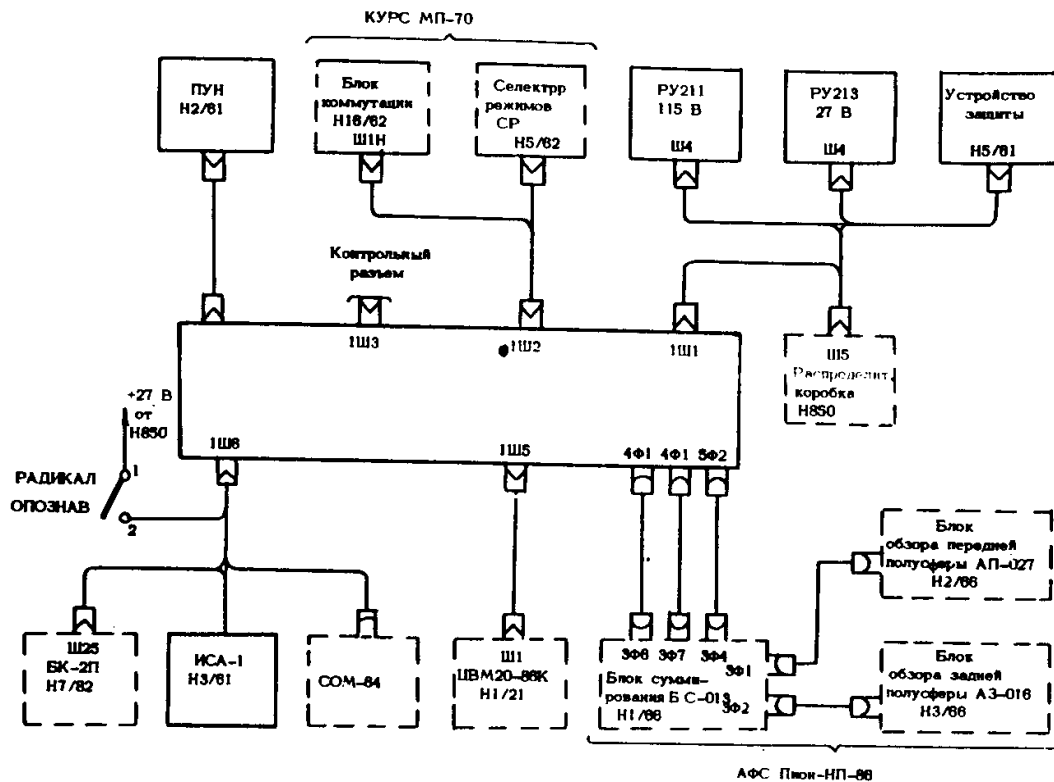


Рис. 65. Схема электрическая системы "РАДИКАЛ" и связи с другими системами

В режиме "НАВИГАЦИЯ" индикация азимута осуществляется на приборе ИСА-1, индикация дальности на двух приборах ИСД-1, входящих в комплекты дальномеров СД. В дальномере (1 комплект) для индикации дальности используется прибор на приборной доске левого пилота, в дальномере (2 комплект) - прибор, находящийся на приборной доске правого пилота. Рядом с приборами, индицирующими дальность по сигналам системы "Радикал", имеются трафареты "ДМЕ-РСБН".

Переключение индикаторов ИСД-1 от дальномеров к системе "Радикал" осуществляется с помощью переключателя "РСБН-ДМЕ" на селекторе выбора режимов СР, в положении "РСБН" на индикаторах ИСД-1 загорается табло 'КМ'. В режиме посадки индикаторами системы "Радикал" являются плановые навигационные приборы ПНП, входящие в комплект САУ, и индикаторы ИСД-1, используемые в навигационном режиме. Планки приборов ПНП указывают отклонения самолета от равносигнальных зон курсоглиссадных маяков, индикаторы ИСД-1 - дальность до посадочного радиомаяка. Планки каждого прибора ПНП подключаются к своему приемнику при установке переключателя в положение "КАТЕТ" на селекторе выбора режимов и нажатии кнопок "ЗАХОД" на пультах ПУ-2П.

Настройка системы "Радикал" на маяк (выбор типа и номер частотно-кодového канала) при автоматическом полете самолета производится автоматически по сигналам ЦВМ, при этом переключатель "РУЧ-АВТ" устанавливается в положение "АВТ". При автономном использовании системы настройка производится вручную с помощью ручки "ТИП МАЯКА" на пульте управления ПУН. Выбор типа и номера частотно-кодového канала определяет режим работы системы. Переключатель "РУЧ-АВТ" в этом случае устанавливается в положение "РУЧ", при этом загорается лампочка сигнализации.

Для опознавания радиомаяков на борту самолета несущая частота их сигналов манипулируется кодом Морзе. Сигналы радиомаяков прослушиваются через систему СПУ.

Для опознавания самолета на индикаторе наземного радиолокатора служит переключатель "РАДИКАЛ ОПОЗНАВ", расположенный на верхнем щитке пилотов.

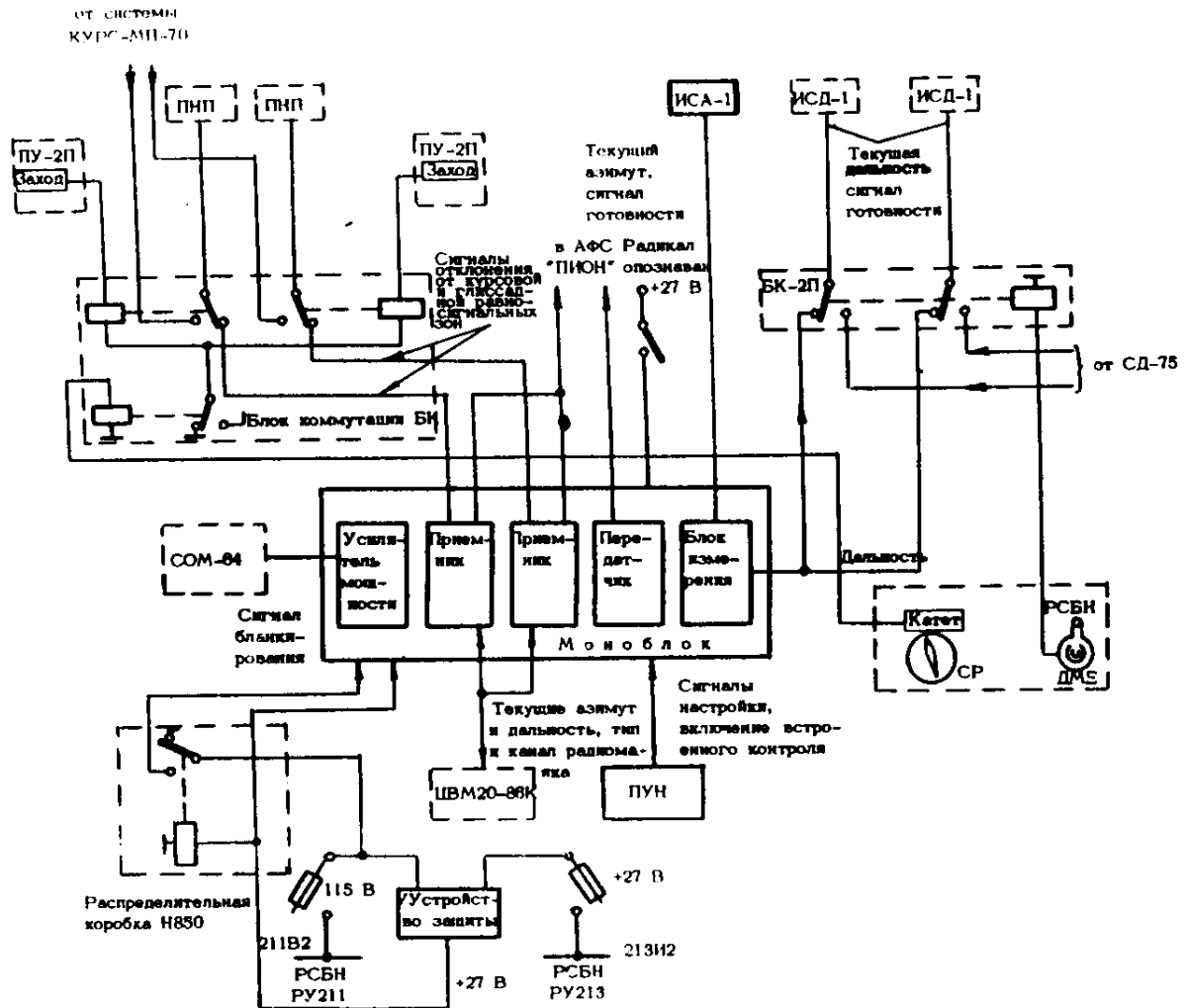


Рис. 66. Схема системы "Радикал"

Система "РАДИКАЛ" имеет схему встроенного контроля, позволяющую проводить оперативный контроль работоспособности с помощью кнопки "КОНТР", находящейся на пульте ПУН, и выдавать на блок БУ сигналы неисправности отдельных блоков (приемников ПРМ, передатчика ПРД, блоков управления и измерения БУ и БИ), в также сигналы готовности азимута А и дальности Д (рис. 66).



Рис.67. Передняя панель блока управления (БУ)

При отказе в полете в систему регистрации параметров МСРП поступает сигнал отказа +27 В.

Для исключения срабатывания ответчика СОМ-64 от сигналов системы "РАДИКАЛ" во время работы ее передатчиков в ответчик поступают бланкирующие импульсы. От ответчика в "Радикал" также поступают бланкирующие импульсы во время работы ответчика.

Сигналы отклонения самолета от равносигнальных зон курсоглиссадных маяков и сигналы их готовности поступают на приборы ПНП через блок коммутации БК системы "Курс-МП-70".

Сигнал дальности и сигнал готовности по дальности, поступающие на оба ИСД-1, а также позывные сигналы радиомаяков проходят через блок коммутации БК-2П навигационного вычислителя.

Питание системы "Радикал". Система "Радикал" питается от бортовой сети переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц и постоянного тока напряжением 27 В. Питание переменным током осуществляется от РУ211 левого борта через автомат защиты АЗФК-2 "РСБН" и распределительную коробку Н850. Постоянный ток поступает в систему от РУ213 через автомат защиты "РСБН" и устройство защиты.

Для одновременного включения питания по цепям +27 В и 115 В 400 Гц в распределительной коробке установлено реле типа ТКЕ2ПЮДГ.

Работа. Режим "НАВИГАЦИЯ". Перед взлетом система настраивается на выбранный навигационный радиомаяк с помощью ручки "Тип маяка" на пульте ПУН. Для подключения индикатора ИСД-1 к системе "Радикал" необходимо переключатель "РСБН-ДМЕ" на селекторе режимов СР установить в положение "РСБН", при этом на индикаторах загорается табло "КМ".

Если самолет находится в зоне действия навигационного радиомаяка, то на цифровых табло индикаторов ИСА-1 и ИСД-1 высвечиваются значения азимута и дальности радиомаяка. Если самолет находится вне зоны действия радиомаяка, на индикаторах высвечиваются черточки.

Позывные сигналы радиомаяков прослушиваются в телефонах пилотов при установке переключателей "ПРОСЛ" на абонентских аппаратах в положение "РСБН".

Переход с одного радиомаяка на другой производится в соответствии с планом полета с помощью ручки "ТИП МАЯКА" на пульте ПУН. При автоматическом полете самолета перестройка с одного радиомаяка на другой производится автоматически по сигналам ЦВМ.

При полете в районе аэродрома по команде диспетчера для индивидуального опознавания самолета на экране индикатора наземного радиолокатора необходимо переключатель "РАДИКАЛ ОПОЗНАВ" установить в верхнее положение.

Режим "ПОСАДКА". До включения режима "ПОСАДКА" необходимо ручкой на пульте ПУН установить тип и канал посадочного радиомаяка. Для включения режима "ПОСАДКА" на селекторе режимов СР-86 переключатель выбора режима посадки необходимо установить в положение "КАТЕТ".

Для работы приборов ПНП-72 от сигналов курсоглиссадных маяков на пультах ПУ-2П необходимо нажать кнопки "ЗАХОД". Прибор ПНП-72 левого пилота подключается при нажатии кнопки "ЗАХОД" на пульте ПУ-2П левого пилота, прибор ПНП-72 правого пилота - при нажатии кнопки "ЗАХОД" на пульте ПУ-2П правого пилота. Кнопки "ЗАХОД" должны загореться. При этом азимутальный канал системы отключается, на индикаторе ИСА-1 высвечиваются черточки, индикатор ИСД-1 показывает дальность посадочного радиомаяка.

При входе самолета в зону действия курсового и глиссадного радиомаяков на приборах ПНП-72 убираются курсовые и глиссадные бленкеры "К" и "Г", на селекторе режимов

загораются лампы "К1", "К2", "Г1", "Г2". Планки приборов ПНП-72 показывают отклонение самолета от равносигнальных зон курсоглиссадных маяков.

5.3. АНТЕННО-ФИДЕРНАЯ СИСТЕМА "ПИОН-НП- 86"

Назначение. Антенно-фидерная система (АФС) "Пион-НП-86" (табл.14) предназначена для приема и передачи сигналов дециметрового диапазона волн и приема сигналов сантиметрового диапазона волн.

Таблица 14

Состав антенно-фидерной системы "Пион-НП-86"

№ п/п	Название	Тип	Обозначение по электрической схеме	Назначение
1	Блок антенный обзора передней полусферы	АП-027	Н2/66	Для приема и передачи сигналов системы ближней навигации "РАДИКАЛ" в передней полусфере. Прием и детектирование сигналов ответчиков СОМ-64
2	Блок антенный обзора задней полусферы	АЗ-016	Н3/66	Для приема и передачи сигналов системы ближней навигации "РАДИКАЛ" в задней полусфере
3	Блок суммирования	БС-013	Н1/66	Для деления мощности бортового передающего устройства между передним и задним антенными блоками и передачи их на входы приемников. Для защиты входных цепей приемников от высокочастотных сигналов передатчика. Для отключения заднего антенного блока в режиме "ПОСАДКА" системы ближней навигации "Радикал"
4	Нагрузка	ЕУ2 243041	-	Для правильного распределения мощности, поступающей от переднего антенного блока

Антенный блок обзора передней полусферы установлен в передней части самолета под обтекателем антенны радиолокатора. Для подхода к антенному блоку необходимо открыть замки и поднять обтекатель.

Антенный блок обзора задней полусферы установлен в верхней части киля самолета, блок защищен радиопрозрачным обтекателем с надписью "З22-Д". Для технического обслуживания антенного блока необходимо пользоваться самоходной площадкой обслуживания СПО-15М. Подход к разъему антенного блока осуществляется через люк, на крышке которого имеется надпись "З22-Г".

Блок суммирования установлен в техническом отсеке рядом с моноблоком аппаратуры системы ближней навигации "Радикал".

Антенно-фидерная система "Пион-НП-86" работает с системой ближней навигации "Радикал" и с ответчиком СОМ-64.

Два антенных блока обеспечивают ненаправленную диаграмму приема и передачи сигналов системы ближней навигации "Радикал", когда система работает в навигационном режиме.

Если система ближней навигации "Радикал" работает в режиме посадки, задний антенный блок отключается.

Передний антенный блок обеспечивает также прием и детектирование сигналов ответчика COM-64.

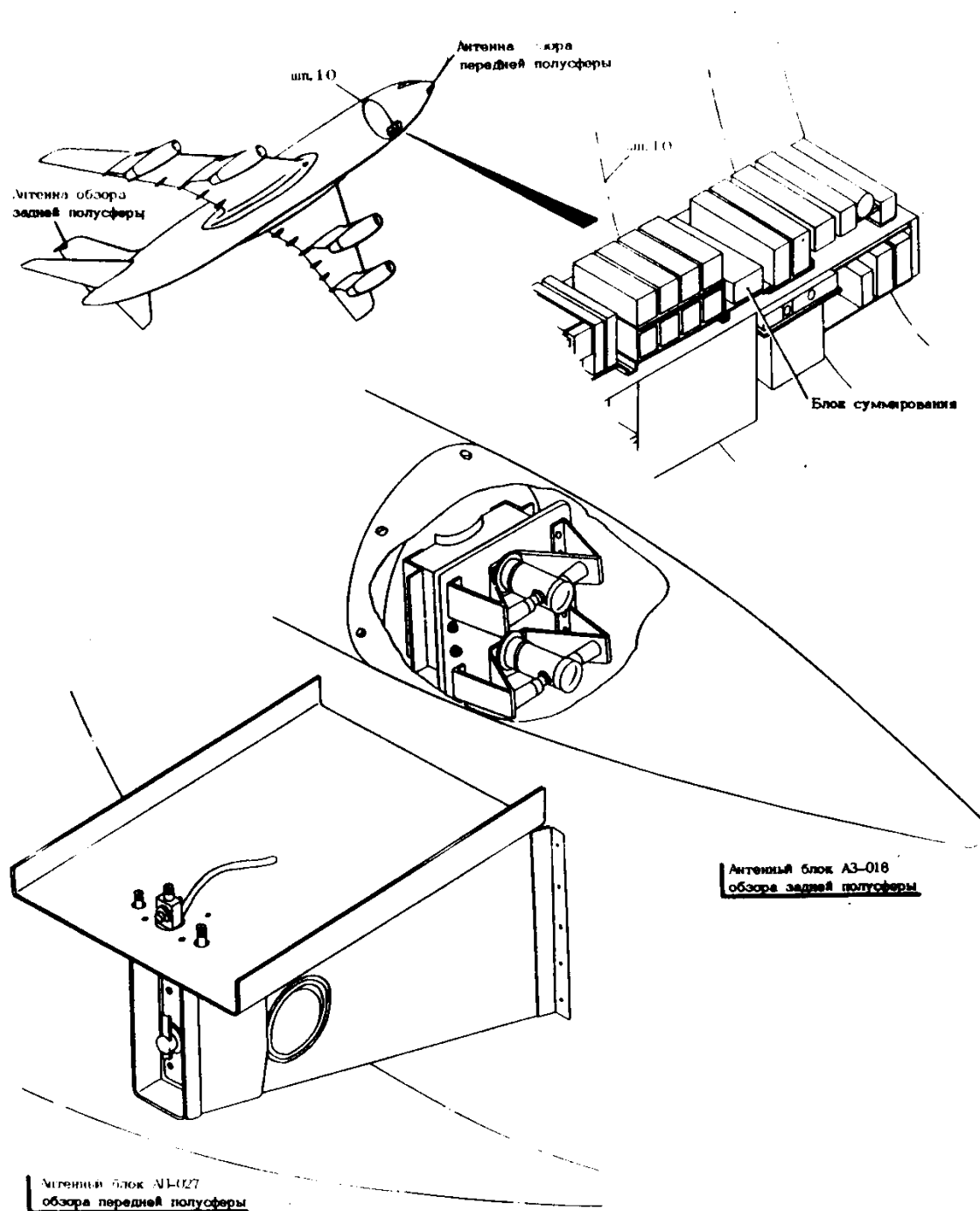


Рис. 68. Размещение блоков антенно-фидерной системы "Пион-НП-86"

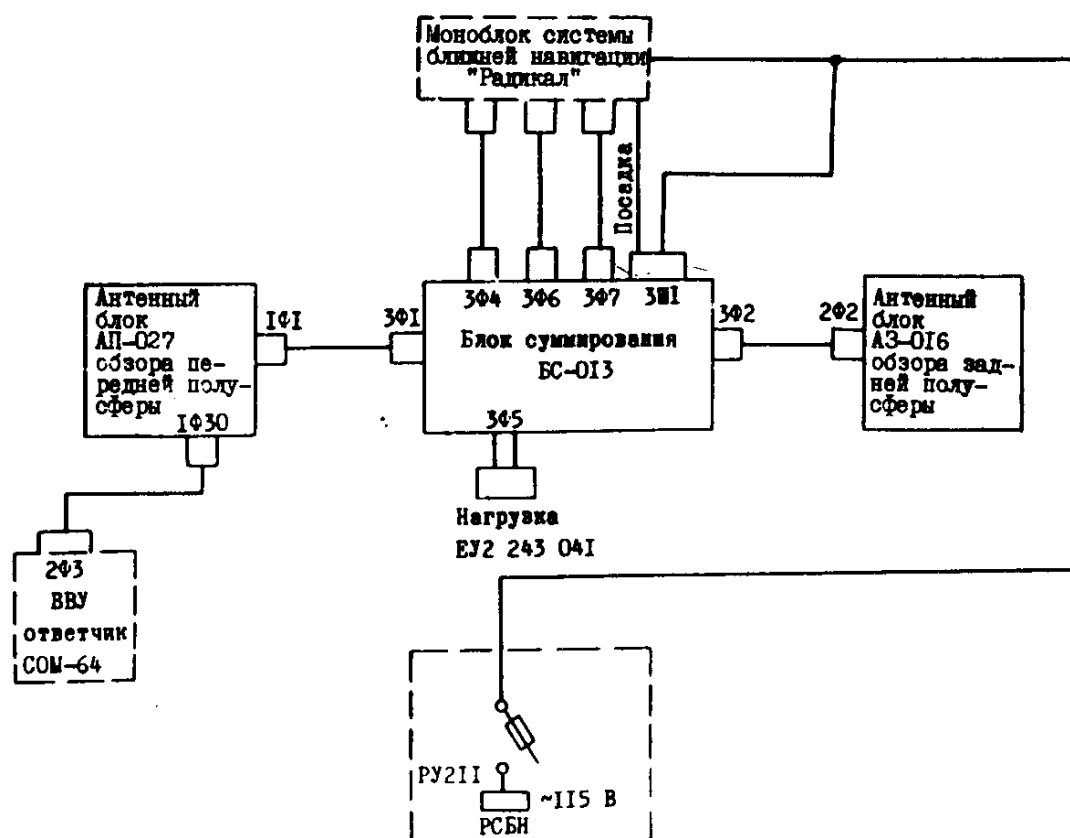


Рис. 69. Блок-схема антенно-фидерной системы "Пион-НП-86"

5.4. РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ "КУРС-МП-70"

Система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" предназначена для полетов самолета по сигналам радиомаяков международной системы ближней навигации VOR, выполнения заходов на посадку по сигналам посадочных радиомаяков международной системы ILS, СП-70, СП-75 и отечественных систем СП-50 и СП-68. Система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" используется также совместно с дальномерами СД-75 для коррекции координат самолета, счисленных ЦВМ.

Система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" состоит из двух одинаковых полукомплектов, работающих независимо один от другого (табл. 15).

Таблица 15

Состав системы ближней навигации и посадки "Курс-МП-70"

№ п/п	Название	Тип	Обозначение по электрической схеме			Назначение
			1 п/к	2 п/к	Общие блоки	
1	Устройство навигационно-посадочное	УНП	Н1/62	Н1/62	-	Для приема и преобразования сигналов наземных радиомаяков VOR, ILS, СП-70, СП-75, СП-50, СП-68
2	Блок встроенного контроля	БВК	-	-	Н1/62	Для контроля работоспособности системы

Продолжение табл. 15

3	Блок питания	В-502	-	-	Н1/62	Для питания курсового и глисс- садного приемников
4	Рама аморти- зационная с распреди- тельной ко- робкой	-	-	-	Н1/62	Для объединения в моноблок блоков УНП, БВК-70, БК, для обеспечения их амортизации, электрического соединения и коммутации
5	Блок коммута- ции	БК	-	-	Н16/62	Для автоматического подклю- чения выходных цепей устрой- ства УПН к индикаторам и по- требителям информации си- стемы
6	Селектор кур- са	СК	Н3/62	Н2/62	-	Установка заданной линии пу- ти
7	Приемник маркерный (на амортизаци- онной раме)	РПМ-70	-	-	Н4/62	Для усиления сигналов мар- керных радиомаяков и преоб- разования их в сигналы, посту- пающие в систему СПУ для прослушивания пилотами и в сигналы "+27 В"
8	Селектор ре- жимов	СР	-	-	Н5/62	Для выбора режима посадки и сигнализации исправности курсовых и глиссадных кана- лов
9	Светосигнали- заторы		Н9/62, Н11/62, Н13/62	Н10/62, Н12/62, Н14/62	-	Для сигнализации пролета маркерных маяков
10	Звонок	СЭЗ-2- 45	-	-	Н15/62	Для сигнализации пролета маркерных маяков
11	Антенна мар- керного при- емника	АМВ- 002	-	-	Н6/62	Для приема сигналов маркер- ных маяков
12	Антенна кур- совая	АКН- 002	-	-	Н7/62	Для приема сигналов радиома- яков VOR, ILS, СП-70, СП-75, СП-50, СП-68
13	Антенна глисс- садная	АГ-003	-	-	Н8/62	Для приема сигналов радиома- яков VOR, ILS, СП-50,68,70,75
14	Устройство симметриру- ющее	-	Н17/62	Н18/62	-	Для компенсации разброса длины кабелей
15	Колодки со- единительные	-	Н19/62	Н20/62	-	Для подсоединения антенных вводов
16	Выключатель (2 шт.)	3В200К	Н26/62	Н25/62	-	Подача напряжения 36В 400Гц в систему
17	Выключатель (2 шт.)	3В200К	Н23/62	Н24/62	-	Подача напряжения 115В 400Гц в систему

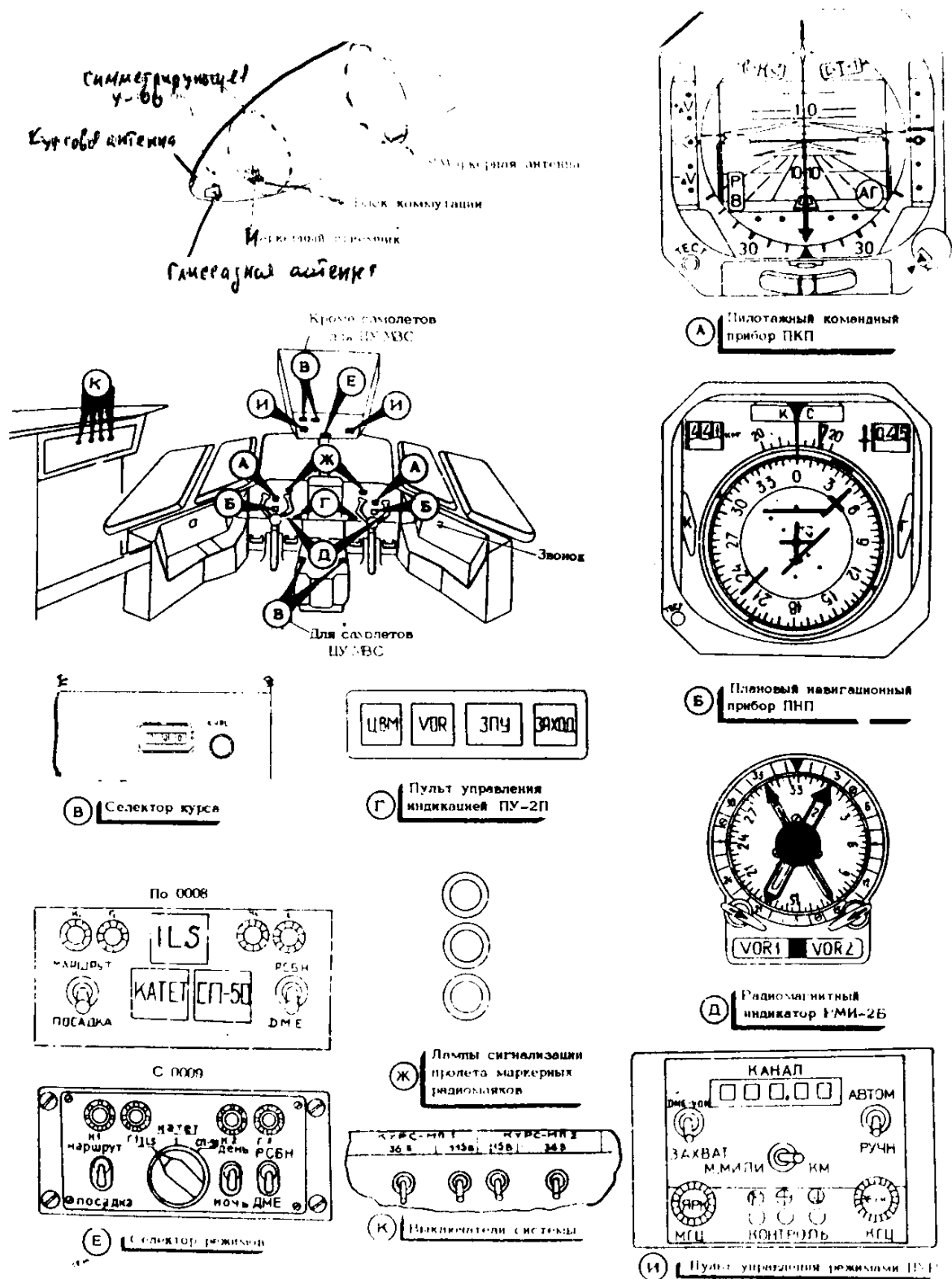


Рис. 70. Размещение блоков "Курс-МП-70"

Конструктивно блоки устройства УНП первого и второго полукомплектов системы, блок встроенного контроля и блок питания объединены в моноблок и установлены на одну амортизационную раму. Блок встроенного контроля и блок питания являются общими для обоих полукомплектов системы. Схемное обозначение моноблока (Н1/62).

Принцип работы системы. Система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" работает в трех режимах: "VOR", "ILS" и "СП-50".

"VOR" – навигационный режим. В этом режиме система решает следующие задачи:

- измеряет азимут на радиомаяк и индицирует его на индикаторах РМИ-2Б;
- измеряет величину отклонения самолета от направления на радиомаяк VOR и индицирует ее на приборы ПНП-72-7 и ПКП;
- выдает информацию о направлении полета самолета на радиомаяк или от радиомаяка, прослушивает сигналы радиомаяков.

"ILS" и "СП-50" – режимы посадки. В этих режимах система:

- измеряет величину отклонения самолета от равносигнальных линий курсового и глиссадного радиомаяков и индицирует их на приборах ПНП-72-7 и ПКП, в также передает эти данные в систему САУ для формирования сигналов полуавтоматического и автоматического управления самолетом;
- выдает информацию о пролете маркерных радиомаяков.

Информация об отклонении самолета от заданной линии пути и от осей равносигнальных зон посадочных радиомаяков выдается в виде постоянного тока, а информация об азимуте самолета и о курсовом угле радиомаяка в виде электрического угла.

Настройка системы ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" на радиомаяки производится совместно с настройкой дальномеров СД-75 на их пультах управления ПУР. Первый полукомплект системы настраивается совместно с дальномером (1 комплект) на его пульте ПУР, второй полукомплект системы - совместно с дальномером (2 комплект) на его пульте ПУР.

На пульте ПУР с помощью ручек "МГЦ" и "КГЦ" выбирается частота радиомаяка VOR (или посадочных радиомаяков) и одновременно автоматически настраивается дальномер на радиомаяк ДМЕ.

При автоматическом полете самолета система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" совместно с дальномером используется для коррекции координат самолета, считаемых ЦВМ, при этом настройка системы и дальномеров осуществляется автоматически по сигналам ЦВМ.

Информация о текущем азимуте самолета на радиомаяк при коррекции поступает в ЦВМ с обмоток синусно-косинусных трансформаторов блоков УНП обоих полукомплектов.

Для формирования информации об азимуте и курсовом угле радиомаяка на статорные обмотки синусно-косинусных трансформаторов блоков УНП поступают сигналы магнитного курса самолета от системы БСКВ.

Для опознавания радиомаяков на борту самолета несущая частота их сигналов манипулируется кодом Морзе. Сигналы радиомаяков прослушиваются через систему СПУ.

Если самолет находится в зоне действия какого-либо из радиомаяков VOR , ILS, СП-50, и система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" настроена на этот радиомаяк, то она выдает сигнал готовности "+27 В", при наличии которого в режиме "VOR" на приборе ПНП-72-7 убираются курсовые бленкеры, на селекторе режимов СР загораются лампы "К1" и "К2"; в режимах "VOR" и "СП-50" убираются курсовые и глиссадные бленкеры на приборах ПНП-72-7 , на селекторе режимов СР загораются лампы "К1", "К2", "Г1" и "Г2". Кроме того, сигнал готовности поступает в САУ и ЦВМ.

Система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" имеет схему встроенного контроля, позволяющую производить оперативный контроль работоспособности с помощью трех кнопок "КОНТРОЛЬ", находящихся на пульте ПУР.

Первый полукомплект системы проверяется с помощью кнопок "КОНТРОЛЬ" пульта ПУР дальногомера (1 комплект), системы второго полукомплекта - от пульта ПУР дальногомера (2 комплект).

В систему регистрации параметров МСРП от системы ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" поступают:

- сигналы отклонения от направления на радиомаяк VOR при полете на радиомаяк или от него;
- сигналы отклонения от равносигнальных линий курсовых и глиссадных радиомаяков;
- сигнал готовности к работе курсового канала первого полукомплекта системы. При отказе второго канала к системе МСРП автоматически подключается курсовой канал второго полукомплекта системы;
- сигнал готовности к работе глиссадного канала первого полукомплекта системы. При отказе этого канала к системе МСРП автоматически подключается глиссадный канал второго полукомплекта системы;
- сигналы пролета маркерных и маршрутных радиомаяков.

Цепи питания и индикации курсовых углов радиомаяков проходят через распределительную коробку (Н210).

Сигналы текущего азимута в ЦВМ, сигналы готовности системы, позывные сигналы радиомаяков и сигналы установки заданного путевого угла на приборе ПНП-72-7 проходят через блок коммутации БК-2П.

Блок БК-2П подключает выходные сигналы блоков УНП (сигналов отклонения от направления на радиомаяк и отклонения от курса и глиссады посадки) к САУ, ПНП-72-7, ПКП и ЦВМ.

Блок БК-2П подключает также к прибору ПНП-72-7 сигналы отклонения от курса и глиссады при посадке с использованием системы ближней навигации "Радикал".

Питание системы. Система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" питается от бортовой сети переменного тока напряжением 115 В и 36 В частотой 400 Гц и бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В.

Первый полукомплект системы питается от распределительных устройств левого борта переменным током напряжением 115 В 400 Гц и 36 В 400 Гц от РУ211 и РУ212 через автоматы защиты сети с гравировкой "КУРС-МП1", постоянным током - от РУ213 левого борта через автомат защиты сети с гравировкой "КУРС-МП1".

Второй полукомплект системы "Курс-МП-70" питается переменным током напряжением 115 В 400 Гц и 36 В 400 Гц от распределительных устройств правого борта РУ221 и РУ222 через автоматы защиты сети с гравировкой "КУРС-МП2", постоянным током - от РУ223 правого борта через автомат защиты сети с гравировкой "КУРС-МП".

Питание переменным током 115 В 400 Гц и постоянным током 27 В подается одновременно и через одни и те же автоматы защиты сети в первый полукомплект системы ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" и на пульт управления ПУР дальногомера (1 комплект), во второй полукомплект системы и в пульт ПУР дальногомера (2 комплект). Включается система "КУРС-МП-70" (при включенных автоматах защиты) с помощью выключателей "КУРС-МП1 36В", "КУРС-МП 1 115В"; (первый полукомплект) и "КУРС-МП2 36В"; "КУРС-МП 2 115В" (второй полукомплект), находящиеся на панели Н253 в кабине экипажа.

Работа. Режим "VOR". Для обеспечения полета самолета по азимуту радиомаяка VOR система настраивается на выбранный радиомаяк. Каждый из полукомплектов настраивается с помощью ручек "МГЦ" и "КГЦ" со своего пульта ПУР. Затем необходимо подключить индикаторы РМИ-2Б к системе ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" с помощью переключателей на фланцах приборов.

Переключатели устанавливаются в положения, при которых на табло под переключателями появляются надписи "VOR1" и "VOR2". При этом первый полукомплект подключается к узким стрелкам приборов РМИ-2Б, второй - к широким.

Приборы ПНП-72-7 подключаются к системе ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" с помощью кнопок-табло "VOR" на пультах управления индикацией ПУ-2П. Первый полукомплект системы подключается к прибору ПНП-72-7 левого пилота при нажатии кнопки-табло "VOR" на пульте ПУ-2П приборной доски под прибором ПНП-72-7. Второй полукомплект системы подключается к прибору ПНП-72-7 правого пилота при нажатии кнопки-табло "VOR" на пульте ПУ-2П на приборной доске правого пилота под прибором ПНП-72-7.

Кнопки-табло "VOR" при нажатии подсвечиваются.

Если система САУ работает в режиме "КУРС", то приборы ПНП-72-7 к системе ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" подключить невозможно, при включении САУ в режим навигации приборы ПНП-72-7 автоматически подключаются к ЦВМ. Если необходимо, то приборы ПНП-72-7 можно переключить к системе ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" с помощью кнопок-табло "VOR" на пультах управления индикацией. Для обратного переключения приборов ПНП-72-7 к ЦВМ необходимо нажать кнопки-табло "ЦВМ" на пультах управления индикацией. Кнопки-табло при нажатии подсвечиваются.

Кроме этого, при нажатии кнопок-табло "VOR" приборы ПНП-72-7 переключаются от канала приведенного курса системы БСКВ к каналу гироманнитного курса. При этом на приборных досках пилотов загорается табло "МК". Если гироманнитный канал исправен, то на приборах ПНП-72-7 должны быть убраны бленкеры "КС".

В каждом полукомплекте с помощью ручки на селекторе курса стрелка "ЗПУ" на приборах ПНП-72-7 устанавливается в положение, указывающее заданный путевой угол, счетчики "ЗПУ" на приборах ПНП-72-7 и на селекторе курса показывает значение установленного путевого угла.

Если самолет находится в зоне действия радиомаяка, индекс курса на обоих приборах ПКП должен подключиться к правому полукомплекту системы ближней навигации и посадки "Курс-МП-70", на приборах ПНП-72-7 должны убираться бленкеры "К" и "ЗПУ". Бленкеры "ЗПУ", убираясь, открывают цифровой счетчик "ЗПУ", который индицирует заданный путевой угол. На селекторе режимов должны загореться лампы "К1" и "К2".

При полете самолета на радиомаяк планки курса прибора ПНП-72-7 и индекс курса на приборе ПКП будут указывать величину отклонения самолета от заданной линии пути; индекс направления полета на приборах ПНП-72-7 - направление полета (на радиомаяк или от радиомаяка); стрелка "ЗПУ" будет показывать заданный путевой угол; индикатор РМИ-2Б - азимут на радиомаяк и курсовой угол радиомаяка.

При пролете маршрутных радиомаяков на приборных досках пилотов загораются белые сигнальные лампы, звенит звонок и в телефонах пилотов прослушивается звуковой сигнал. Прослушивание позывных сигналов радиомаяков осуществляется через систему СПУ. Для прослушивания позывных сигналов первым полукомплектом системы переключатели "ПРОСЛ" на абонентских аппаратах пилотов необходимо установить в положение "ВОР1", для прослушивания позывных сигналов вторым полукомплектом - в положение "ВОР2".

При необходимости система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" может использоваться для коррекции координат самолета, исчисляемых ЦВМ.

Для определения местоположения самолета по двум радиомаякам первый полукомплект системы настраивается на один радиомаяк, второй полукомплект - на другой. Индика-

торы РМИ-2Б будут показывать разные азимуты. По двум азимутам определяется местоположение самолета.

При отказе системы в полете на приборах ПНП-72-7 отказавшего полукомплекта (или обоих полукомплектов) появляются бленкеры "К" и "ЗПУ", на селекторе режимов СР гаснет лампа отказавшего полукомплекта ("К1" или "К2", или обе при отказе обоих полукомплектов).

Режим "ILS". Режим "ILS" используется для выполнения посадки на аэродромах, оборудованных радиомаяками ILS, СП-70, СП-75.

Система ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" настраивается на радиомаяк переключателями "МГЦ" и "КГЦ" на обоих пультах ПУР. На селекторе режимов СР необходимо установить переключатель режимов в положение "ILS" (на селекторе со старой передней панелью необходимо нажать клавишу "ILS", клавиша должна подсветиться), переключатель чувствительности маркерного приемника устанавливается в положение "ПОСАДКА".

Приборы ПНП-72-7 подключаются к системе ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" с помощью кнопок "ЗАХОД" на пультах управления индикацией. Прибор ПНП-72-7 левого пилота подключается к первому полукомплекту системы при нажатии кнопки "ЗАХОД" на пульте управления индикацией левого пилота, прибор ПНП-72-7 правого пилота ко второму полукомплекту при нажатии кнопки "ЗАХОД" на пульте управления индикацией правого пилота.

При включении САУ в режим "ЗАХОД" приборы ПНП-72-7 подключаются аналогично к системе ближней навигации и посадки автоматически.

При нажатии кнопок "ЗАХОД" или автоматическом подключении приборов кнопки подсвечиваются.

Индексы курса и глиссады обоих приборов ПКП подключаются к первому полукомплекту системы ближней навигации и посадки "Курс-МП-70" по сигналу готовности, выдаваемому полукомплектом. Сигнал готовности поступает в систему САУ. Одновременно по сигналу готовности к САУ подключаются курсовой и глиссадный каналы первого полукомплекта системы, по которым поступают сигналы отклонения от курса и глиссады посадки для формирования сигналов управления и сигналов отклонения командных стрелок обоих приборов ПКП.

ПРИМЕЧАНИЕ: Индексы курса индицируют также высоту полета самолета, начиная от высоты 60 м и ниже. Сигнал высоты на индекс высоты прибора ПКП левого пилота поступает от радиовысотомера (1 комплект), на индекс высоты прибора ПКП правого пилота - от радиовысотомера (2 комплект).

При отказе первого полукомплекта системы или одного из каналов (курсового или глиссадного) вместо него автоматически подключается второй полукомплект или канал второго полукомплекта.

При входе самолета в зону действия курсового и глиссадного радиомаяков на приборах ПНП-72-7 убираются бленкеры "К", "ЗПУ" и "Г", а на селекторе режимов СР загораются лампы "К1", "К2", "Г1" и "Г2".

Курсовые и глиссадные планки приборов ПНП-72-7, индексы курса и глиссады приборов ПКП будут показывать отклонения самолета от курса и глиссады посадки, а командные стрелки приборов ПКП будут указывать значения требуемых углов крена и тангажа для выхода на траекторию посадки.

При пролете маркерных радиомаяков в телефонах пилотов прослушиваются позывные сигналы этих радиомаяков.

Сигналы дальнего привода радиомаяка манипулируются серией тире, сигналы среднего приводного радиомаяка - чередованием точек и тире, ближнего привода радиомаяка - серией точек. Кроме того, при пролете любого из маркерных радиомаяков звенит звонок и на

приборных досках пилотов загораются сигнальные лампы. При пролете ближнего приводного радиомаяка загораются белые сигнальные лампы на приборных досках пилотов, при пролете среднего приводного радиомаяка – желтые, при пролете дальнего – синие.

При отказе в полете первого полукомплекта системы или одного из каналов (курсового или глиссадного) этого полукомплекта к курсовому и глиссадному индексам ПКП и САУ автоматически подключается второй полукомплект или канал второго полукомплекта системы ближней навигации и посадки "Курс-МП-70". При этом на приборе ПНП-72-7, подключенном к первому полукомплекту, появляются бленкеры "К" и "ЗПУ" при отказе курсового канала и бленкер "Г" при отказе глиссадного канала, на селекторе режимов СР гаснет лампа "К1" при отказе курсового канала и "Г1" при отказе глиссадного канала.

При отказе обоих каналов полукомплекта срабатывает вся указанная выше сигнализация.

При отказе второго полукомплекта или одного из его каналов (курсового или глиссадного) на приборах ПНП-72-7 появляются бленкеры "К" и "ЗПУ" при отказе курсового канала и бленкер "Г" при отказе глиссадного канала, на селекторе режимов СР-86 гаснут лампы "К2" при отказе курсового канала и "Г2" при отказе глиссадного.

При отказе курсовых каналов обоих полукомплектов на приборах ПНП-72-7 появляются бленкеры "К" и "ЗПУ", на приборах ПКП бленкеры "К", на селекторе режимов СР гаснут лампы "К1" и "К2". При отказе глиссадных каналов обоих полукомплектов на приборах ПНП-72-7 появляются бленкеры "Г", на приборах ПКП бленкеры "Г", на селекторе режимов СР-86 гаснут лампы "Г1" и "Г2".

Режим "СП-50". Режим "СП-50" используется для выполнения посадки на аэродромах, оборудованных радиомаяками СП-50 и СП-68.

Задачи, решаемые при работе в режиме "СП-50", аналогичны задачам, решаемым при работе в режиме "ILS", за исключением того, что для включения в режим "СП-50" необходимо и в селекторе установить переключатель режимов в положение "СП-50". (На селекторе режимов СР со старой передней панелью необходимо нажать клавишу СП-50, клавиша должна подсветиться).

Кроме того, при посадке по радиомаякам СП-50 (СП-68) используются два маркерных радиомаяка – дальний и средний.

Технические данные

Количество навигационных каналов	160
В режиме "VOR" (по каналу курса):	
диапазон частот	108.00 – 117.25 МГц
стабильность частоты	не хуже 0.0035%
погрешность курса по каналу следящей системы	не более 1.5 град
Количество посадочных каналов	40
В режиме "ILS" (по каналу курса):	
диапазон частот	108.00 – 111.95 МГц
стабильность частоты	не хуже 0.0035%.

5.5. САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-75

Назначение. Самолетный дальномер СД-75 предназначен для измерения наклонной дальности самолета относительно радиомаяков при пролетах по трассам, оборудованным радиомаяками типа ДМЕ, а также опознавания радиомаяков на борту самолета.

Дальномер СД-75 обеспечивает выдачу значений дальности на индикаторы и в бортовую вычислительную машину (ЦВМ) для коррекции координат самолета. На самолете установлено два одинаковых комплекта дальномеров (табл. 16).

Состав самолетного дальномера СД-75

№ п/п	Наименование	Тип	Обозначение по электрической схеме		Назначение
			1 комплект	2 комплект	
1	Запросчик на амортизационной раме	ЗСД	H1/63	H2/63	Для формирования кодированных импульсов, модуляции и излучения этих импульсов. Для приема, преобразования и дешифрования сигналов радиомаяков
2	Индикатор (4 шт.)	ИСД-1	H5/63 H7/63	H6/63 H8/63	Для индикации значений дальности между радиомаяком и дальномером, для индикации отказа дальномера, индикации единиц измерения дальности (морские мили или километры)
3	Антенна приемопередающая	АМ-001	H3/63	H4/63	Для передачи сигналов запроса наземных радиомаяков и приема ответных сигналов
4	Пульт управления режимами	ПУР	H9/63	H10/63	Для выбора канала настройки дальномера и аппаратуры системы "Курс-МП-70", для выбора вида настройки канала (ручная или автоматическая), для запоминания выбранного, для контроля работоспособности дальномера и аппаратуры "Курс-МП-70", регулирования яркости подсвета цифрового индикатора выбранного канала, регулирования громкости сигнала опознавания радиомаяка.
5	Выключатель (4 шт.)	ВГ-15К-2с	112-P113/8 112-P114/8	122-P118/8 122-P119/8	Для подключения дальномера к системе СПГУ для прослушивания позывных сигналов радиомаяка
6	Выключатель	B200K	H11/63	H12/63	Включение дальномеров

Описание схемы. Запросчик дальномера выдает информацию о дальности на индикаторы ИСД-1 и в ЦВМ. В каждом комплекте дальномера имеется два индикатора. Один установлен на приборной доске левого пилота, второй - на приборной доске правого пилота.

Выходные формирователи запросчика обеспечивают выдачу информации о дальности в двух видах:

- в виде биполярного кода и импульса синхронизации;
- в виде кода, состоящего из трех составляющих: тактовых импульсов, импульсов синхронизации и импульсов, содержащих информацию о дальности.

Информация о дальности в первом виде через блок БК-2П поступает в один из индикаторов и в ЦВМ. В дальномере (1 комплект) эта информация поступает на индикатор правого пилота, в дальномере (2 комплект) - на индикатор левого пилота. Эти же индикаторы могут показывать дальность от системы ближней навигации "Радикал". Переключение индикаторов производится переключателем "ДМЕ-РСБН" на селекторе режимов СР системы "Курс-МП-70".

На вход ЦВМ информация поступает через блок преобразования кодов дальности (ПКД).

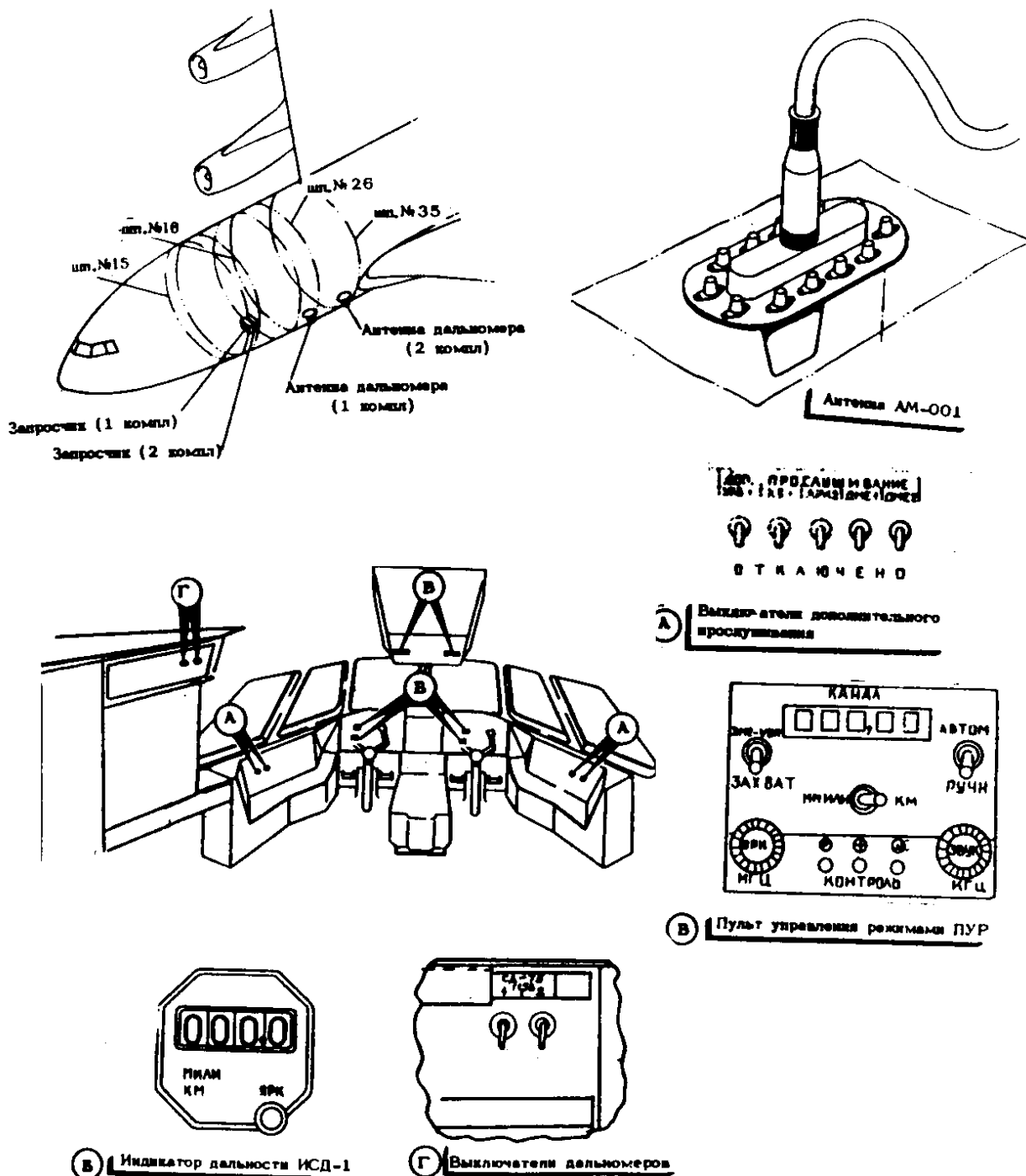


Рис. 72. Размещение блоков самолетных дальномеров СД-75

Информация о дальности во втором виде через блок БК-2П поступает в дальномер (1 комплект) на индикатор левого пилота и через дальномер (2 комплект) - на индикатор правого пилота.

Дальность измеряется дальномером в морских милях и в километрах. Единица измерения выбирается переключателем "М МИЛИ - КМ" на пульте ПУР. На индикаторах загораются табло "М МИЛИ" или "КМ" в зависимости от выбранной единицы.

При измерении дальности в километрах в ЦВМ через блок БК-2П поступает сигнал в виде напряжения +3, при измерении дальности в морских милях сигнал снимается.

Настройка дальномера производится совместно с настройкой системы "Курс-МП-70". При настройке системы "Курс-МП-70" на радиомаяк VOR одновременно автоматически настраиваются дальномеры на радиомаяк ДМЕ, который размещен рядом с радиомаяком VOR.

Дальномер (1 комплект) настраивается совместно с первым полукомплектom системы "КУРС-МП-70", дальномер (2 комплект) - со вторым полукомплектom. При этом цифровое табло ПУР индицирует частоты, на которые настраиваются полукомплекты системы "КУРС-МП".

Настройка может производиться вручную с помощью ручек на пульте ПУР или автоматически по сигналам ЦВМ. Вид настройки выбирается переключателем "АВТОМ-РУЧН" на пульте ПУР.

Если необходимо перестроить систему "Курс-МП-70" на другой канал, а дальномер оставить на настроенном канале, то необходимо переключатель "VOR-ДМЕ-ЗАХВАТ" установить в положение "ЗАХВАТ". При этом дальномер отключается от частотного селектора на пульте ПУР, а затем производится перестройка системы "Курс-МП-70".

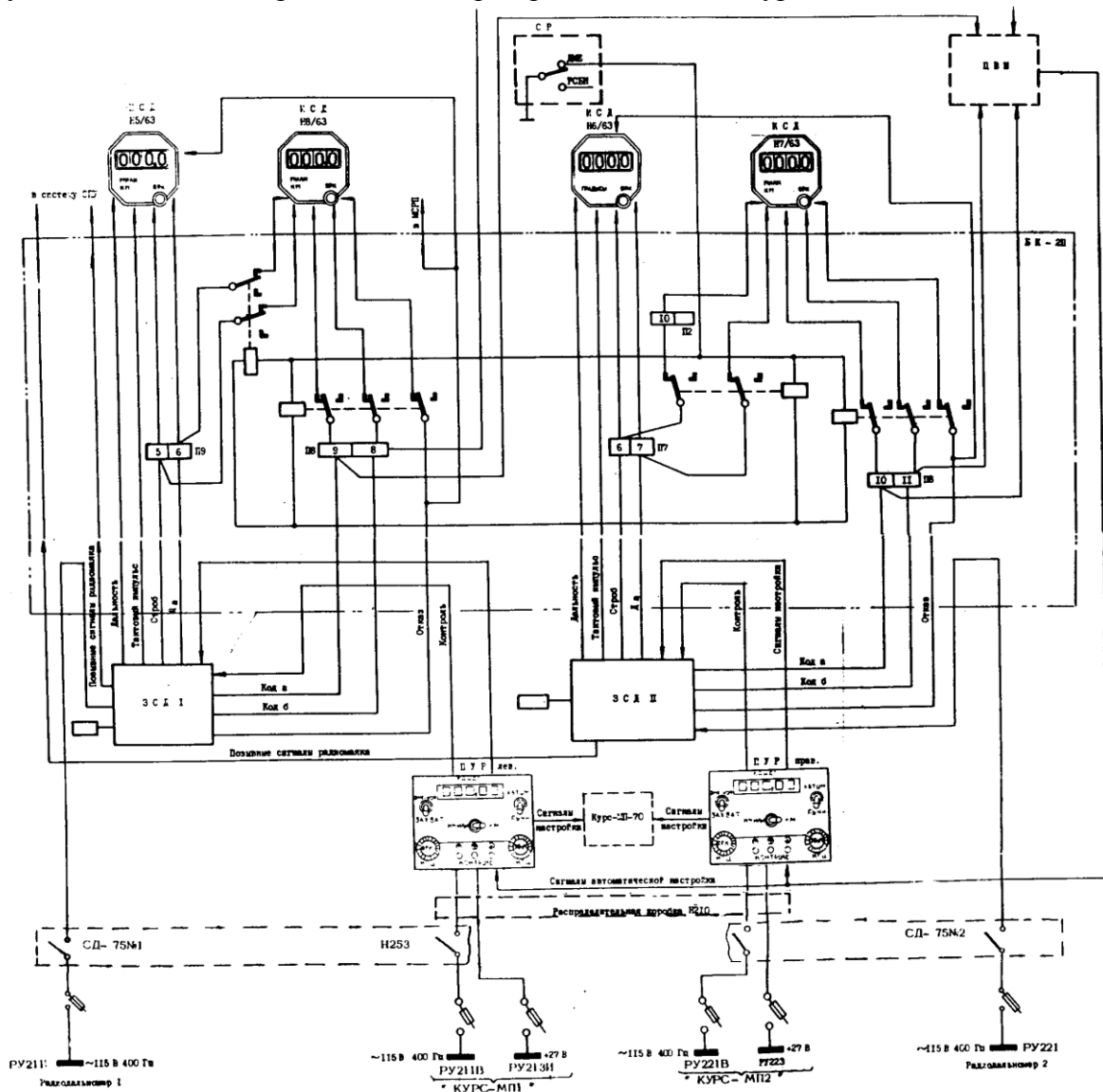


Рис. 73. Электрическая схема самолетных дальномеров СД-75

При автоматической настройке из ЦВМ в пульт ПУР поступают кодированные сигналы, содержащие информацию о номере канала, и сигнал автоматического выбора канала.

Для опознавания радиомаяков на борту самолета сигналы радиомаяков прослушиваются через систему СПГУ правым и левым пилотами. Для прослушивания дальномеров необходимо включить выключатели "ДМЕ1" (1 комплект) и "ДМЕ2" (2 комплект) под подписью "ДОП ПРОСЛУШИВАНИЕ" на пультах пилотов.

Для контроля работоспособности дальномер имеет схему встроенного контроля, позволяющую производить непрерывный автоматический контроль в течение всего времени работы дальномера и выдавать сигнал +27 В при его исправности, в случае отказа сигнал снимается.

Сигнал исправности +27 В поступает также в систему регистрации параметров МСРП и при отказе снимается.

Схема встроенного контроля позволяет производить оперативный контроль работоспособности с помощью кнопок "КОНТРОЛЬ" на пульте ПУР. При нажатии любой из трех кнопок в телефонах пилотов должен прослушиваться звуковой сигнал; в цифровых табло индикаторов должны мигать нули в течение 0,5 - 2,0 с (что свидетельствует об исправности приемного тракта дальномера); затем в табло должны высвечиваться черточки в течение 0,5 - 2,0 с (что свидетельствует об исправности передающего тракта); затем высвечиваются значения дальности 401,2+0,2 м. мили или 402,2+0,4 км (в зависимости от положения переключателя "ММИЛИ - КМ" на пульте ПУР) в течение 0,5 - 2,0 с; затем высвечиваются значения дальности 1,2+0,2 м. мили или 2,2+0,4 км в течение 5 - 15 с (что свидетельствует об исправности устройства измерения дальности).

Включаются дальномеры выключателями, находящимися на панели Н253, установленной в кабине экипажа. Первый комплект включается выключателем "СД-75 №1", второй комплект - выключателем "СД-75 №2".

Питание дальномеров. Дальномеры СД-75 питаются от бортовой сети переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц. Дальномер (1 комплект) питается от распределительного устройства подсистемы левого борта РУ211 через автомат защиты сети АЗФ1К-2 с гравировкой "РАДИОДАЛЬНОМЕР 1".

Дальномер (2 комплект) питается от РУ221 подсистемы правого борта через автомат защиты сети АЗФ1К-2 с гравировкой "РАДИОДАЛЬНОМЕР 2".

Пульт управления режимами питается переменным током напряжением 115 В 400 Гц и постоянным током напряжением 27 В. Пульт ПУР получает питание от тех же РУ и через те же автоматы защиты сети, от которых питается система "Курс-МП-70". Пульт ПУР дальномер (1 комплект) питается от РУ211 переменного тока через автомат защиты сети с гравировкой "Курс-МП1" и от РУ213 постоянного тока через автомат защиты сети "КУРС-МП1".

Пульт ПУР дальномер (2 комплект) питается от РУ221 переменного тока через автомат защиты сети "КУРС-МП2" и от РУ223 постоянного тока через автомат защиты сети "КУРС-МП2". Коммутация цепей питания осуществляется в распределительной коробке (Н210).

Работа. Перед взлетом дальномер СД-75 настраивается на выбранный радиомаяк. На пульте ПУР переключателем "ММИЛИ-КМ" выбираются единицы, в которых будет измеряться дальность. На индикаторах должны загореться табло, сигнализирующие выбранную единицу измерения.

Если самолет не вошел в зону действия радиомаяка, то на цифровых табло индикаторов высвечиваются черточки, при входе в зону действия радиомаяка на цифровых табло должна высвечиваться дальность радиомаяка. При отказе запросчика на цифровых табло ин-

дикаторов мигают нули, при отказе одного или обоих индикаторов на табло мигают последние вычисленные значения дальности.

Яркость подсвета индикатора регулируется ручкой "ЯРК", находящейся на индикаторе.

При установке на селекторе режимов СР системы "Курс-МП-70" переключателя "ДМЕ -РСБН" в положение "РСБН" индикатор дальномер (1 комплект), установленный на правой панели приборной доски пилотов, и индикатор дальномер (2 комплект), установленный на левой панели приборной доски, подключаются к системе ближней навигации "Радикал".

Рядом с индикаторами имеются надписи: на левой панели приборной доски "ДМЕ1" рядом с индикатором, который постоянно подключен к дальномеру (1 комплект), и "ДМЕ2-РСБН" рядом с индикатором, который подключается к дальномеру (2 комплект) или к системе ближней навигации "Радикал". На правой панели приборной доски рядом с индикатором, который постоянно подключен к дальномеру (2 комплект), находится надпись "ДМЕ2" и надпись "ДМЕ1 РСБН" у индикатора, который подключается к дальномеру (1 комплект) или к системе ближней навигации "Радикал".

Для прослушивания радиомаяка дальномером (1 комплект) необходимо выключатель "ДМЕ1" под надписью "ДОП ПРОСЛУШИВАНИЕ" установить в верхнее положение. Переключатели находятся на левом и правом пультах пилотов.

Переход с одного радиомаяка на другой производится в соответствии с планом полета и осуществляется вручную с помощью ручек настройки или автоматически по сигналам ЦВМ.

5.6. ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА ДИСС-016

Назначение. Доплеровский измеритель предназначен для непрерывного определения путевой скорости, угла сноса и оставшегося расстояния до промежуточного или конечного пункта маршрута (кроме самолетов, оборудованных СПИ "Омега").

Доплеровский измеритель предназначен для непрерывного определения путевой скорости и угла сноса (для самолетов, оборудованных СПИ "Омега").

На самолете установлен измеритель повышенной надежности, в комплект которого входят два моноблока (табл. 17). Переключение с неисправного моноблока на исправный производится автоматически или вручную летчиком.

Таблица 17

Состав измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС-016

№ п/п	Название	Тип	Обозначение по электрической схеме	Назначение
1	Моноблок (2 шт.)	-	H3/71 H4/71	Для генерирования и излучения сверхвысокочастотных (СВЧ) колебаний, приема и усиления отраженных от подстилающей поверхности сверхвысокочастотных колебаний и выделения из них сигналов доплеровских частот. Для преобразования сигналов - доплеровских частот в импульсы с частотами, равными средним доплеровским частотам.
2	Индикатор	-	H1/71	Для индикации путевой скорости и угла сноса по данным блока логики и для выдачи данных

Продолжение табл. 17

3	Блок логики и выдачи данных	ЛВД	H2/71	Для вычисления совместно с моноблоком величины угла сноса и путевой скорости и их индикации. Для выдачи данных о путевой скорости и угле сноса внешним потребителям и на индикатор аппаратуры. Для автоматического контроля работоспособности аппаратуры. Для автоматического перехода на резервный моноблок при отказе основного и для сигнализации перехода. Для сигнализации об отказе резервного моноблока.
4	Блок счисления пути (кроме самолетов, оборудованных СПИ "Омега")	СП	H5/71	Для вычисления и индикации оставшегося расстояния до выбранного пункта маршрута
5	Переключатель		H8/71	Для переключения с основного моноблока на резервный
6	Табло "СЧИСЛЕН СВС"	ТС	H31/21	Для сигнализации об отказе основного и резервного моноблоков ДИСС
7	Табло ">"	ТС	21/073	Для сигнализации об отказе основного и резервного моноблоков ДИСС
8	Табло "<"	ТС	22/073	Для сигнализации об отказе основного и резервного моноблоков ДИСС
9	Выключатель (2 шт.)	3В200К	H32/71 H33/71	Подача в измеритель напряжения 36В 400 Гц
10	Выключатель	В200К	H34/71	Подача в измеритель напряжения 36В 400 Гц

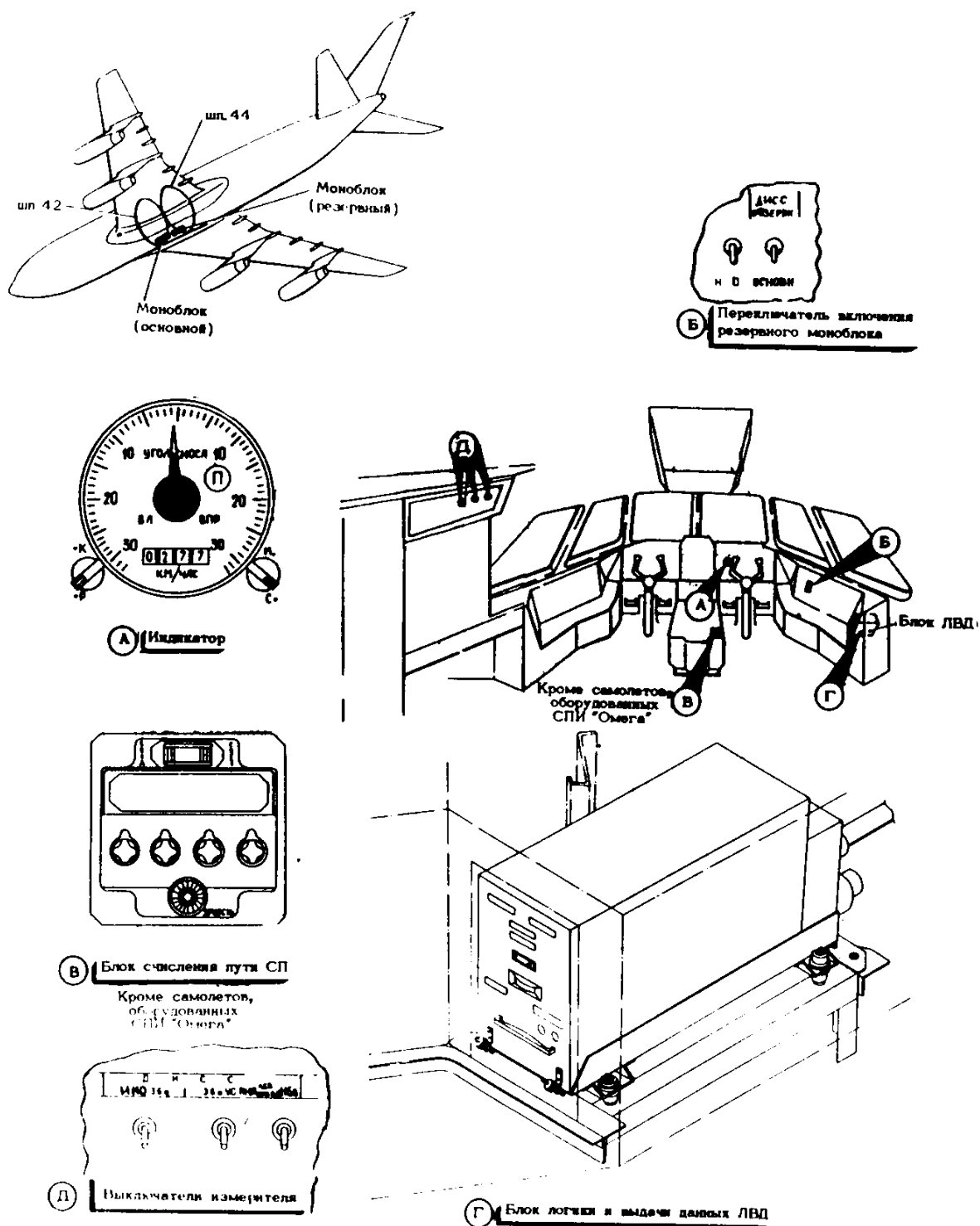


Рис. 74. Размещение блоков ДИСС-016

Описание схемы. Информация о путевой скорости и угле сноса поступает:

- на индикатор;
- в индикаторы блока логики и выдачи данных (ЛВД);
- на приборы ПВП-72-7 (угол сноса), входящие в САУ;
- на индикатор навигационной обстановки ИНО-2 (угол сноса).

На индикаторе угол сноса отсчитывается стрелкой, на индикаторе блока ЛВД с помощью перемещающейся шкалы барабанного типа. Отсчет ведется относительно неподвижного индекса.

На приборах ПНП-72-7 обоих пилотов информация об угле сноса поступает с обмоток синусно-косинусного трансформатора блока ЛВД через блок коммутации БК-2П.

На приборе ПНП-72-7 угол сноса индицируется с помощью индекса, перемещающегося по неподвижной шкале, расположенной в верхней части приборов.

На индикатор ИНО-2 информация об угле сноса поступает с обмоток синусно-косинусного трансформатора. Угол сноса индицируется стрелкой и отсчитывается по шкале индикатора.

Оставшееся расстояние до конечного или промежуточного пункта маршрута индицируется на цифровом табло блока счисления пути СП - кроме самолетов, оборудованных СПИ "Омега".

В ЦВМ от блока ЛВД поступает:

- по трем каналам импульсы прямоугольной формы с частотами повторения, пропорциональными доплеровским частотам;
- сигнал "СУША" в виде замыкания провода "на корпус". При пролете над водной поверхностью для ввода поправки в ЦВМ провод размыкается;
- замыкание и размыкание провода производится переключателем "С-М" на индикаторе;
- сигнал поправки на отклонение угла визирования антенны в виде частоты напряжения относительно "корпуса";
- сигнал готовности измерителя к работе в виде напряжения +27 В.

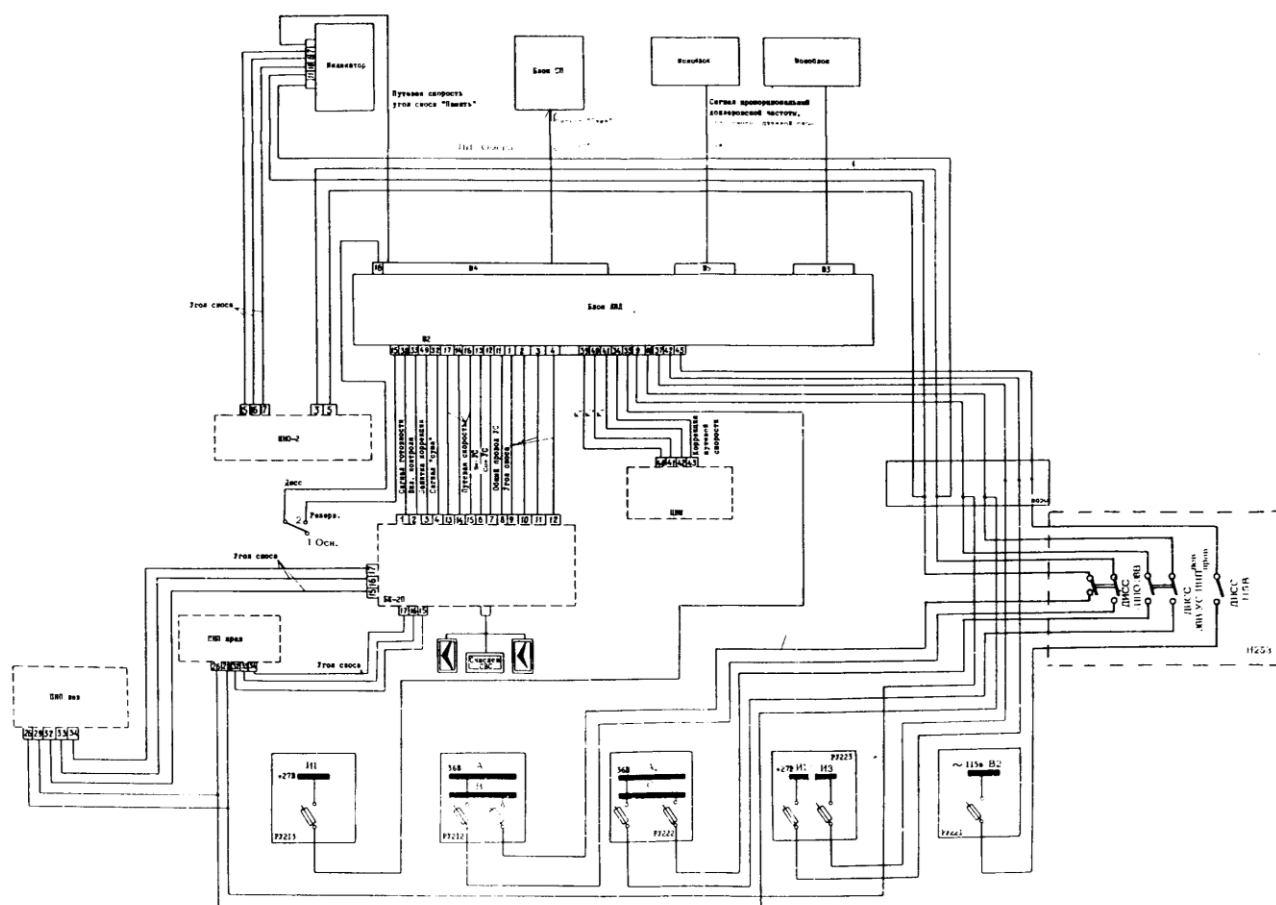


Рис. 75. Электрическая схема ДИСС-016

Сигнал готовности поступает также в системы САУ и БСКВ. В систему БСКВ поступает сигналы путевой скорости. При отказе измерителя в систему регистрации параметров МСРП поступает сигнал "+27 В" отказа измерителя.

Измеритель имеет встроенный контроль, позволяющий оперативно производить контроль работоспособности, выдавать сигнал исправности (готовности к работе), сигнал переключения моноблока на резервный и сигнал отказа измерителя.

Встроенный контроль позволяет проверять работоспособность всего тракта измерителя и отдельно вычислительно-индикаторного тракта. Для включения режима контроля всего тракта измерителя переключатель "Р-К", находящийся на индикаторе, необходимо установить в положение "К". При проверках на земле от ЦВМ для включения измерителя в этот режим от ЦВМ подается сигнал "Минус". В режиме контроля индикатор и приборы блока ЛВД показывают значение путевой скорости 710 ± 30 км/ч и угол сноса $0 \pm 1,5^\circ$.

Для включения измерителя в режим контроля вычислительно-индикаторного тракта необходимо нажать кнопку "ПРОВЕРКА ЛВД" на блоке ЛВД. Индикатор и приборы блока ЛВД должны показывать значение путевой скорости 790 ± 22 км/ч и угол сноса $-26 \pm 1,5^\circ$.

При отказе основного моноблока происходит автоматическое переключение на резервные. При проверках на земле или при сомнении в исправности основного моноблока можно перейти на резервные с помощью переключателя "ДИСС", находящегося на пульте правого пилота.

При отказе резервного и основного моноблоков на центральной панели приборной доски пилотов загорается табло "СЧИСЛЕН СВС". Одновременно на левой и правой панелях приборной доски пилота мигают табло "<" и ">".

Питание измерителя. Питается измеритель от бортсети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц и 36 В 400 Гц и от бортсети постоянного тока напряжением 27 В.

Переменным током напряжением 115В 400 ГЦ измеритель питается от РУ221 через автомат защиты сети АЗФ1К с гравировкой "ДИСС".

Постоянным током напряжением 27 В измеритель питается от левой и правой подсистем системы электроснабжения: от РУ213 левой подсистемы и от РУ223 правой подсистемы. Напряжения от РУ к измерителю поступают через автоматы защиты сети АЗРГК-5 с гравировкой "ДИСС".

Кроме того, в блок СП измерителя поступает напряжение от аварийной шины РУ223 через автомат защиты сети АЗРГК-2 "ДИСС СЧИСЛ ПУТИ" (кроме самолетов, оборудованных СПИ "Омега").

Измеритель питается переменным током напряжением 36 В 400 Гц от РУ222 подсистемы правого борта и РУ212 подсистемы левого борта через автоматы защиты сети АЗЗК-2 на РУ222 с гравировкой "ДИСС, УС-ПНП ЛЕВ/ПРАВ" и на РУ212 с гравировкой "ИНО".

Питание от всех распределительных устройств, кроме РУ213, поступает в измеритель через распределительную коробку (Н850).

Выключается измеритель (при включенных автоматах защиты) с помощью выключателей "ДИСС ИНО 36В", "ДИСС 36В УС-ПНП ЛЕВ/ПРАВ", "ДИСС 115В", находящихся на панели, установленной в кабине экипажа. В полете, когда все находящиеся на панели выключатели включены, она закрывается крышкой, которая закрепляется невыпадающими винтами.

Работа. Измеритель включается после запуска двигателей. На индикаторе при включении загорается табло "П", на блоке ЛВД табло "ПАМЯТЬ" и "КОНТРОЛЬ" могут периодически загораться и гаснуть до момента достижения самолетом скорости выше 150 км/ч. При

достижении этой скорости измеритель переходит из режима "ПАМЯТЬ" в режим "РАБОТА" и выдает текущие значения путевой скорости и угла сноса.

ПРИМЕЧАНИЕ: При включении на стоянке аппаратуры "СНОС" в условиях неустановившихся режимов в бортсети, особенно при гонке силовых установок и наличии переотраженных сигналов, могут возникать помехи, по которым происходит кратковременный "захват" схемы УПФ. При этом сигнал "ПАМЯТЬ" снимается, а на индикаторе могут выдаваться произвольные значения приборной скорости и угла сноса.

Перед взлетом в блок СП вводится с помощью ручек ввода значение расстояния от исходного до промежуточного пункта маршрута. При пролете самолетом исходного пункта маршрута переключатель "ВВОД-СЧЕТ" на блоке СП устанавливается в положение "СЧЕТ" и блок начинает счисление пройденного пути. При этом на цифровом табло будет индцироваться расстояние до выбранного промежуточного пункта маршрута. При подлете к первому промежуточному пункту маршрута вводится расстояние до следующего пункта маршрута.

СП устанавливается в положение "ВВОД" на 0,5 - 1 с - на цифровом табло должно появиться установленное расстояние, затем переключатель снова устанавливается в положение "СЧЕТ". С этого момента начинается счисление пути и индикация расстояния до следующего пункта маршрута (кроме самолетов, оборудованных СПИ "Омега").

При полетах над водным пространством переключатель "С-М" на индикаторе необходимо установить в положение "М". При полете над водной поверхностью, имеющей штилевые участки (когда отсутствует доплеровская информация) измеритель автоматически переходит в режим "ПАМЯТЬ"

В режиме "ПАМЯТЬ" блок СП ведет счисление по величине путевой скорости 710 км/ч.

При отказе в полете основного моноблока происходит автоматическое переключение на резервный. На блоке ЛВД загорается табло "РЕЗЕРВН", при отказе резервного моноблока загорается табло "ОТКАЗ", и на центральной панели приборной доски пилотов загорается табло "СЧИСЛЕН ПО СВС", на правой и левой досках пилотов мигают табло "<" и ">". Табло "ОТКАЗ" "СЧИСЛЕН ПО СВС" и "<" и ">" загораются и при обратной последовательности отказов, т.е. сначала резервного, а затем основного моноблоков.

5.7. РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ А-031

Назначение. Радиовысотомер А-031 предназначен для измерения истинной высоты полета самолета. На самолете установлено два одинаковых комплекта радиовысотомера А-031 (табл. 18).

Радиовысотомер А-031 обеспечивает выдачу истинной высоты полета самолета на указатель высоты в систему управления и другие бортовые системы, а также сигнализацию заданной высоты.

Таблица 18

Состав радиовысотомера малых высот А-031

№ п/п	Наименование	Тип	Обозначение по электрической схеме		Назначение
			1 комплект	2 комплект	
1	Приемопередатчик	А-031-1	НЗ/65	Н4/65	Для генерации высокочастотных колебаний, приема и преобразования отраженных сигналов; для выдачи сигнала, пропорционального истинной высоте полета самолета

2	Указатель высоты	A-031-4	H1/65	H2/65	Для индикации истинной высоты полета; для установки и сигнализации заданной высоты, сигнализации об отказе радиовысотомера
3	Антенна передающая	AP5-1	H7/65	H8/65	Для излучения высокочастотных сигналов
4	Антенна приемная	AP5-1	H5/65	H6/65	Для приема отраженных высокочастотных сигналов
5	Коробка распределительная	-	H310 (левая)	H310 (правая)	Для связи радиовысотомера с системой управления и другими бортовыми системами; для подключения контрольной аппаратуры при проверках
6	Табло "Н _{решен} "	-	H105/31	H106/31	Для сигнализации заданной высоты и высоты 30 м по сигналу САУ

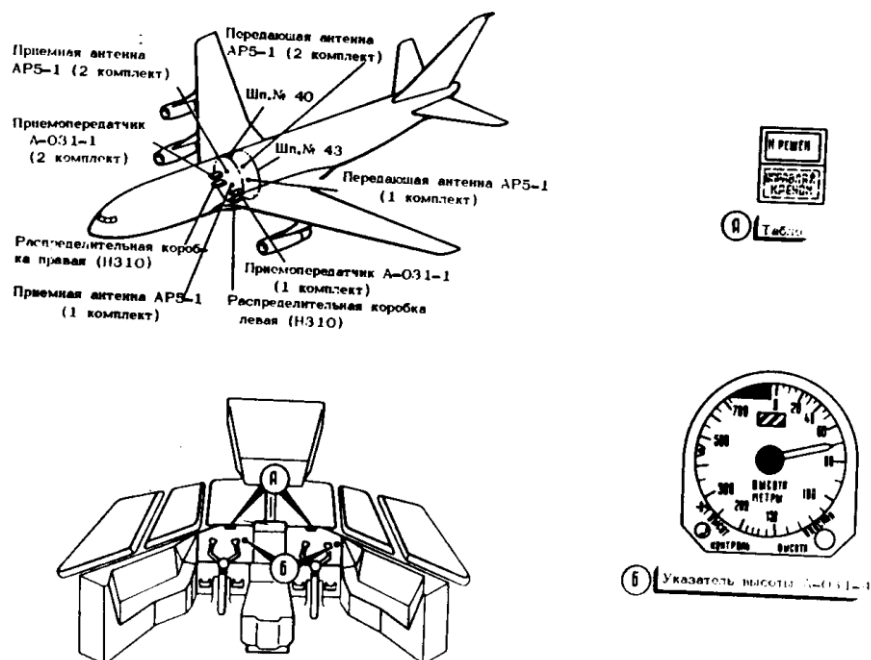


Рис. 76. Размещение блоков радиовысотомеров А-031

Технические данные

Диапазон индицируемых высот	0-750 м
Остаточная высота	7,28 м
Погрешность измерения истинной высоты:	
по линейному каналу на высотах:	
0 - 10 м	0,6 м
выше 10 м	6% Н
по указателю высоты А-031—4 на высотах:	
0 - 10 м	1 м
выше 10 м	10%Н

Описание схемы. На выход приемопередатчика радиовысотомера поступает напряжение "Н₁" и напряжение "Н₂", пропорциональные высоте в диапазоне высот 0 – 150 м и изменяющиеся по квазилогарифмическому закону на высотах более 150 м, и сигнал готовности напряжением 27 В.

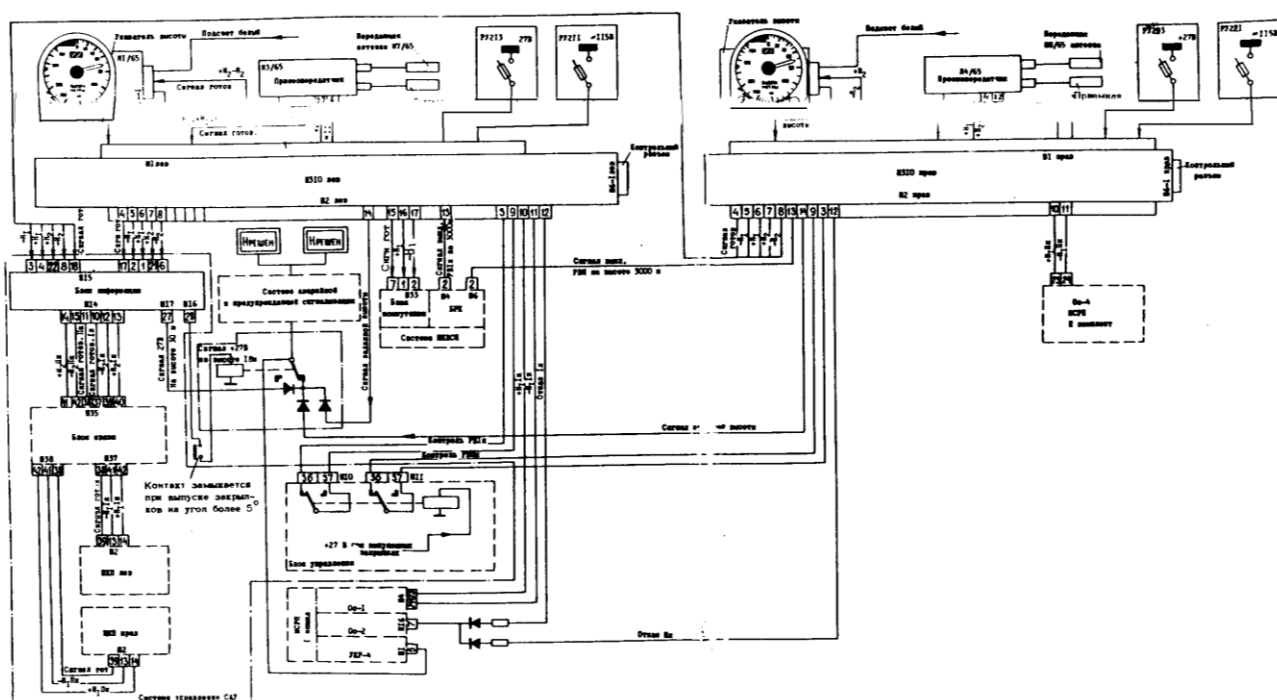


Рис. 77. Электрическая схема радиовысотомера малых высот А-031

На указатели высоты поступает напряжение "Н₂" и сигналы готовности. Причем на указатель высоты левого пилота поступают напряжение "Н₂" и сигнал готовности от радиовысотомера (1 комплект), на указатель высоты правого пилота - от радиовысотомера (2 комплект).

В САУ от радиовысотомера (1 комплект) поступают напряжения высоты "Н₁" и "Н₂" и сигнал готовности радиовысотомера к работе. При отказе радиовысотомера (1 комплект) к САУ автоматически подключается радиовысотомер (2 комплект) и выдает те же сигналы. Кроме того, от радиовысотомера поступают напряжения "Н₂" на приборы ПКП, входящие в комплект САУ. На прибор ПКП левого пилота поступает сигнал высоты от радиовысотомера (1 комплект), на прибор ПКП правого пилота - от радиовысотомера (2 комплект). На этих приборах индицируется высота 60 м и ниже.

В первый комплект системы регистрации параметров МСРП от радиовысотомера (1 комплект) поступает напряжение "Н₁" и сигналы готовности от радиовысотомеров (1 и 2 комплекты). Кроме того, в этот же комплект МСРП поступают сигналы заданной высоты от радиовысотомеров (1 и 2 комплект). Во второй комплект МСРП поступает напряжение "Н₁" от радиовысотомеров (2 комплект). От радиовысотомеров (1 комплект) в систему ИКВСП (и аппаратуру ССОС) поступает напряжение "Н₁" и сигнал готовности.

Связь радиовысотомеров с бортовыми системами осуществляется через распределительные коробки (Н310) (левую и правую). В каждой распределительной коробке имеется штепсельный разъем (Н310-Ш6-1) для подключения контрольной аппаратуры при проверках радиовысотомеров.

Радиовысотомер имеет встроенный контроль, позволяющий оперативно контролировать работоспособность аппаратуры и выдавать сигнал исправности (готовности к работе)

через 1 мин после включения радиовысотомера.

Контроль работоспособности производится путем нажатия кнопки "КОНТРОЛЬ", вмонтированной в ручку "УСТ ВЫСОТ" на указателе высоты. Если радиовысотомер исправен, то при нажатой кнопке указатель высоты должен показывать высоту 15 - 20 м. Для исключения возможности проверки радиовысотомера при взлете и посадке сигнал включения контроля не проходит в схему контроля при выпущенных закрылках.

Питание радиовысотомеров. Радиовысотомеры питаются от бортовой сети переменным током напряжением 115 В 400 Гц и постоянным током напряжением 27 В. Радиовысотомер (1 комплект) питается от распределительных устройств подсистем левого борта: переменным током от РУ211 через автомат защиты сети АЗФ1К-2, постоянным током от РУ213 через автомат защиты сети АЗРГК-2. Оба автомата защиты имеют гравировку "РАДИОВЫСОТОМ. 1".

Радиовысотомер (2 комплект) питается от распределительных устройств подсистемы правого борта: переменным током от РУ221 через автомат защиты сети АЗФ1К-2, постоянным током от РУ223 через автомат защиты сети АЗРГК-2. Оба автомата защиты сети имеют гравировку "РАДИОВЫСОТОМ. 2".

Включаются радиовысотомеры при включении АЗС питания. Дополнительных выключателей радиовысотомеры не имеют.

Работа. Перед полетом необходимо убедиться в том, что стрелка указателя высоты показывает нуль.

Высота полета на указателе высот индицируется с помощью стрелки, на приборе ПКП - с помощью индекса, расположенного в нижней части шкалы прибора. При снижении самолета, начиная с 60 м, индекс перемещается к силуэту самолета, находящемуся в центре шкалы прибора ПКП.

Указатели высоты и приборы ПКП имеют бленкеры, сигнализирующие об исправности и об отказе радиовысотомеров. Через 1 мин после включения бленкеры убираются, сигнализируя об исправности радиовысотомера и о его готовности к работе. При отказе радиовысотомера и при полетах выше его рабочего диапазона бленкеры появляются. Кроме того, при полетах выше рабочего диапазона стрелки указателей частоты заходят за темные секторы, расположенные в верхней части шкалы.

Указатели высоты обеспечивают установку, индикацию и сигнализацию заданной высоты. Заданная высота устанавливается ручкой "УСТ ВЫСОТ" на фланце указателя высоты. Отсчет заданной высоты производится по желтому индексу, который с помощью ручки "УСТ ВЫСОТ" перемещается по шкале указателя.

При полете на заданной высоте или ниже, а также на земле на указателе загорается желтая сигнальная лампа, на приборных досках пилотов мигают табло "Н_{решен}", в телефоны пилотов поступает звуковой сигнал.

Табло "Н_{решен}" на приборных досках левого и правого пилотов и звуковой сигнал включаются одновременно по сигналу того из радиовысотомеров, который выдает сигнал заданной высоты. Сигнал заданной высоты от указателя высоты поступает в систему аварийной и предупреждающей САС. Из системы САС сигнал поступает в табло "Н_{решен}" и в телефоны пилотов. Система САС обеспечивает мигание табло и одновременное включение звуковой сигнализации.

В блоке коммутации системы САС сигнал заданной высоты проходит через замкнутые контакты реле, которые размыкаются при подаче на обмотку реле сигнала "+27 В" от системы управления САУ. Система САУ выдает сигнал "+27 В" на земле и на высотах не выше 18 м. Этот сигнал в свою очередь проходит на обмотку реле через контакты, которые замыкаются при выпущенных закрылках (на угол не менее 5°).

При посадке после снижения самолета до высоты 18 м и ниже (закрылки выпущены) табло "Н_{решен}" гаснут и звуковой сигнал отключается. На земле при убранных закрылках табло "Н_{решен}" мигает и в телефонах звучит сигнал.

Звуковой сигнал и мигание табло "Н_{решен}" могут быть выключены, для чего необходимо нажать обе кнопки "ПРОБЛЕСК, ЗУММЕР. ЦСО. ОТКЛ" на приборных досках пилотов. При посадке после снижения до установленной на указателях заданной высоты и ниже вновь автоматически включится сигнализация заданной высоты.

На высоте 30 м табло "Н_{решен}" мигает от сигнала, поступающего из САУ.

При достижении самолетом высоты 3000 м радиовысотомеры выключаются по сигналу "27 В", поступающему от системы ИКВСП. При снижении самолета на высоту ниже 3000 м сигнал снимается, и радиовысотомеры включаются.

При полетах самолета на высотах выше рабочего диапазона высот радиовысотомера на указателях высоты появляются бленкеры, стрелки указателей уходят за затемненные секторы шкал.

5.8. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ "ГРОЗА-86"

Назначение. Радиолокационная станция "Гроза-86" предназначена для получения на экране индикатора радиолокационного изображения местности и гидрометеообразований в секторе обзора. Радиолокационная станция (табл. 19) обеспечивает:

- введение визуальной ориентировки по радиолокационному изображению местности;
- обнаружение облачности с турбулентной грозовой деятельностью;
- выявление опасных грозовых очагов и возможность их обхода;
- бланкирование самолетных ответчиков изделий СОМ - 64 и 020М.

РЛС связана с инерциальной курсовертикалью ИКВ-72, которая выдает напряжения в блок стабилизации, пропорциональные углам крена и тангажа, что обеспечивает неподвижное положение антенны относительно земной поверхности при эволюциях самолета.

Приёмопередатчики радиолокационной станции требуют обдува. Охлажденный воздух поступает от самолетной воздушной магистрали через патрубок, расположенный на раме ГР34Ж-1.

Таблица 19

Состав и назначение блоков РЛС

№ п/п	Наименование	Тип	Кол-во	Обозначение по схеме	Назначение
1	Блок антенный	ГР1Б	1	Н1/51	Для излучения в пространство (в виде узкого или веерного) СВЧ импульсов, поступающих от передатчика; для приема сигналов, отраженных от наземных или воздушных объектов; для стабилизации луча антенны по азимуту и углу места; для стабилизации луча антенны в горизонтальной или другой заданной плоскости
2	Рама с блоками	ГР34Ж-1	1	Н2/51	Для обеспечения электрических соединений двух приёмопередатчиков, блока стабилизации и управления

3	Приемопередатчик	ГР2БМ	1		Для генерирования мощных СВЧ импульсов и передачи их в волноводный тракт; для преобразования импульсов, отраженных от объектов, в импульсы промежуточной частоты, их усиления и детектирования; для автоматической регулировки усиления приёмника и автоматической подстройки частоты гетеродина; для генерирования импульсов для запуска импульсных цепей в других блоках станции; для обеспечения других блоков выпрямленными стабилизированными напряжениями питания.
4	Блок стабилизации	ГР7СТ А	1	-	Для усиления сигналов ошибки системы гиросtabilизации по напряжению и мощности; для преобразования сигналов, поступающих от сельсинных датчиков и инерциальной курсовертикали в переменные напряжения, пропорциональные углам крена и тангажа; для коммутации ряда цепей и управляющих сигналов радиолокационной станции.
5	Индикатор с амортизационной рамой	ГР4НВД	2	НЗ/51 левый НЗ/52 правый	Для усиления по напряжению сигналов, поступающих в блок видеосигналов; для получения на экране электронно-лучевой трубки яркостной индикации отраженных видеосигналов; для создания на экране электронно-лучевой трубки развертки с двумя различными масштабами по дальности; для возможности определения азимута и дальности объектов; для выработки необходимых для работы станции управляющих (синхронизирующих) импульсных сигналов, а также масштабных меток дальности; для управления работой радиолокационной станции – включения, переключения режимов работы и масштабов развертки, ручного управления антенной по азимуту и углу места, для выработки напряжений (в том числе высоковольтного напряжения), необходимых для работы индикаторов.
6	Коммутатор волноводный	ГР47	1	Н5/51	Для подключения к волноводному тракту радиолокационной станции волноводного выхода основного или резервного приёмопередатчика.
7	Секция измерительная		1	Н6/51	Для подключения к прибору, измеряющему мощность передатчика

8	Коробка коммутационная	ГР17В	1	Н7/51	Для обеспечения коммутации основного или резервного приемопередатчиков в схеме радиолокационной станции. Для обеспечения управления работой радиолокационной станции от правого или левого индикатора.
9	Тракт волноводный	ГР32-86	1	Н10/51	Для передачи мощных СВЧ импульсов от передатчика к антенне. Для передачи в приёмник принятой СВЧ энергии отраженных сигналов
10	Переключатель "УПРАВ РЛС ЛЕВ-ПРАВ"	ППГ-15	1	Н11/51	Для переключения управления работой РЛС с индикаторов ГР4-НВЛ левого или правого летчиков
11	Выключатель "ПР ПРД ОСНОВН-РЕЗЕРВ (до 0010) РЛС"	ВГ-15	1	Н12/51	Для переключения передатчиков с основного на резервный
11	Выключатель "РЕЗЕРВ СТАБИЛ"	ВГ15	1	Н13/51	Для включения резервной стабилизации антенны
12	Направленный ответвитель		1	Н9/51	-

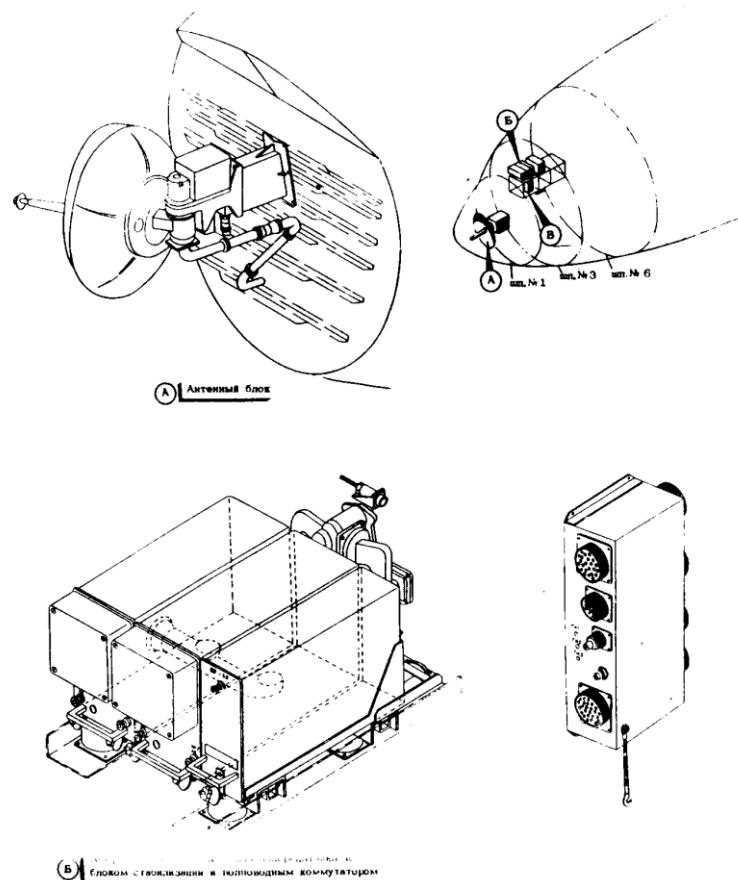


Рис. 78. Размещение блоков радиолокационной станции в носовом отсеке

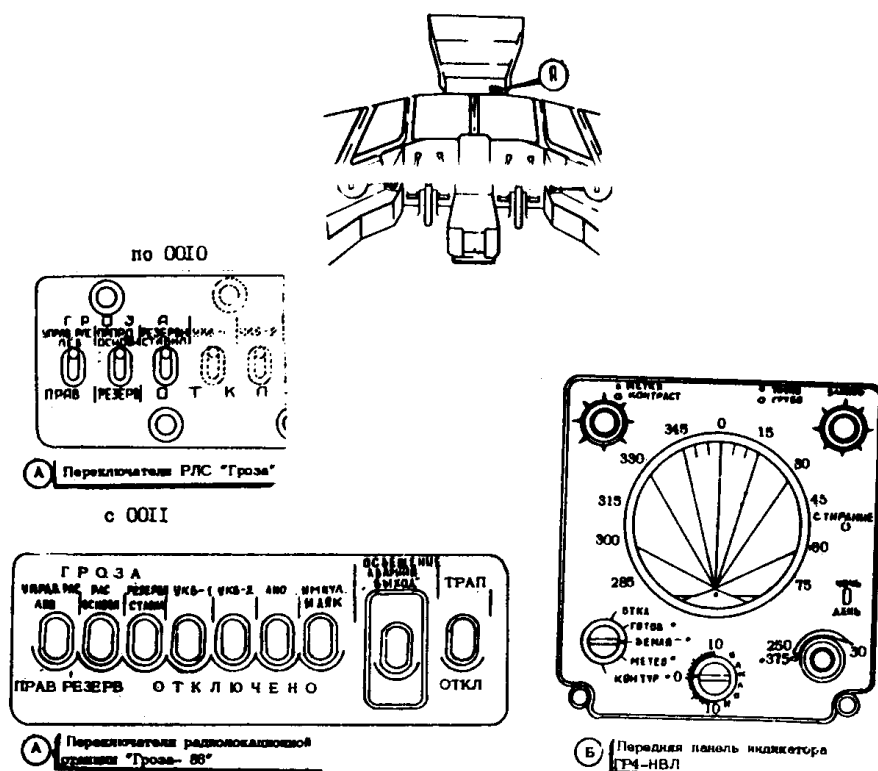


Рис. 79. Размещение блоков управления РЛС в кабине экипажа

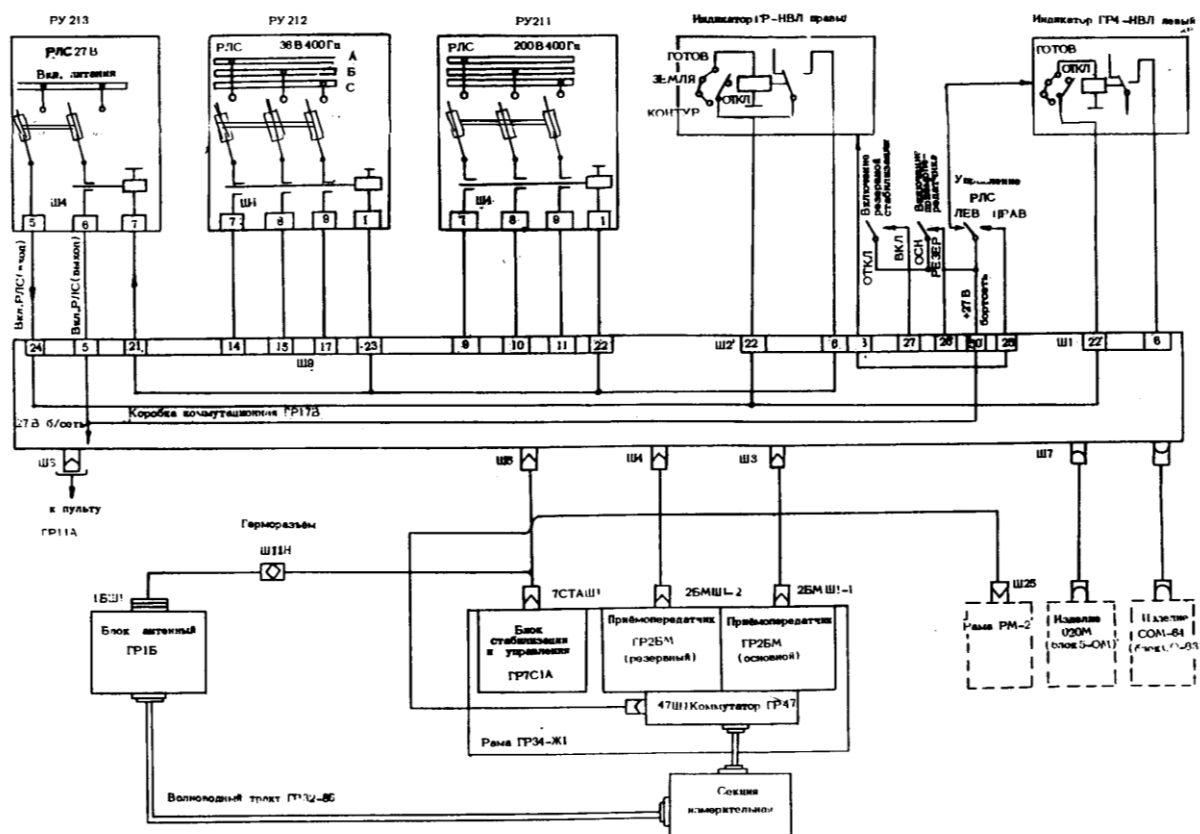


Рис. 80. Схема электрическая радиолокационной станции "Гроза-86"

Технические данные

Средняя дальность наблюдения:

особо крупных городов и промышленных центров

не менее 350 км;

областных городов и средних промышленных центров	не менее 250 км;
водоёмов, рек и незастроенных участков земной поверхности не	менее 150 км;
гидрометеорообразований средней интенсивности	не менее 200 км.
Диапазон высот полёта, в котором обеспечивается равномерная	
контрастность радиолокационного изображения земной поверхности	7000-9000 м.
Диапазон углов наклона оси диаграммы направленности	
относительно плоскости горизонта	$\pm 10^\circ$.
Диапазон углов азимутального обзора	$\pm 100^\circ \pm 5^\circ$.
Сумма углов крена и тангажа, при которых система гиростаби-	
лизации обеспечивает устойчивое изображение при эволюциях самолета	20 град.
Частота сканирования антенны в азимутальной плоскости	10 ± 3 циклов/мин.
Частота излучаемых СВЧ колебаний	9370 ± 20 МГц.
Минимальная импульсная мощность излучения	9 кВт.
Минимальная чувствительность приемного устройства	100 дБ/мВт.

Радиолокационная станция "Гроза-86" представляет собой импульсный радиолокатор со сканирующей в азимутальной плоскости антенной. Антенна излучает в узкий сектор пространства мощные СВЧ импульсы и принимает сигналы, отраженные от наземных или воздушных объектов. Приемопередающий блок преобразует СВЧ импульсы, отраженные от объектов, в видеоимпульсы, которые усиливаются и затем индицируются на экране электронно-лучевой трубки в виде яркостных отметок благодаря применению радиально-секторной развертки и электронно-лучевой трубки с длительным послесвечением, на экране индикаторного блока можно одновременно наблюдать изображение всего просматриваемого радиолокационного пространства.

Антенный блок. Антенный блок состоит из отражателя, облучателя, редуктора азимута, редуктора наклона, вращающегося волноводного перехода и вращателя плоскости поляризации.

Отражатель представляет собой комбинированную конструкцию, состоящую из параболического отражателя и отражателя специальной формы. Параболический отражатель формирует узкую диаграмму направленности, отражатель специальной формы формирует веерную диаграмму направленности.

Облучатель состоит из металлического дискового отражателя диаметром 60 мм, закрепленного на фторопластовой пробке, впрессованной в открытый конец круглого волновода.

В круглом волноводе размещен ферритовый вращатель плоскости поляризации, необходимый для изменения формы диаграммы направленности с узкой на веерную.

Редуктор азимута осуществляет азимутальное сканирование антенны в секторе $\pm 100^\circ$ относительно продольной оси самолета с частотой 10 качаний в минуту.

Редуктор наклона отражателя предназначен для непрерывного совмещения оси диаграммы направленности антенны с плоскостью горизонта или любой другой заданной плоскостью при наличии крена и тангажа самолета. Вращающийся волноводный переход служит для антенны. Переход представляет собой подвижное соединение волноводных элементов, вращающихся относительно друг друга.

Приемопередатчик ГР2БМ. Приемопередатчик состоит из передающей, приемной частей и источников питания. В передающую часть входят тиристорно-магнитный модулятор и мощный СВЧ генератор на магнетроне. В приемную часть входят: высокочастотная головка (ВЧГ), предварительный усилитель промежуточной частоты (ПУПЧ), усилитель промежуточной частоты (УПЧ), узлы автоматической подстройки частоты (АПЧ) и временной автоматической регулировки усиления (ВАРУ).

Модулятор блока формирует высоковольтный импульс отрицательной полярности, которая подается на магнетрон, магнетрон генерирует импульсы СВЧ, поступающие к выходному волноводу через циркулятор высокочастотной головки.

Отраженные от объекта и принятые СВЧ импульсы поступают во входной волновод блока и далее через циркулятор, вентиль и разрядник защиты приемника на смеситель канала сигнала. На смеситель поступает также СВЧ сигнал от гетеродина, который представляет собой лампу обратной волны (ЛОВ).

После преобразования сигналов на выходе смесителя образуются импульсы промежуточной частоты, поступающие на усилитель ПУПЧ, затем на усилитель УПЧ. В усилителях ПУПЧ и УПЧ происходит усиление и детектирование принятых и преобразованных сигналов в видеосигналы.

Часть СВЧ энергии через предельный аттенюатор поступает на смеситель канала АПЧ, куда также поступает сигнал от гетеродина. После преобразования импульсы промежуточной частоты поступают на вход схемы АПЧ, где вырабатывается напряжение, пропорциональное отклонению промежуточной частоты от номинального значения. Это напряжение подается на управляющий электрод гетеродина, перестраивая его по частоте таким образом, чтобы свести к минимуму отклонение промежуточной частоты от номинального значения. Узел ВАРУ, запускаемый импульсом излучения, осуществляет регулировку усиления приемника в зависимости от дальности, с которой приходят отраженные сигналы, а также обеспечивает запираание приемника на время действия мощного импульса магнетрона.

Для обеспечения приемопередатчика и других блоков выпрямленными стабилизированными напряжениями в блоке имеется узел питания, который вырабатывает напряжения +10, -10, -25, +25 В и промежуточное напряжение в пределах 300-400В.

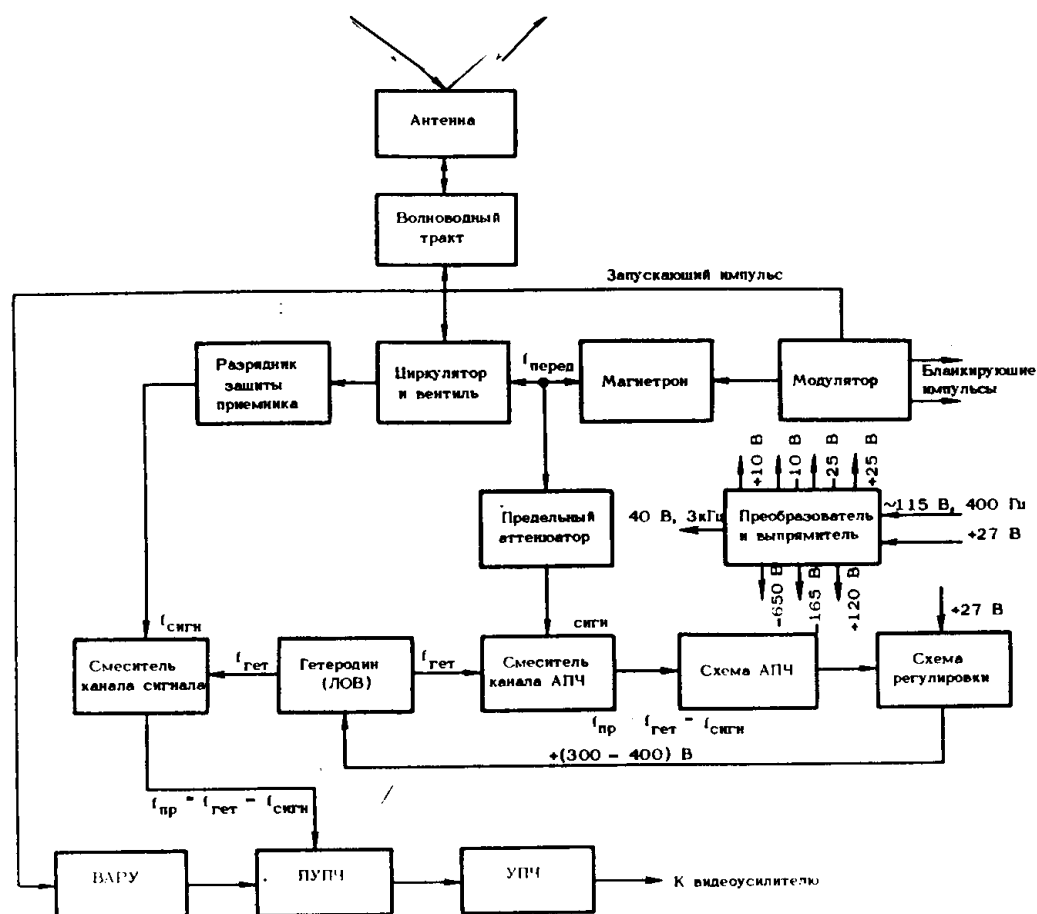


Рис. 81. Блок-схема приемопередатчика ГР2БМ

Индикатор ГР4НВЛ. Индикатор состоит из:

- накопительной электронно-лучевой трубки (ЭЛТ);
- узла синхронизации и усиления видеосигналов;
- узла регулировки видеосигналов;
- узла стирания;
- узла питания развертки и коллиматора;
- узла питания записывающего прожектора;
- высоковольтного источника питания;
- низковольтного источника питания;
- механизма управления наклоном антенны.

Генератор развертки создает на экране электронно-лучевой трубки радиально-секторную развертку с помощью двух катушек (L_x и L_y) с взаимно перпендикулярными магнитными полями, которые в совокупности создают вращающееся магнитное поле.

В индикаторе используется масштаб развертки двух типов: фиксированный на 375 км с калибрационными метками дальности, следующими через 100 км, и плавно изменяемый в пределах 50-250 км с калибрационными метками дальности, следующими через 50 км. Масштаб развертки регулируется регулятором "МАСШТАБ". Узел синхронизации и усиления видеосигналов формирует импульсы дальности и подсвета, вырабатывает калибрационные метки дальности и производит усиление видеосигналов. Калибрационные метки дальности представляют собой яркостные кольца, яркость которых регулируется регулятором "МЕТКИ".

Узел синхронизации и усилитель видеосигналов включается в работу стартовым импульсом, приходящим с приемопередатчика в режиме дальности 375 км с узла стирания.

Видеосигнал, поступающий из приемника, подается непосредственно на видеоусилитель в режимах "МЕТЕО" и "КОНТУР". В режиме "ЗЕМЛЯ" видеосигнал на видеоусилитель подается через узел регулировки видеосигнала, который имеет трехтоновую регулировку яркости сигнала. С помощью регулятора "КОНТРАСТ" изменяется усиление больших по амплитуде сигналов. Видеосигнал поступает на узел питания записывающего прожектора и затем на индикатор.

Узел стирания служит для изменения времени индикации изображения сигналов и калибрационных меток дальности.

При работе в режиме "ЗЕМЛЯ" для увеличения дальности действия радиолокационной станции используется обзор земной поверхности через такт: один такт – веерным лучом, другой такт – узким лучом.

Низковольтный источник питания служит для обеспечения соответствующими напряжениями всех узлов индикатора. Высоковольтный источник питания предназначен для питания экрана и катода записывающего прожектора.

В узле питания развертки коллиматора формируется напряжение +40В.

Блок стабилизации и управления ГР7СТА. На вход системы стабилизации блока поступают сигналы в виде переменных напряжений с амплитудами, пропорциональными действительно имеющемуся в данный момент углу наклона плоскости стабилизации и требуемому в данный момент углу стабилизации. Разность этих напряжений является управляющим напряжением для системы гиросtabilизации антенны.

В качестве усилителя мощности, служащего для реверсивного управления электродвигателем наклона антенного блока, используется магнито-тиристорный усилитель. Блок стабили-

зации и управления имеет пять реле, обеспечивающих коммутацию цепей и управляющих сигналов радиолокационной станции.

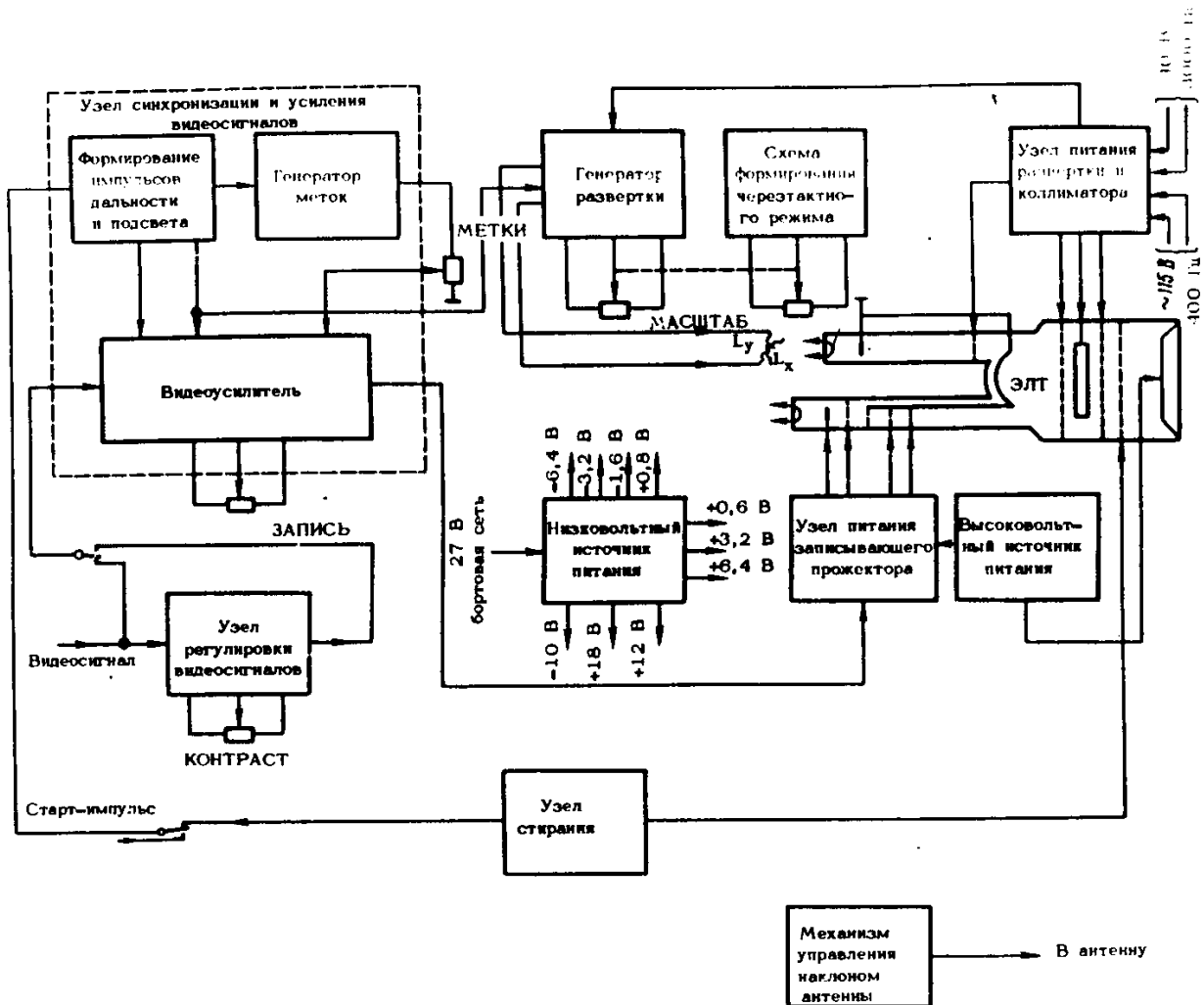


Рис. 82. Блок-схема индикатора ГР-4НВЛ

Коммутационная коробка ГР17В. Коммутационная коробка содержит ряд реле, предназначенных для коммутации напряжений и управляющих сигналов приемопередатчика и индикатора при их переключении.

Связь радиолокационной станции с другими системами. Во время излучения мощного импульса передатчика радиолокационной станции "Гроза-86" выдает бланкирующие импульсы амплитудой 45 - 60В и длительностью 4 мкс в изделия СОМ-64 и 020М соответственно положительной и отрицательной полярности.

С синусно-косинусных трансформаторов второго канала инерционной гиравертикали радиолокационная станция получает сигналы крена и тангажа в виде напряжения переменного тока частотой 400Гц, которые поступают через коммутационную коробку ГР17В в антенный блок.

Питание радиолокационной станции. Питание радиолокационной станции осуществляется от бортовых сетей левого борта:

- трехфазного переменного тока напряжением с линейным значением 200 В 400 Гц;
- трехфазного переменного тока напряжением 36 В 400 Гц;
- постоянного тока напряжением 27 В.

На РУ213 постоянного тока установлен автомат защиты сети "РЛС" 27 В. Централизованное включение питания осуществляется с помощью контакторов, управляемых этим автоматом. Цепи питания на напряжения 200 и 36 В защищены автоматами защиты сети "РЛС ПИТАНИЕ", установленными соответственно на РУ211 и РУ212 на левом борту.

При включенных АЗС напряжение +27 В от бортсети подается через коробку коммутации на разомкнутые контакты реле, размещенные в индикаторных блоках. Контакты этих реле замыкаются в том случае, если хотя бы на одном из индикаторов переключатель режимов установлен в положение "ГОТОВ", "ЗЕМЛЯ", "МЕТЕО" или "КОНТУР".

При этом напряжение +27В бортсети подается одновременно на включение контакторов, расположенных на РУ211, РУ212 и РУ213. Контакторы срабатывают и своими контактами включают питание РЛС по напряжениям +27В, 36В 400 Гц и 200В 400 Гц.

Работа. РЛС имеет режимы работы: "ГОТОВ", "ЗЕМЛЯ", "МЕТЕО" и "КОНТУР". Режим "ГОТОВ" вспомогательный, он служит для подготовки РЛС к работе. Режимы "ЗЕМЛЯ", "МЕТЕО" и "КОНТУР" - рабочие.

В режиме "ЗЕМЛЯ" на экране индикатора обеспечивается получение в полярных координатах "Азимут-дальность" радиолокационной карты земной поверхности, расположенной в передней полусфере самолета, и возможность визуально определять положение наземных объектов относительно самолета. В этом режиме в зависимости от выбранного масштаба автоматически изменяется форма диаграммы направленности антенны.

На масштабах 50-150 км обзор ближней зоны земной поверхности производится веерным лучом. На масштабах 150-250 км в индикаторе включается схема, позволяющая производить обзор земной поверхности веерным и узким лучом через такт. При повороте антенны слева направо включается веерная диаграмма направленности и просматривается ближняя зона обзора, при повороте антенны справа налево включается узкая диаграмма направленности и просматривается дальняя зона обзора. Благодаря этому обеспечивается выравнивание величины сигналов, отраженных от ближних и дальних участков земной поверхности, поэтому изображение на экране индикатора за счет большой длительности послесвечения имеет одинаковую яркость во всем диапазоне дальности развертки.

На фиксированном масштабе 375 км производится обзор дальней зоны, начиная со 150 км; обзор производится узким лучом. Для наилучшего разделения по яркости радиолокационных отражений от объектов и от фона земной поверхности и четкого воспроизведения водных объектов в РЛС применен трехтоновый видеоусилитель. Подбор оптимального характера изображения осуществляется с помощью ручки "КОНТРАСТ".

Режим "МЕТЕО" используется для обнаружения грозовой облачности в пределах сектора обзора и позволяет определить ее протяженность и положение относительно самолета. В режиме "МЕТЕО" на экране индикатора обеспечивается радиолокационное изображение воздушной обстановки в пределах $\pm 100^\circ$ в горизонтальной плоскости и в пределах $\pm 2^\circ$ в вертикальной плоскости. В режиме "МЕТЕО" для обзора воздушного пространства подключается узкая диаграмма направленности антенны.

Режим "КОНТУР" предназначен для выявления грозовых очагов и наиболее опасных зон кучево-дождевой области в метеообразованиях. В режиме "КОНТУР" РЛС позволяет выявить внутри отражения от грозовых зон и кучево-дождевой области участки, состоящие из капель большого диаметра, что обуславливает их высокую отражающую способность. За счет специальной схемы видеоусилителя, подавляющей все принимаемые сигналы, амплитуда которых превосходит определенный фиксированный уровень, обеспечивается полное или частичное подавление сигналов от слабых областей грозовой зоны. Благодаря этому на экране индикатора не фиксируются не опасные для полета облачные образования. Интенсивность отраженных сигналов увеличивается с увеличением турбулентности, что позволяет экипажу косвенно судить об ожидаемой турбулентности при полете в обнаруженной грозовой зоне.

В режиме "КОНТУР" производится временная автоматическая регулировка усиления (ВАРУ) приемного устройства, которая обеспечивает постоянство амплитуды принимаемых сигналов при изменении дальности до наблюдаемых объектов. При наличии крена и тангажа самолета зона обзора изменяет свое положение в пространстве. Чтобы при эволюциях самолета зона обзора сохраняла свое положение в пространстве, в РЛС предусмотрена гироскопическая стабилизация оси диаграммы направленности антенны. Положение оси диаграмм направленности может быть вручную изменено относительно плоскости горизонта на угол $\pm 10^\circ$ с помощью ручки "НАКЛОН", расположенной на индикаторе. На определенной высоте полета на экране индикатора изображаются не только гидрометеорообъекты, но и объекты земной поверхности, которые могут быть приняты за гидрометеорообразования. Чтобы разделить изображение объектов земной поверхности и гидрометеорообъектов, антенну поднимают на угол, определяемый по графику в зависимости от высоты полета. В горных районах высотой следует считать высоту полета над горными вершинами.

Управление работой РЛС. Управление работой РЛС осуществляется с помощью ручек и переключателей, расположенных на индикаторе (рис. 83). Переключатель режимов работы имеет положения "ОТКЛ", "ГОТОВ", "ЗЕМЛЯ", "МЕТЕО", "КОНТУР". После установки переключателя в положение "ГОТОВ" подключается электропитание и подсвет надписей на передней панели индикатора.

Для включения РЛС достаточно установить в положение "ГОТОВ" переключатель режимов на индикаторе, выбранном переключателем "Управ. РЛС лев-прав". Отключение РЛС производится при установке переключателя режимов в положение "ОТКЛ" на обоих индикаторах.

При переводе переключателя из положения "ГОТОВ" в положение "ЗЕМЛЯ", "МЕТЕО" или "КОНТУР" включается высокое напряжение.

Переключатель масштабов развертки позволяет производить ступенчатое и плавное изменение масштаба дальности развертки. При повороте переключателя против часовой стрелки в крайнее левое положение до появления щелчка на экране индикатора включается развертка с фиксированным масштабом дальности 375 км. При выводе переключателя из крайнего левого положения после появления щелчка включается регулируемая развертка с изменяемым масштабом дальности от 250 до 50 км. На масштабе 375 км количество калибровочных меток равно трем-четырем. При изменении масштаба от 250 до 50 км количество калибровочных меток уменьшается с пяти-шести до одной соответственно.

Ручка "МЕТКИ" служит для регулирования яркости калибровочных меток дальности. В крайнем левом положении (против часовой стрелки) метки отсутствуют, в крайнем правом - наибольшая яркость меток. Яркость меток также зависит от положения ручки "ЗАПИСЬ ГРУБО". При нахождении ручки в крайнем левом положении метки на экране индикаторов наблюдаться не будут, независимо от положения ручки "МЕТКИ".

Ручка "КОНТРАСТ" регулирует контрастность изображения в режиме "ЗЕМЛЯ" и используется для устранения ненужной информации, затрудняющей расшифровку изображения. В крайнем правом положении (по часовой стрелке) на экране индикатора выделяются только крупные города, горы; в крайнем левом положении (против часовой стрелки) воспроизводятся все сигналы, принятые от наземных целей. Наибольшая дальность обнаружения обеспечивается при нахождении ручки "КОНТРАСТ" в крайнем левом положении. Сдвоенная ручка "ЗАПИСЬ" регулирует режим записи радиолокационного изображения на индикаторе. Ручка "ЗАПИСЬ-ГРУБО" обеспечивает регулировку режима записи в широком диапазоне от полного исчезновения изображения на экране (в крайнем левом положении) до яркого свечения всей поверхности экрана (в крайнем правом положении). В крайнее правое положение ручку "ЗАПИСЬ-ПТБО" устанавливать рекомендуется, так как в этом случае не удастся наблюдать радиолокационное изображение из-за яркого свечения экрана. Ручка "ЗАПИСЬ-ТОЧНО" обеспечивает точную настройку режима записи изображения на экране индикатора в узком диапазоне.

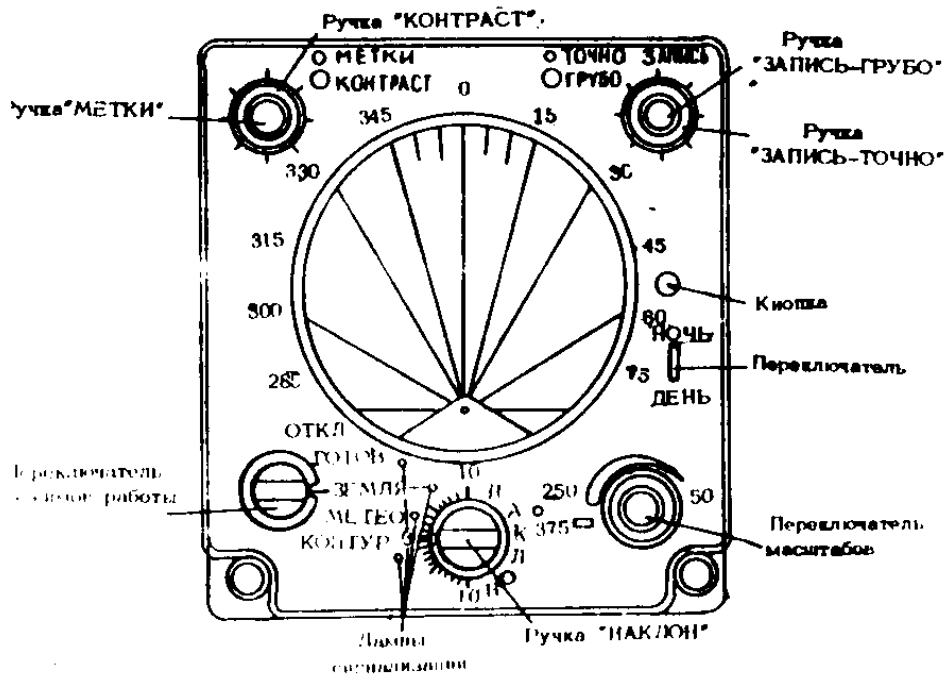


Рис. 83. Передняя панель индикатора радиолокатора "Гроза-86"

Кнопка "СТИРАНИЕ" обеспечивает быстрое стирание изображения на экране индикатора и используется для ускорения настройки изображения при изменении масштаба или режима работы радиолокатора.

Ручка "НАКЛОН" предназначена для ручного управления наклоном оси диаграммы направленности антенны в режимах "ЗЕМЛЯ", "МЕТЕО" и "КОНТУР". При этом гиросtabilизация луча антенны при эволюциях самолета происходит с учетом установленного угла наклона. Переключатель "ДЕНЬ-НОЧЬ" предназначен для скачкообразного изменения яркости экрана индикатора в зависимости от освещения кабины. Положение "ДЕНЬ" соответствует наибольшей яркости, положение "НОЧЬ" - наименьшей.

Часть переключателей, управляющих работой РЛС, расположены на верхнем витке пилотов. Переключатель "УПРАВ. РЛС" с положениями "ЛЕВ", "ПРАВ" обеспечивает управление радиолокатором соответственно от левого или правого индикатора. При этом включение требуемого режима работы и выбор масштаба дальности развертки осуществляется на обоих индикаторах одновременно с помощью ручек правого или левого индикатора в зависимости от положения "ПРАВ" или "ЛЕВ" переключателя "УПРАВ РЛС". Регулировка наклоном луча антенны осуществляется от ручки "НАКЛОН" управляющего индикатора. При этом аналогичные ручки на другом индикаторе отключаются, и их положение не оказывает влияние на работу радиолокатора.

Ручки "МЕТКИ", "КОНТРАСТ", "ЗАПИСЬ ГРУБО", "ЗАПИСЬ ТОЧНО" и кнопка "СТИРАНИЕ" на каждом индикаторе действуют автономно и управляют работой индикатора независимо от положения переключателя "УПРАВ РЛС".

С помощью переключателя "РЛС" (с 0011) "ПР ПРД" (по 0010) с положениями "ОСНОВН", "РЕЗЕРВ" включается в рабочий режим основной или резервный приемопередатчик. Если включен один из приемопередатчиков, то второй находится в "горячем" резерве. При отказе одного из приемопередатчиков работа обоих индикаторов невозможна, поэтому переключателем "РЛС" (с 0011) "ПР ПРД" (по 0010) необходимо включить в работу исправный приемопередатчик, при этом восстанавливается работа индикаторов.

Плоскость азимутального качания антенны неподвижна относительно плоскости, проходящей через продольную и поперечную оси самолета. Изображение на экране индикатора при этом перемещается в зависимости от изменения углов крена и тангажа самолета. В положении "ОТКЛ" переключателя "РЕЗЕРВН СТАБИЛ" включается стабилизация от гироскопов ИКВ, при положении "РЕЗЕРВН СТАБИЛ" гиростабилизация отключается и включается резервная стабилизация.

6. РАДИОАППАРАТУРА АКТИВНОГО ОТВЕТА

Назначение. Радиоаппаратура активного ответа осуществляет взаимодействие с радиолокаторами (аэродромов и трасс) системы регулирования воздушного движения, обеспечивающей повышение безопасности и экономичности полетов. Система регулирования воздушного движения используется на территории России и за рубежом.

В состав радиоаппаратуры активного ответа входят самолетные ответчики СО-70 и СОМ-64.

Пульты управления радиоаппаратуры активного ответа, находящиеся на пульте левого пилота, подсвечиваются белым светом. Лампы подсвета питаются от бортовой сети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц (РУ211) через понижающие регулировочные трансформаторы выходным напряжением 6 В.

Включение и регулировка яркости подсвета производится поворотом ручки трансформатора "ОСВЕЩЕНИЕ. ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ" на пульте левого пилота.

6.1. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СО-70

Назначение. Самолетный ответчик СО-70 предназначен для работы с зарубежными радиолокаторами аэродромов и трасс, входящими в систему управления воздушным движением (УВД). На запрос наземных радиолокаторов ответчик обеспечивает автоматическую выдачу кодированных импульсов, содержащих коды координат и информационные коды. Информационные коды в зависимости от кода запросного сигнала содержат информацию о номере самолета или о высоте полета.

Таблица 20

Состав ответчика

№ п/п	Название	Тип	Обозначение по электрической схеме	Назначение
1	Моноблок, состоящий из трех блоков, установленных на одной амортизационной раме: приемопередатчик	СО-70 ПП-02	P52/6 -	Для приема, преобразования по частоте и усиления сигналов радиолокатора; формирования по длительности импульсов, поступающих с шифратора; генерирования и усиления по мощности высокочастотных импульсов с интервалами, задаваемыми шифратором. Для декодирования запросных кодов и формирования ответных информационных кодов.
	шифратор кодов	ШК ИКАО-01	-	

	блок сопряжения	БС-01	-	Для формирования входного сигнала по амплитуде и длительности; амплитудного сравнения импульсов запросных кодов; формирования бланкирующих импульсов; формирования контрольного кода и сигнала индикации.
2	Пульт управления	ПУ	P51/6	Для дистанционного управления и контроля работы ответчика.
3	Приемопередающая антенна	АМ-001	P53/6	Для приема и передачи сигналов дециметрового диапазона
4	Переход	СР-50-162Ф	P54-6-1	Для согласования выходного сопротивления приемопередатчика с контрольной аппаратурой
5	Панель контроля	-	P54/6	Для установки контрольных разъемов и перехода

Основные технические данные

Частота приемника 1030 ± 1 МГц.
 Чувствительность приемника -104 ± 9 дБ/Вт.
 Мощность передатчика от 0,25 до 1 кВт.
 Объем передаваемой ответчиком информации:
 о номере самолета 4096,
 о высоте полета 15000 м (49200 футов с градацией 100 футов).

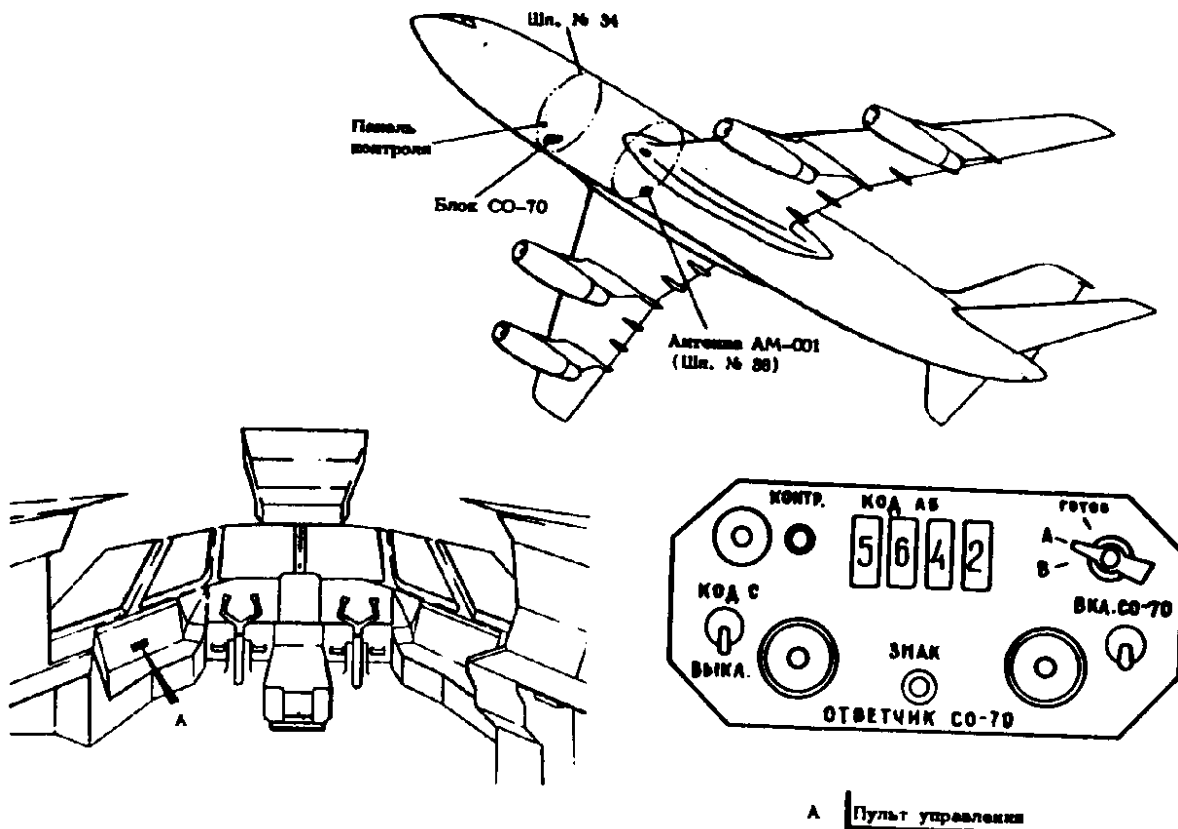


Рис. 84. Размещение блоков ответчика СО-70

Описание. Ответчик СО-70 может работать в режимах "А", "В" и "Готов". В режиме "А" ответчик на запрос кодом А выдает сигнал, несущий информацию о высоте полета и запасе топлива. В режиме "В" ответчик на запрос кодом В выдает сигнал, несущий информацию о номере самолета, а на запрос кодом С - сигнал, несущий информацию о высоте полета.

В режиме "Готов" ответчик не отвечает на запросы, но находится под током (в "горячем" резерве).

Из ответного сигнала может быть исключен код, несущий информацию о высоте полета самолета. Для исключения информации о высоте в любом из рабочих режимов необходимо установить выключатель "КОД С - ВЫКЛ" в положение "ВЫКЛ". Информация о высоте полета выключается только по команде диспетчера.

Данные о номере самолета поступают в шифратор ответчика с пульта управления. На пульте управления номер самолета набирается четырьмя ручками набора.

От системы ИКВСП в ответчик поступает сигнал готовности системы к работе (+27 В), сигнал абсолютной высоты (+ 27 В) и сигналы высоты полета (в виде относительно сопротивления). Сигнал абсолютной высоты поступает в ответчик при установке на указателе правого пилота (УВ) системы ИКВСП давления 760 мм рт.ст. Информация о высоте полета поступает в ответчик только после поступления сигналов готовности и "абсолютной высоты".

Контроль исправности ответчика на самолете производится с помощью встроенного контроля и через контрольные разъемы, к которым подключается контрольно-проверочная аппаратура. Низкочастотный контрольный разъем 7Ш1 и высокочастотный разъем 7Ф2 с переходом Р54/6-1 закреплены на панели контроля Р54/6, находящейся рядом с блоком СО-70.

Питается ответчик от бортсети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц, и от бортсети постоянного тока напряжением 27 В.

Переменным током напряжением 115 В 400 Гц ответчик питается от РУ381 через автомат защиты сети АЗФ1К-3 "СО-70".

Постоянным током напряжением 27 В ответчик питается от РУ383 через автомат защиты сети АЗРГК-2 "ОТВЕТЧ СО-70".

Работа. При передаче ответчиком сигналов ответа на пульте управления загорается лампа "КОНТР". Ответчик выдает сигналы, содержащие информацию о высоте полета только после установки на УВ правого пилота системы ИКВСП давления 760 мм.рт.ст.

При подлете к аэродрому, когда на УВ правого летчика устанавливается давление аэродрома, ответчик не передает сигналы, содержащие информацию о высоте полета.

При подлете к аэродрому переключатель режимов на пульте управления устанавливается в зависимости от полетного задания в положения "А" и "В". Для выделения самолета на экране радиолокатора левый пилот по команде диспетчера должен нажать кнопку "Знак" на пульте управления.

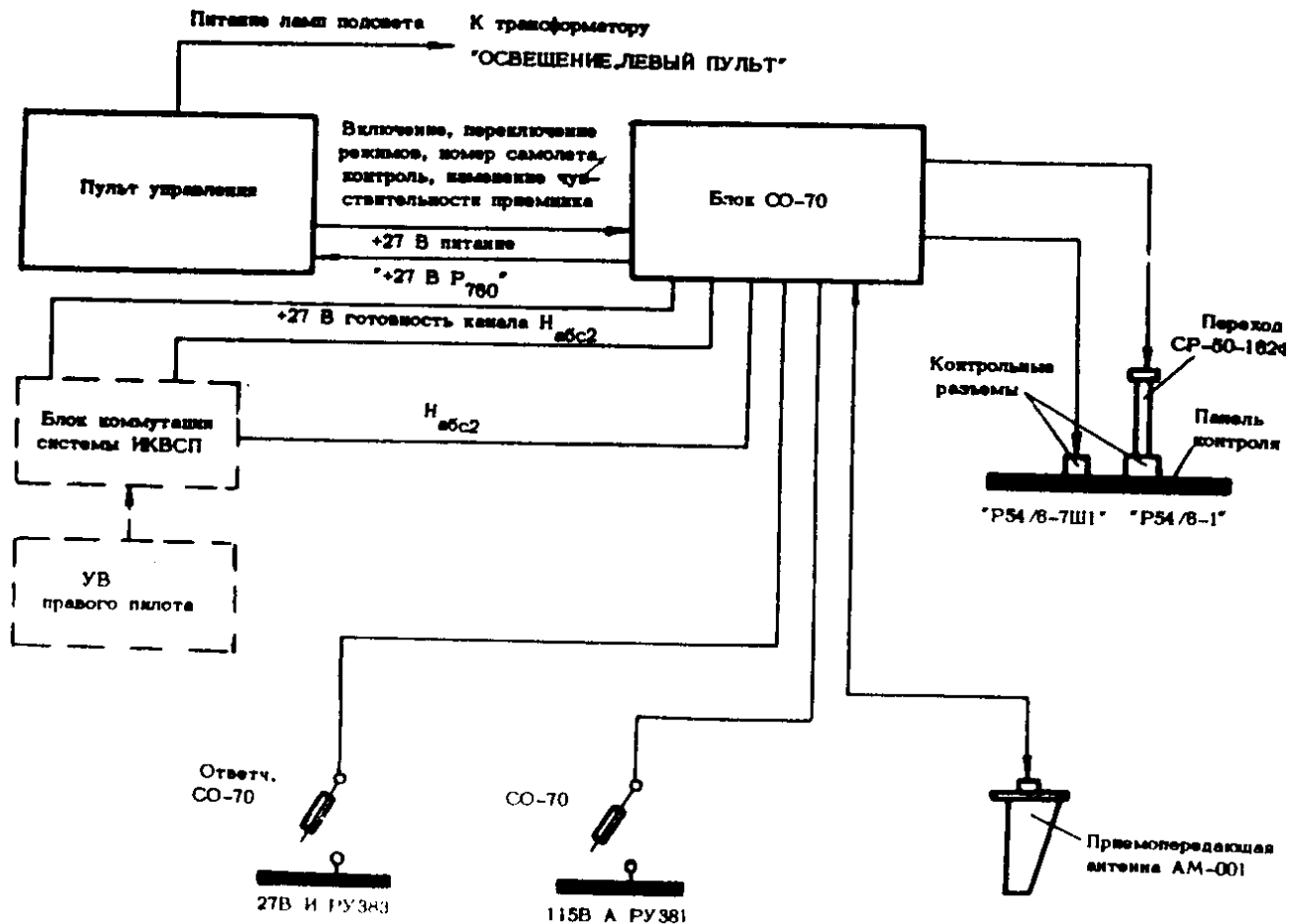


Рис. 85. Схема связей СО-70

6.2. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СОМ-64

Назначение. Самолетный ответчик СОМ-64 предназначен для работы с установленными на аэродромах и трассах радиолокаторами отечественных и зарубежных систем, входящих в систему управления воздушным движением (УВД).

Ответчик обеспечивает автоматическую передачу радиолокаторам ответных кодированных импульсов, содержащих координатные и информационные коды. Информационные коды в зависимости от кода запроса и режима работы содержат данные о бортовом номере самолета, высоте полета и запасе топлива.

Таблица 21

Состав и назначение блоков СОМ-64

№ п/п	Название	Тип	Обозначение по электрической схеме	Назначение
1	Моноблок: приемопередатчик шифратор преобразователь высоты фильтр	СО-63 ПП-01 Ш-01 ПВ-01 ВТ-002	Р3/6 - - - -	Усиление и преобразование принятых сигналов; генерирование и усиление по мощности высокочастотных импульсов, декодирование запросных и кодирование ответных импульсов.

2	Выносной видео-усилитель	ВВУ	P6/6	Сложение и усиление протектированных видеоимпульсов, поступающих от приемных антенн трехсантиметрового диапазона
3	Пульт управления	СО-63	P1/6	Управление ответчиком
4	Пульт управления	ІСАО	P2/6	Управление ответчиком при полетах самолета на международных авиалиниях
5	Шифратор кодов	-	P4/6	Декодирование запросных и кодирование ответных кодов в режиме "RBS"
6	Приставка бланкирования		P5/6	Сложение, ограничение и инвертирование импульсов бланкирования
7	Приемопередающая антенна	A3-018	P11/6	Прием и передача сигналов при полетах на внутренних авиалиниях
8	Приемопередающая антенна	AM-001	P10/6	Прием и передача сигналов на международных авиалиниях
9	Приемная антенна (2 шт.)	AB-014	P8/6, P7/6	Прием сигналов трехсантиметрового диапазона
10	Панель контроля	-	P12/6	Для установки контрольных разъемов

Основные технические характеристики

В режимах РСП и УВД

Частоты приемника $837,5 \pm 0,3$ МГц, $1030 \pm 0,2$ МГц.

Чувствительность приемника:

В режиме УВД

на частоте 837,5 МГц минус 64^{+4}_{-2} дБ/Вт.

на частоте 1030 МГц минус 104 ± 4 дБ/Вт.

В режиме РСП

на частоте 837,5 МГц минус 84 ± 4 дБ/Вт.

на частоте 1030 МГц минус 104 ± 4 дБ/Вт.

Частоты передатчика

$730; 740; 750 \pm 1,8$ МГц; 1090 ± 3 МГц.

Мощность передатчика

0,25-1 кВт.

В режиме "RBS"

Частоты приемника

$1030 \pm 0,2$ МГц.

Чувствительность приемника

104 ± 4 дБ/Вт.

Частота передатчика

1090 ± 3 МГц.

Мощность передатчика

0,25 – 1 кВт.

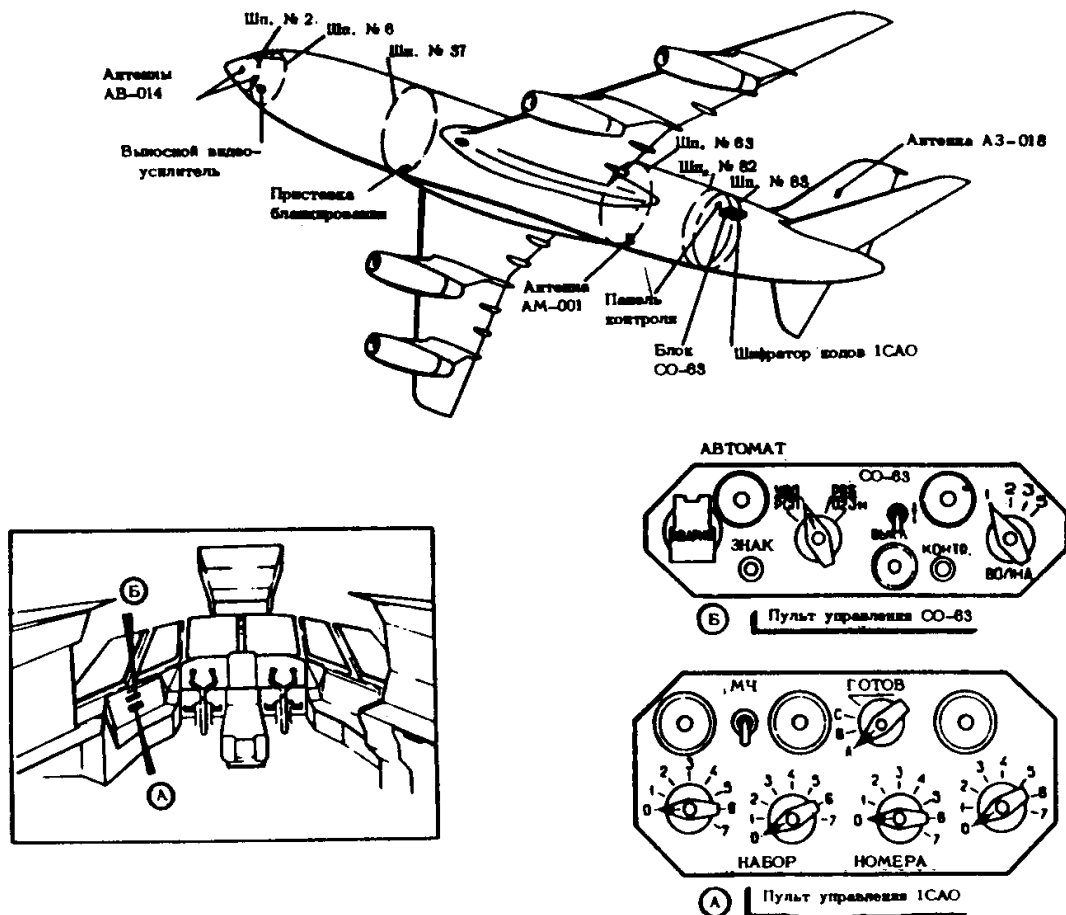


Рис. 86. Размещение блоков ответчика COM-64

Описание. Ответчик COM-64 может работать в режимах "УВД", "РСП", "RBS" и "023".

При полетах на отечественных авиалиниях основным режимом является режим "УВД". В этом режиме ответчик в зависимости от кода запроса передает наземным радиолокаторам кодированные сигналы, содержащие координатные коды и информацию о номере самолета или о высоте полета и запасе топлива.

Режим "РСП" отличается от режима "УВД" только чувствительностью приемника на частоте 837,5 МГц. Это вспомогательный режим и используется в основном для наземной проверки ответчика.

Прием запросных и передача ответных сигналов осуществляется приемопередающей антенной АЗ-018.

В режимах "УВД" в "РСП" ответчик принимает также запросные сигналы посадочных радиолокаторов, ответная посылка посадочным радиолокаторам содержит только координатный код. Прием сигналов посадочных радиолокаторов осуществляется двумя приемными антеннами АВ-014 и передней антенной АП-027, входящей в комплект антенно-фидерной системы "ПИОН". Ответный сигнал передается через приемопередающую антенну АЗ-018.

Режим "RBS" используется при полетах по зарубежным авиалиниям. В этом режиме ответчик может работать в четырех подрежимах: "А", "В", "С" и "ГОТОВ". В подрежиме "А" на запрос кодом А ответчик передает сигнал, содержащий координатный код и код с информацией о номере самолета, а на запрос кодом С передает ответный сигнал, содержащий координатный код и код с информацией о высоте полета самолета. В подрежиме "В" на запрос

кодом В ответчик передает сигнал, содержащий координатный код и код с информацией о номере самолета, а на запрос кодом С передает сигнал, содержащий координатный код и код с информацией о высоте полета. В подрежиме "С" - отвечает только на запрос кодом С, ответный сигнал содержит координатный код с информацией о высоте полета, в подрежиме "ГОТОВ" - не отвечает на запросы, но находится под током (в "горячем" резерве).

Прием сигналов и передача ответных сигналов осуществляется приемопередающей антенной АМ-001. Режим "023М" включается при использовании передатчика ответчика для работы с аппаратурой 0-20М. Этот режим обеспечивает запуск передатчика импульсами отрицательной полярности.

В режиме "УВД" данные о номере самолета поступают в шифратор с платы набора номера, находящейся на передней панели шифратора. Код номера самолета набирается на плате с помощью контактных винтов.

В режиме "RBS" номер самолета устанавливается с помощью переключателей на пульте управления ИКАО.

Для исключения срабатывания ответчика от сигналов РЛС "ГРОЗА", системы "РАДИКАЛ" и аппаратуры 0-20М применяется бланкирование (запирание) ответчика на время работы передатчиков указанной аппаратуры.

Во время работы РЛС "Гроза" в шифратор ответчика поступают бланкирующие импульсы положительной полярности. При работе передатчика системы "Радикал" от него поступают в ответчик бланкирующие импульсы отрицательной полярности. От аппаратуры 0-20М импульсы положительной полярности поступают через приставку бланкирования.

От системы ИКВСП в ответчик поступает сигнал готовности системы к работе (+27 В), сигналы абсолютной и относительной высоты.

Сигналы относительной и абсолютной высоты поступают в ответчик от УВ левого пилота после поступления сигнала готовности. Сигналы относительной высоты полета поступают при работе ответчика в режиме "УВД", сигнал абсолютной высоты - при работе в режиме "RBS".

Информация об остатке топлива поступает в ответчик от топливомера.

Контроль исправности ответчика на самолете производится с помощью встроенного контроля и через контрольные разъемы, к которым подключается контрольно-поверочная аппаратура. Два низкочастотных контрольных разъема – 9Ш1 и 9Ш2 закреплены на панели контроля Р12/6, находящейся рядом с блоком СО-63 и шифратором ИКАО в хвостовом техническом отсеке, два контрольных высокочастотных разъема - "КОНТРОЛЬ ДРД" и "КОНТРОЛЬ АМ" размещены на блоке фильтров моноблока.

Питание ответчика осуществляется от бортсети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц и от бортсети постоянного тока напряжением 27 В. Переменным током напряжением 115 В 400 Гц ответчик питается от РУ391 через автомат защиты сети АЗФ1К-2. Постоянный ток напряжением 27 В в ответчик подается от РУ393 через автомат защиты сети АЗРГК-5.

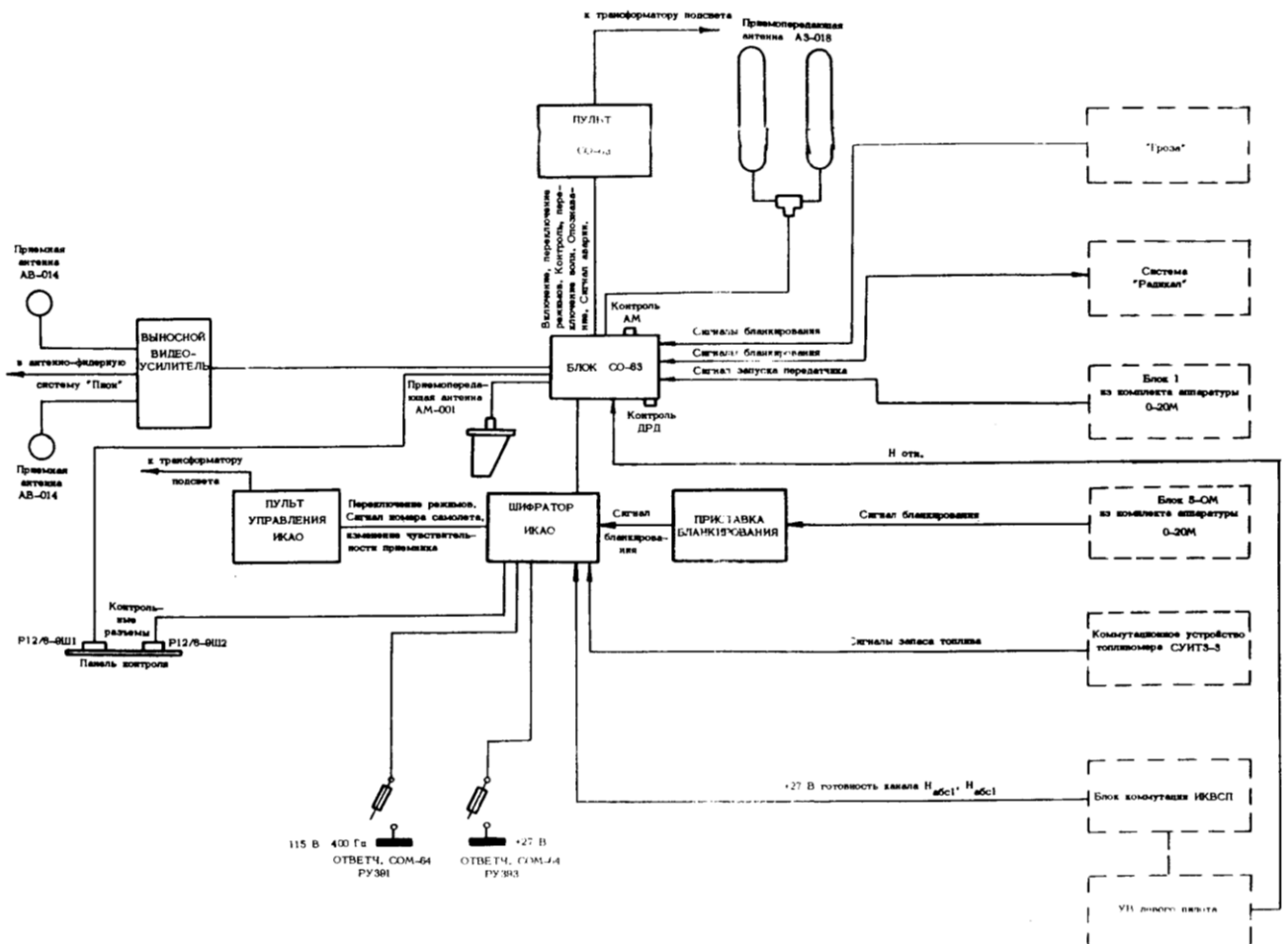


Рис. 87. Схема сигналов ответчика COM-64

Автоматы защиты сети, находящиеся на РУ, имеют гравировку "ОТВЕТЧИК COM-64". Включается ответчик выключателем "СО-63 - ВЫКЛ" на пульте управления.

Работа. При передаче ответчиком сигналов ответа на пульте управления СО-63 загорается лампа "КОНТР". Для выделения самолета на экране радиолокатора левый пилот по команде диспетчера должен нажать кнопку "ЗНАК" на пульте управления.

СОДЕРЖАНИЕ

1. СИСТЕМА РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ СРПБЗ.....	3
2. СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ САМОЛЕТОВ В ВОЗДУХЕ TCAS II.....	12
3. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА И-11-1.....	29
4. СПУТНИКОВАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА TNL-2000 APPROACH PLUS.....	40
5. РАДИОАППАРАТУРА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ.....	58
5.1. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-15М.....	60
5.2. РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ "РАДИКАЛ".....	63
5.3. АНТЕННО-ФИДЕРНАЯ СИСТЕМА "ПИОН-НП- 86".....	69
5.4. РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ "КУРС-МП-70".....	71
5.5. САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-75.....	79
5.6. ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА ДИСС-016.....	84
5.7. РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ А-031.....	89
5.8. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ "ГРОЗА-86".....	93
6. РАДИОАППАРАТУРА АКТИВНОГО ОТВЕТА.....	104
6.1. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СО-70.....	104
6.2. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СОМ-64.....	107